М. И. ШЕВЕЛЮК

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Допущено Главным управлением политехнических и машиностроительных вузов Министерства высшего образования СССР в качестве учебного пособия для высших учебных заведений

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
ОБОРОНГИЗ
Москва 1960

В книге изложены теоретические основы проектирования жидкостных ракетных двигателей; на основании данных, опубликованных в иностранной печати, рассмотрены режимы работы, рабочие процессы и характеристики ЖРД и его камеры, проектирование и расчет распыливающих устройств и системы подачи топлива в камеру ЖРД, а также характеристики применяемых топлив. В книге освещены также вопросы охлаждения камеры, эксплуатации и испытания ЖРД.

Книга является учебным пособием для втузов соответствующих специальностей; она может также служить пособием для инженеров и техников, работающих в этой области.

Рецензент докт. техн. наук проф. **А. В. Квасников**

Редактор инж. **И. Л. Яновский**

Зав. редакцией инж. *С. Д. Красильников*

ПРЕДИСЛОВИЕ

В последние годы в нашей и заграничной печати опубликован ряд статей и отдельных трудов, посвященных теории и проектированию жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

Из числа этих работ особого внимания заслуживают учебные пособия, написанные советскими учеными А. В. Болгарским и В. К. Щукиным, Г. Б. Синяревым и М. В. Добровольским, В. И. Феодосьевым и Г. Б. Синяревым и др.

Предлагаемая работа представляет собой попытку обобщить материалы по теории и проектированию жидкостных ракетных двигателей для летательных аппаратов различного назначения.

Некоторые вопросы реактивной техники до сих пор еще мало разработаны. Это заставило автора в ряде случаев ограничиться их качественным анализом, близким к конкретным задачам инженерной практики проектирования двигателей.

Автором систематизированы, уточнены и частично разработаны вопросы, относящиеся к теории и проектированию ЖРД.

Для практического использования сообщаемых сведений в работе помещены графики, таблицы и примерные расчеты.

На основе изложенного можно выбрать соответствующий тип двигателя для заданного аппарата и требуемый вид топлива, установить для него оптимальные рабочие и конструктивные параметры, выбрать материалы, рассчитать геометрические, эксплуатационные, гидравлические и другие характеристики, установить конструктивные схемы его отдельных элементов и в целом спроектировать в первом приближении экономичный и надежный в работе двигатель, обеспечивающий аппарату наибольшую дальность полета.

Автор стремился придерживаться терминологии и буквенных обозначений, наиболее полно отвечающих физической сущности понятий и удобных для пользования.

Приведенные в работе сведения не претендуют на полное освещение вопросов по затронутой теме и, естественно, требуют еще доработки.

О всех замеченных недостатках или ошибках автор просит сообщить по адресу: Москва, И-51, Петровка, 24, Оборонгиз.

Автор

Глава 1

ВВЕДЕНИЕ

Основным элементом ракетных снарядов различного назначения является их двигатель.

Тип двигателя обусловливает в основном конструкцию, габаритные размеры и летные характеристики этих снарядов. От выбранного типа двигателя, вида используемых в нем компонентов топлива, от его конструктивных, эксплуатационных и других характеристик зависит дальность полета снаряда.

Настоящая работа ставит своей целью дать студентам втузов и инженерно-техническим работникам краткие сведения по теории и основным принципам проектирования жидкостных ракетных двигателей. На базе этих сведений можно в каждом конкретном случае рационально выбрать для разработки принципиальную схему ЖРД, компоненты топлива для него, рабочие и конструктивные параметры, произвести необходимые расчеты эксплуатационных, геометрических и прочих характеристик и решить другие вопросы, связанные с созданием надежной и экономичной в работе конструкции двигателя.

Для успешного изучения этого курса необходимо, кроме общей инженерной подготовки, иметь ясное представление о существующих конструкциях ЖРД и ЖРС (жидкостный ракетный снаряд), а также знать химию и теорию горения жидких топлив, основы теплообмена и теплопередачи, теорию прочности и устойчивости конструкций, аэродинамику больших скоростей, баллистику и теорию автоматического регулирования.

§ 1. Краткая история развития жидкостных ракетных двигателей

Разработка основ теории и создание первых конструкций жидкостных ракетных двигателей и снарядов к ним в основном принадлежат нашей Родине.

Основоположником теории реактивных двигателей является великий русский ученый Н. Е. Жуковский, который в своей работе «О реакции вытекающей и втекающей жидкости», опубликованной в 1882 г., впервые в мире вывел уравнение силы реакции вытекающей жидкости, а в более поздних работах дал уравнение к. п. д. струи жидкости.

Большая роль в создании теории реактивного движения принадлежит русскому ученому И. В. Мещерскому, выдающиеся работы которого по механике тел переменной массы, опубликованные в 1897 г., явились основой современной теории движения реактивных снарядов.

Среди русских ученых, прославивших новаторством свою Родину, стоит К. Э. Циолковский, который является основоположником идеи создания жидкостного ракетного двигателя, творцом теории полета реактивных аппаратов, автором ряда их схем и других предложений.

Первую свою работу под названием «Исследование мировых пространств реактивными приборами» К. Э. Циолковский опубликовал в 1903 г. в журнале «Научное обозрение», № 5.

В этой работе и в последующих ее дополнениях, изданных в 1911—1914 гг., а затем в 1924—1929 гг. и позже, К. Э. Циолковским с гениальной проницательностью поставлены и решены основные вопросы теории и устройства жидкостного ракетного снаряда.

Им впервые в мире предложены:

1) схема жидкостного ракетного двигателя (1903 г.);

2) использование жидкого кислорода в качестве окислителя горючего (1903 г.);

3) насосная подача топлива в камеру двигателя (1903 г.);

4) графит и тугоплавкие металлы для изготовления камеры двигателя (1903 г.);

5) охлаждение камеры двигателя одним из компонентов топлива (1903 г.);

6) охлаждение камеры двигателя по замкнутому циклу (1903 г.);

7) использование внутриатомной и электрической энергии для работы реактивного двигателя (1911 г.);

8) использование озона в качестве окислителя и жидкого метана и скипидара в качестве горючих (1914 г.);

9) использование окислов азота в качестве окислителя (1926 г.);

10) использование пятиокиси азота в качестве окислителя и одноатомного водорода в качестве горючего (1927 г.);

11) расположение рулей в струе газов за соплом камеры двигателя для управления снарядом при полете в разреженных слоях атмосферы и в пустоте (1929 г.) и др.

В своих работах К. Э. Циолковский также рассмотрел и другие вопросы реактивного движения, а именно:

1) доказал, что реактивный двигатель может создавать тягу и в безвоздушном пространстве;

2) указал на большие перспективы практического использования реактивных снарядов для изучения космического пространства;

3) доказал, что наклонный подъем реактивного снаряда выгоднее вертикального;

4) доказал, что для реактивных аппаратов средней и большой дальности полета жидкое топливо выгоднее твердого (пороха);

5) доказал, что реактивные снаряды средней и большой дальностей полета должны иметь органы управления и самоуправления во время полета;

6) рассмотрел движение реактивного снаряда в пустоте без учета и с учетом силы тяжести;

7) вывел знаменитую формулу для определения максимальной скорости полета реактивного снаряда в конце активного участка в безвоздушном пространстве;

8) указал целесообразность повышения давления газов в камере сгорания двигателя для увеличения удельной тяги;

9) определил к. п. д. реактивного двигателя во время полета, а также указал ряд путей и перспектив развития этого вида техники.

К. Э. Циолковский поставил на твердую научную почву изучение движения ракет как тел переменной массы.

К. Э. Циолковский выдвинул гениальные идеи:

1) о создании составных реактивных снарядов для достижения больших дальностей полета;

2) о целесообразности применения крылатых реактивных снарядов для достижения больших дальностей полета;

3) о создании реактивного самолета;

4) о космических станциях, т. е. об искусственных спутниках Земли в виде специальных реактивных снарядов, и др.

Современная наука о реактивной технике основывается главным образом на работах К. Э. Циолковского. Его идеи частично были популяризованы в книге Я. И. Перельмана, изданной в 1915 г. под названием «Межпланетные путешествия».

Вопросами реактивного движения К. Э. Циолковский начал заниматься с 1883 г. С февраля по май этого года им была написана работа под названием «Свободное пространство», в которой он рассмотрел некоторые вопросы, связанные с использованием реактивного движения. В 1896 г. им была написана повесть под названием «Вне земли», в которой он также указывал на реактивный снаряд как на аппарат для межпланетных путешествий.

Великая Октябрьская социалистическая революция дала полную возможность К. Э. Циолковскому развить творческую деятельность. Повседневное внимание Коммунистической партии и Советского правительства к его научно-исследовательской работе способствовало широкой известности и признанию его работ.

До Великой Октябрьской социалистической революции им было написано 80 работ, из которых 50 было опубликовано в печати, а после революции им написано и опубликовано в печати 150 работ.

Многочисленные работы К. Э. Циолковского в области реактивной техники создали ему мировую известность. Профессор Г. Оберт писал К. Э. Циолковскому в сентябре 1929 г. из Германии: «Посылаю Вам привет . . . Надеюсь, что Вы дождетесь исполнения Ваших великих целей . . . Вы зажгли свет, и мы будем работать, пока величайшая мечта человечества не исполнится».

В 1917 г. начал исследовательскую работу в области реактивного движения русский ученый Ю. В. Кондратюк, который в 1929 г. опубликовал работу под заглавием «Завоевание межпланетных пространств» (переиздана Оборонгизом в 1947 г.). В этой работе он сделал ряд важнейших выводов и высказал много оригинальных идей в области реактивной техники, в частности:

1) доказал, что снаряд, не сбрасывающий в полете своих топливных баков по мере их опорожнения, вылететь за пределы земного тяготения не может;

2) исследовал динамику взлета крылатого реактивного снаряда;

3) внес новые предложения по осуществлению космических станций и межпланетных перелетов при помощи реактивных аппаратов;

4) предложил использовать в качестве горючих ЖРД твердые вещества: литий, бор и др.

Он же исследовал вопрос о нагревании реактивного снаряда при полете в атмосфере.

В 1908 г. реактивным движением начал заниматься наш соотечественник Ф. А. Цандер, который в изданной им в 1932 г. книге под названием «Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов» изложил результаты своих исследований по ряду весьма важных вопросов реактивной техники и наметил пути ее развития, а именно:

1) указал на целесообразность использования в качестве топлива металлических элементов реактивного снаряда после выполнения ими своих прямых функций с целью достижения наибольшей дальности полета;

2) разработал теорию струйных нагнетателей и теорию ЖРД и рассмотрел при этом основные принципы теплового расчета и охлаждения камеры двигателя;

3) предложил ряд циклов работы ЖРД и дал вывод их к. п. д.;

4) разработал теорию полета снаряда по эллиптической траектории;

5) исследовал подъем самолета с реактивным двигателем;

6) исследовал различные виды жидких топлив с целью выбора наиболее эффективных из них для работы реактивного двигателя и рассмотрел ряд других вопросов, связанных с реактивной техникой.

В 1930—1932 гг. Ф. А. Цандер создал и испытал реактивный двигатель ОР-1, который работал на воздушно-бензиновой смеси и развивал тягу до 5 *кг*. Второй экспериментальный двигатель ОР-2, построенный по его проекту в 1932 г. для работы на жидком кислороде и бензине, огневые испытания прошел в 1933 г. без участия Ф. А. Цандера, умершего через 10 дней после первой пробы двигателя. Камера сгорания этого двигателя охлаждалась кислородом, а сопло камеры—водой. Компоненты топлива подавались в камеру сгорания этого двигателя сжатым воздухом.

За границей, начиная со второго десятилетия XX в., появляются первые исследования по вопросам космических полетов, а затем и по жидкостным ракетным снарядам. Среди ученых, посвятивших свои труды указанным проблемам, следует назвать Р. Эно-Пельтри (Франция), первая работа которого была опубликована в печати в 1903 г., и Р. Годдара (США), начавшего свои работы в 1915 г. и создавшего впоследствии несколько типов метеорологических снарядов с ЖРД. Большой вклад в теорию реактивного полета внесли труды Г. Оберта (Германия), опубликованные в 1927 г., и Е. Зенгера (Австрия), изданные в 1933 г.

Первые надежно действующие ЖРД были созданы в СССР. В Германии несколько позже, чем в СССР, появились двигатели реактивного института в Пеенемюнде (А-4 и «Вассерфаль»), фирмы БМВ, фирмы Вальтер и др.; в США—двигатели Калифорнийского технологического института, фирм Аэроджет Инжиниринг, Риэкшн Моторс и др.

С появлением первых надежно действующих двигателей определились возможности практического применения их для снарядов дальнего действия, различного вида зенитных снарядов, воздушных торпед и др.

Огромным достижением в области развития реактивной науки и техники является создание и успешное испытание в Советском Союзе первой в мире межконтинентальной баллистической ракеты.

Результаты испытаний этой ракеты показали, что освоение межконтинентальных баллистических ракет позволяет достигать любых отдаленных районов земного шара, не прибегая к стратегической авиации.

Величайшим достижением советской науки и техники в области ракетостроения является запуск 4 октября 1957 г. первого в мире искусственного спутника Земли.

При запуске этот спутник, имевший форму шара диаметром 58 *см* и вес 83,6 *кг*, получил от ракеты-носителя орбитральную скорость 8000 *м/сек* и максимальное удаление от поверхности Земли 900 *км*; время одного оборота его вокруг Земли оказалось равным 1 часу 35 мин.

Этот спутник совершил 1400 оборотов вокруг Земли и пролетел около 60 миллионов километров.

Этим успешным запуском спутника Земли, созданного человечеством, внесен крупнейший вклад в сокровищницу мировой науки и культуры.

3 ноября 1957 г. в Советском Союзе был запущен второй искусственный спутник Земли (в соответствии с программой Международного геофизического года).

Этот спутник Земли представлял собой последнюю ступень ракеты-носителя с расположенными в ней контейнерами для научной аппаратуры и подопытного животного (собаки), общим весом 508,3 *кг*.

Вначале спутник имел следующие характеристики орбиты: форма — эллиптическая, высота в апогее — 1671 *км*, наклон орбиты к экватору—65°17′ и период обращения—103,74 мин. При запуске орбитральная скорость спутника достигла 8000 *м/сек*.

Этот спутник совершил около 2370 оборотов вокруг Земли, пройдя путь 100 миллионов километров.

Успешным запуском искусственного спутника Земли с разнообразной научной аппаратурой и подопытным животным советские ученые расширили исследование космических пространств и верхних слоев атмосферы.

15 мая 1958 г. в Советском Союзе был запущен третий самый крупный в мире спутник Земли. Вес его 1327 *кг*. Длина спутника 3,57 *м* и наибольший диаметр 1,73 *м*.

Вначале спутник имел следующие характеристики орбиты: форма—эллиптическая, высота в апогее—1880 *км*, наклон орбиты к экватору—65° и период обращения—105,95 мин.

Спутник продолжает движение вокруг Земли. На 15 февраля 1960 г. он совершил 9221 оборот.

Следующим величайшим достижением советской ракетной науки и техники является создание многоступенчатой ракеты, последняя ступень которой способна достигнуть второй космической скорости (11,2 *км/сек*), обеспечивающей возможность межпланетных полетов. 2 января 1959 г. в СССР был осуществлен успешный запуск такой космической ракеты в сторону Луны.

Последняя ступень ракеты весом 1472 *кг* без топлива была оборудована специальным контейнером с измерительной аппаратурой и радиопередатчиками для проведения научных исследований. Общий вес научной и измерительной аппаратуры с источниками питания и контейнером составлял 361,3 *кг*.

Эта космическая ракета через 34 часа после старта пролетела вблизи Луны (на расстоянии около 6—7 тыс. *км*) и на 62-м часу своего полета с момента старта, на 10 час. 5 января, удалилась от Земли на 597 тыс. *км*. Преодолев притяжение Земли и Луны, она вышла на орбиту своего движения вокруг Солнца.

В течение 62 час. в соответствии с программой осуществлялась надежная радиосвязь ракеты с Землей.

Обработка полученных данных измерений позволила установить, что космическая ракета 7—8 января 1959 г. окончательно вышла на периодическую орбиту искусственной планеты солнечной системы. Наибольший диаметр орбиты ракеты, расположенный между орбитами Земли и Марса, оказался равным 343,6 млн. *км*. Период обращения ракеты вокруг Солнца составляет 15 месяцев (450 земных суток).

Запуск космической ракеты, ставшей на вечные времена первой искусственной планетой нашей солнечной системы, открыл эру межпланетных полетов и продемонстрировал всему миру выдающиеся достижения советской науки и техники.

В период с 12 по 14 сентября 1959 г. успешно был осуществлен первый в истории полет второй советской многоступенчатой космической ракеты на Луну, доставившей на ее поверхность вымпел с изображением герба Советского Союза.

Во время этого полета с борта ракеты были переданы и приняты на Земле ценные научные данные, которые открыли новый этап в исследовании и завоевании космоса человеком.

Достижение Луны советской ракетой является выдающимся успехом отечественной науки и техники и знаменует собой начало полетов с Земли на другие планеты.

4 октября 1959 г. в СССР был осуществлен успешный запуск третьей многоступенчатой космической ракеты для дальнейшего исследования космического пространства и фотографирования невидимой с Земли стороны Луны.

С этой целью была создана автоматически управляемая с Земли межпланетная космическая станция, которая при помощи ракеты была выведена на заранее рассчитанную орбиту, огибающую Луну. В соответствии с расчетом эта станция пролетела на расстоянии нескольких тысяч километров от Луны, 18 октября произвела фотографирование обратной стороны Луны и передала по команде эти изображения на Землю при помощи специальной радиотехнической системы.

Осуществление этого запуска ракеты на Луну, в результате которого были получены до сих пор неизвестные ценнейшие научные данные о космическом пространстве, включая фотографию невидимой с Земли стороны Луны, потребовало от советских специалистов решения ряда весьма разнообразных и сложных проблем. Эти достижения советской науки и техники потрясли весь мир и вызвали огромное восхищение у всего прогрессивного человечества.

На основе достигнутых в Советском Союзе успехов по исследованию космического пространства с помощью баллистических ракет, в соответствии с планом научно-исследовательских работ, советскими учеными и конструкторами ведутся работы по созданию более мощной ракеты для запуска тяжелых спутников Земли и осуществления космических полетов к планетам солнечной системы.

8 января 1960 г. ТАСС сообщило, что для отработки такой ракеты с высокой точностью полета в течение ближайших месяцев 1960 г. будут проведены запуски этой ракеты без последней ступени в центральную часть Тихого океана. В этом сообщении был указан район ожидаемого падения ступени ракеты.

Вечером 20 января 1960 г. был произведен первый запуск такой ракеты.

Предпоследняя ступень этой ракеты вместе с макетом последней ступени, двигаясь точно по заданной траектории, развив скорость более 26 тыс. *км/час* и в тот же день в 20 ч. 15 мин. московского

времени достигла экватории Тихого океана заданного района, удаленного от точки старта на расстояние около 12,5 тыс. *км* по земной поверхности.

Макет последней ступени ракеты, приспособленный для прохождения через плотные слои атмосферы, достиг поверхности воды вблизи расчетной точки падения.

Специальные суда Советского флота, находившиеся в районе ожидаемого падения ракеты, произвели ценные телеметрические измерения на нисходящей ветви траектории полета.

Макет последней ступени ракеты наблюдался при полете в атмосфере и был засечен при падении в воду радиолокационными, оптическими и акустическими станциями, установленными на судах.

По данным проведенных измерений установлено, что отклонение точки падения ракеты от расчетной составило менее 2 *км*, что подтвердило высокую точность системы управления ракетой.

Старт ракеты был произведен точно в назначенное время. Полет ракеты и действие всех ее ступеней проходили в соответствии с намеченной программой. Измерительные системы и средства, установленные на борту ракеты, обеспечивали на протяжении всей трассы полета передачу необходимых данных наземным и корабельным станциям.

Вечером 31 января 1960 г. с той же целью был произведен второй запуск такой ракеты.

Последняя ступень ракеты с макетом в 19 час. 58 мин. по московскому времени достигла заданного района в экватории Тихого океана.

Макет последней ступени ракеты также наблюдался при полете в атмосфере и был засечен при падении в воду радиолокационными, оптическими и акустическими станциями, установленными на судах.

Данные произведенных измерений вновь подтвердили высокую точность управления полетом ракеты.

Успешные запуски мощной Советской баллистической многоступенчатой ракеты обеспечивают дальнейшее продвижение советской науки по пути освоения космического пространства и изучения солнечной системы.

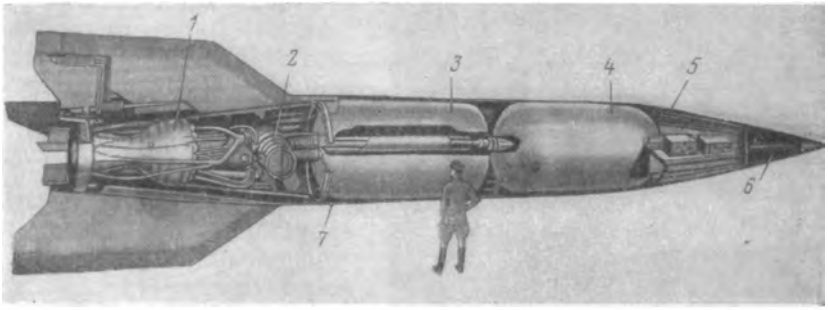
§ 2. Направления в развитии ЖРД

Анализ конструкций существующих ЖРД позволяет установить основные направления в развитии этой области техники.

В период второй мировой войны были разработаны и применялись для снарядов и воздушных торпед и самолетов кислородные, азотно-кислотные и перекисеводородные двигатели.

Применявшиеся в то время для снарядов дальнего действия кислородные ракетные двигатели имели абсолютную тягу не более 26 *т*, работали на относительно низкокалорийном топливе (75%-ном этиловом спирте и жидком кислороде) при низком давлении газов в камере сгорания (16 *ата*) и малой литровой тяге (около 60—80 *кг* на 1 *л* объема) и вследствие этого развивали небольшую удельную тягу $\left(\text{порядка } 200 \frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}\right)$.

Примером такого кислородного двигателя может служить ЖРД снаряда дальнего действия А-4 (фиг. 1.1 и 1.2).



Фиг. 1.1. Внешний вид и разрез снаряда дальнего действия А-4 с тягой у земли 25—26 *т*.

1—камера двигателя, *2*—турбонасосный агрегат, *3*—бак для кислорода, *4*—бак для этилового спирта, *5*—приборный отсек, *6*—головная часть, *7*—корпус снаряда.

В средней части снаряда размещены бак для этилового спирта 75%-ной весовой концентрации (горючее) и бак для жидкого кислорода (окислитель). Бак для горючего емкостью 4600 *л* весит 76 *кг;* в него заправляется 3900 *кг* горючего. Бак окислителя имеет емкость 4470 *л* и весит 120 *кг;* в него заправляется 4900 *кг* окислителя.

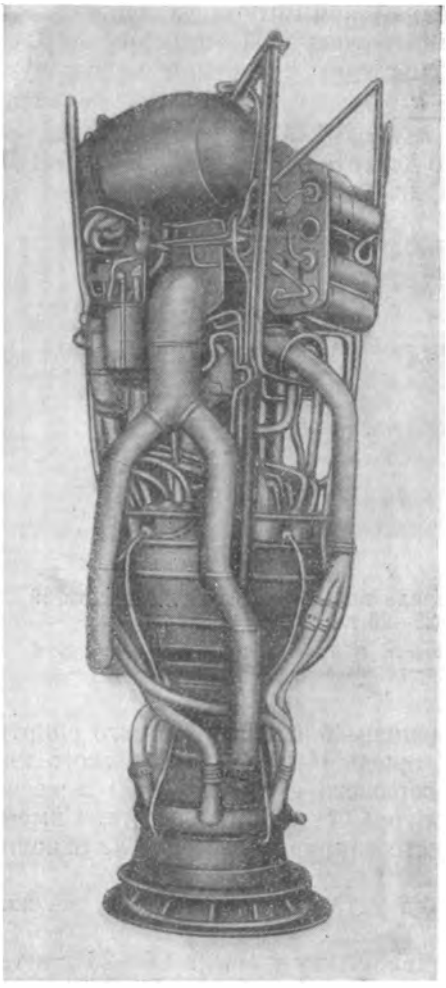
Внутри хвостовой части снаряда установлен двигатель, вес которого 930 *кг*.

Двигатель (см. фиг. 1.2) развивает тягу у земли 25—26 *т* в течение 60—70 сек. и расходует при этом в 1 сек. ~125 *кг* топлива. Основными элементами двигателя являются сварная камера грушевидной формы (см. фиг. 1.3), турбонасосный агрегат и газогенератор системы топливоподачи. Вырабатываемый в газогенераторе парогаз из перекиси водорода 80%-ной весовой концентрации при помощи жидкого катализатора (перманганата натрия) используется для привода турбины насосного агрегата. Наибольший наружный диаметр камеры двигателя 1190 *мм,* ее длина 2020 *мм*. Вес камеры 422 *кг*.

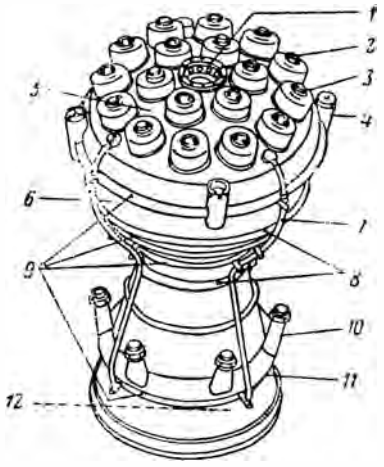
На фиг. 1.4 показан старт снаряда А-4.

Азотнокислотные реактивные двигатели в период второй мировой войны строились на тягу от 300 до 8000 *кг*, с удельной тягой около 190—200 $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$.

В качестве примера азотнокислотного двигателя может служить ЖРД марки С-2 радиоуправляемого зенитного снаряда «Вассерфаль» с тягой у земли 8 *т* (фиг. 1. 5).



Фиг. 1. 2. Внешний вид двигателя ракеты А-4 без топливных баков.



Фиг. 1. 3. Внешний вид камеры двигателя А-4.

1—фланец для крепления главного спиртового клапана, *2*—кислородная форсунка, *3*—предкамера, *4*—силовые опоры, *5*—головка камеры, *6*—камера сгорания, *7*—трубопровод системы охлаждения, *8*—гофр для компенсации теплового расширения наружной оболочки камеры, *9*—кольцевые пояса для подачи в камеру этилового спирта, *10*—штуцеры для подвода этилового спирта в межрубашечное пространство, *11*—кольцевой коллектор горючего, *12*—граница охлаждения части сопла.

Этот снаряд также разработан в Германии и доведен до летных испытаний в период второй мировой войны. По внешнему виду он напоминает снаряд А-4, но по сравнению с ним значительно упрощен и имеет меньшие габаритные размеры. Существенное его отличие от А-4 состоит в том, что он снабжен четырьмя широкими кры-

лышками малого размера. Он является самым крупным из всех разработанных в указанный период времени зенитных управляемых снарядов для поражения самолетов противника до высоты 20 *км*. Наибольший диаметр его корпуса снаряда 880 *мм*, длина 7835 *мм*, размах крыльев 1875 *мм*, размах хвостового оперения 2510 *мм*.

Вес боевой части снаряда 145 *кг*, в том числе 125 *кг* взрывчатого вещества. Полный стартовый вес снаряда составляет 3245 *кг*.

Двигатель этого снаряда состоит в основном из камеры сгорания эллиптической формы и газобаллонной системы топливоподачи. Камера сгорания сварной конструкции (из листов стали за одно целое с соплом) имеет плоскую съемную головку со струйным распылом компонентов топлива. Охлаждение камеры осуществляется окислителем.



Фиг. 1. 4. Старт снаряда А-4.

Топливом для двигателя служат самовоспламеняющиеся при смешении между собой компоненты: горючее—смесь тонка-841 и окислитель—смесь М-10. Смесь 841 состоит из 12% оптола, 20% бензола, 15% ксилола, 30% винилэтилового эфира и 23% анилина, а смесь М-10 состоит из 90% азотной кислоты 98%-ной весовой концентрации и 10% серной кислоты 96%-ной концентрации. Запас горючего в баке равен 335 *кг*, а запас окислителя в другом баке—1480 *кг*.

Давление подачи компонентов топлива в камеру сгорания двигателя равно 25 *атм* при давлении в последней 22,5 *ата*. Давление сжатого азота в баллоне системы топливоподачи 300 *атм*. Время работы двигателя 43 сек. Вес камеры 43 *кг*, а сухой вес всего двигателя—150 *кг*.

Работы по созданию этого двигателя были начаты в середине 1941 г. и в первой стадии закончены в 1943 г. В этот же период было произведено около 20 первых запусков снаряда. Результаты летных испытаний снаряда выявили необходимость дальнейшей работы над снарядом по его доводке.

Во время второй мировой войны были разработаны проекты и построены серийные и экспериментальные образцы ЖРД для воздушных торпед и самолетов, в том числе и перекисеводородные двигатели «холодного типа».

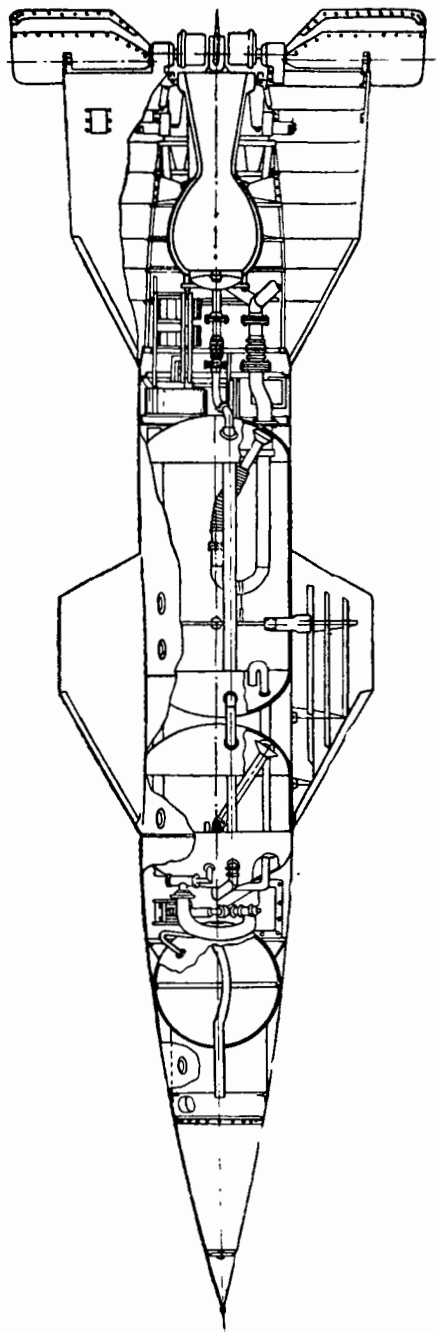
Перекисеводородные двигатели этого типа, построенные в указанный период времени и несколько позже, развивали малую удельную тягу (около 100—110 $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$) и поэтому дальнейшего развития и применения они не получили.

Примером перекисеводородного двигателя является ЖРД марки 109-507 (фирмы Вальтер) воздушной торпеды, развивающий тягу 550—590 *кг* в течение 10—13 сек. (фиг. 1. 6).

Используемая в этом двигателе в качестве топлива 80%-ная перекись водорода разлагается при помощи жидкого катализатора (перманганата натрия 23%-ной весовой концентрации). Рабочие компоненты подаются в реактор при помощи сжатого воздуха. Начальное давление воздуха в баллоне 150 *атм,* давление подачи рабочих веществ 30—35 *атм.* Давление в реакторе 22 *атм,* температура образуемого в нем парогаза достигает 420—440° С.

Двигатель может работать до полного использования запаса перекиси водорода в баке двигателя.

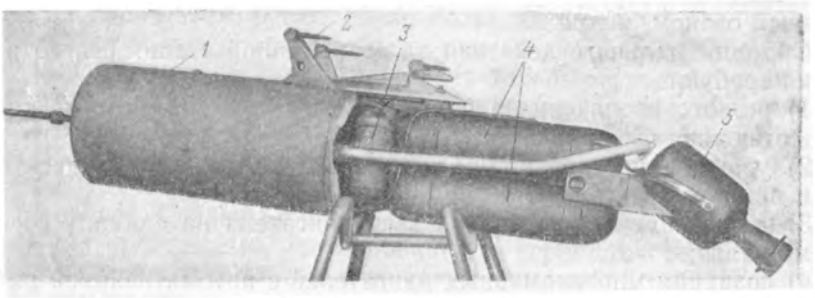
Длина двигателя (по капоту) 2210 *мм,* наибольший диаметр 330 *мм.* Сухой вес двигателя 17,5 *кг,* вес снаряженного двигателя рабочими веществами (перекисью водорода, водным рас-



твором перманганата натрия и сжатым воздухом) 143 *кг*.

Все типы перекисеводородных двигателей, разработанные в Германии фирмой Вальтер, были использованы немцами в период второй мировой войны в качестве автономных и вспомогательных для самолетов, воздушных и морских торпед.

Однако, несмотря на то, что перекись водорода не имеет преимущества перед азотной кислотой, перекисеводородные двигатели во время второй мировой войны имели бо́льшее распространение,



Фиг. 1.6. Перекисеводородные ЖРД фирмы Вальтер с тягой 550—590 *кг* воздушной торпеды.

1—бак для перекиси водорода, *2*—узел крепления двигателя, *3*—воздушные баллоны, *4*—баки для перманганата натрия, *5*—смесительная камера.

чем азотнокислотные. Это объясняется тем, что они раньше оказались доведенными до эксплуатационного состояния.

Параллельно с освоением перекисеводородных двигателей больших абсолютных тяг в ряде стран велись работы по созданию кислородных, азотнокислотных и других типов двигателей для мощных ракетных снарядов дальнего действия и снарядов противовоздушной обороны.

Развитие реактивной техники в послевоенный период потребовало создания ЖРД большой тяги с минимальными значениями удельного веса и удельного расхода топлива.

Для решения этой задачи потребовалось идти по пути увеличения размеров камеры сгорания, форсирования в ней процесса сгорания топлива по давлению и температуре, увеличения расходонапряженности и литровой тяги двигателя, а также использования наиболее эффективных топлив.

В настоящее время развитие ЖРД идет в направлении усовершенствования конструкции отдельных модификаций, разработки новых конструкций двигателей больших тяг, использующих высокоэффективные топлива и обеспечивающих высокие значения удельной тяги. Температура сгорания некоторых из этих топлив может дости-

гать 4000° С, а скорость истечения газов из сопла—3000—4000 *м/сек* [1].

В число горючих, применяемых в настоящее время, входят тонка-250 [2], керосин, разбавленный водой этиловый спирт и др.; за границей находят применение анилин, газойль, фурфуриловый спирт и др.

В настоящее время большое внимание уделяется горючим: гидразину и горючим на его основе — метилгидразину, диметилгидразину, а также диэтиламину, горючим смесям на основе керосина и масла пиролиза и др. Представляют большой интерес окислители — жидкий фтор, фтористый кислород, а также кислород, обогащенный озоном, и др.

Снаряды дальнего действия на современной стадии своего развития требуют:

1) резкого увеличения абсолютной тяги двигателей до нескольких сотен тонн в одном агрегате;

2) увеличения удельной тяги двигателей до многих десятков тонн в одном агрегате;

3) дальнейшего уменьшения веса двигателя на единицу создаваемой тяги;

4) создания многокамерных двигателей с автоматизацией работы всех агрегатов.

По мере развития науки в области жидкостных ракетных двигателей все большее внимание сосредоточивается на таких вопросах, как надежность конструкции, простота управления и др.

При разработке мощных двигателей встречаются большие трудности. Необычайная напряженность процесса сгорания в камере двигателя, высокие скорости, давления и температуры газов, существенно превышающие все значения, достигнутые в тепловых машинах до настоящего времени, огромные секундные расходы топлива, требующие обслуживающих питательных установок мощностью в несколько десятков тысяч лошадиных сил, мощность самого двигателя, достигающая десятков миллионов лошадиных сил,—все это с особенной остротой ставит проблемы охлаждения камеры двигателя, ее взрывобезопасности, запуска и регулирования работы двигателя, освоения ТНА и способов питания его турбины, разработки новых высокопроизводительных топлив, высокопрочных свариваю-щихся сталей и ряд других сложнейших вопросов.

При создании двигателей больших тяг наиболее сложной проблемой является обеспечение устойчивого режима работы. Это объясняется тем, что в больших двигателях типа А-4 встречаются трудности, связанные с необходимостью выполнения внутренней оболочки камеры значительной толщины (свыше 5 *мм*). Во время работы в этой оболочке возникают большие температурные перепады, а следовательно, и сложно распределенные по ее толщине

---

[1] Экспресс-информация АН СССР, вып. 8, РТ-22, 1958.

[2] Г. Мебус, Расчет ракетных двигателей, ИЛ, 1959.

температурные напряжения, которые значительно снижают запас ее прочности ввиду трудности надлежащего охлаждения такой толстой оболочки, имеющей небольшой коэффициент теплопроводности (материалы, обладающие повышенным коэффициентом теплопроводности, часто имеют относительно небольшую прочность).

В ряде случаев это явление еще усложняется упругой неустойчивостью оболочки вследствие большого давления на нее охлаждающей жидкости и силы тяги со стороны сопла. Кроме того, двигатели большой тяги имеют сопло больших размеров, вес которого составляет основную часть камеры двигателя. Применение же блочной конструкции двигателя встречает большие трудности в осуществлении синхронизации и регулирования работы блока.

Параллельно с развитием кислородных двигателей больших тяг для СДД в ряде стран ведутся работы по созданию для этих целей азотнокислотных двигателей (ЖРД «Эрликон» 54).

В процессе развития мощных жидкостных ракетных двигателей возникла проблема их регулирования, в первую очередь:

1) поддержание постоянства тяги и давления в камере сгорания либо изменение их в соответствии с заданной программой;

2) поддержание заданного соотношения компонентов топлива, т. е. весового отношения окислителя к горючему;

3) поддержание динамической устойчивости системы подачи топлива и процесса сгорания топлива в камере двигателя;

4) программирование изменения давления в камере сгорания и соотношения компонентов топлива в процессе стендовых испытаний двигателя;

5) компенсация периодических либо постоянных ошибок, связанных с производственными отклонениями в двигателе.

Регулирование соотношения компонентов топлива в процессе работы двигателя необходимо для поддержания оптимальной удельной тяги, что увеличивает продолжительность работы двигателя и снижает конечную массу снаряда, увеличивая дальность его полета.

Величина тяги в баллистических снарядах должна изменяться по заданной программе, обусловленной величиной допустимых ускорений, либо поддерживаться постоянной. Второй случай приемлем только при отсутствии аэродинамического сопротивления и поэтому может применяться в последних ступенях многоступенчатых снарядов. В остальных случаях для достижения максимальной конечной скорости требуется оптимальное программирование величины тяги. Это также относится и к крылатым снарядам.

Одной из важных проблем, даже при использовании систем автоматического регулирования, является обеспечение в камере динамической устойчивости процесса сгорания топлива, на который, помимо формы камеры сгорания и ее головки, а также химических и физических свойств применяемых компонентов топлива, сущест-

венное влияние оказывают время задержки и нелинейность процесса сгорания, жесткость конструкции, включая топливные баки и магистрали, сжимаемость компонентов топлива и аэродинамические силы. Несмотря на наличие ряда работ, посвященных теоретическому исследованию этой проблемы, в настоящее время борьба с высоко- и низкочастотными колебаниями давления газов в камере сгорания двигателя ведется пока эмпирическими методами.

В связи с созданием в последние годы космических и сверхдальних снарядов, а также снарядов для запуска крупных спутников Земли потребовались ЖРД с тягой в сотни тонн [1]. В дальнейшем в двигателях больших тяг, видимо, будет использована ядерная энергия.

[1] Interavia, No. 4038, 1958.

Глава 2

ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРД

Основным элементом жидкостных ракетных дальнобойных, зенитных и другого назначения снарядов является их двигатель—ЖРД. Дальность полета снарядов при прочих равных условиях в большой мере зависит от совершенства конструкции двигателя, вида применяемых компонентов топлива для него, а также от его конструктивных и эксплуатационных характеристик.

Для оценки эксплуатационных качеств существующих типов ЖРД и выбора двигателя согласно тактико-техническим условиям сначала нужно ознакомиться с некоторыми понятиями, определениями, основными данными и характеристиками ЖРД.

В этой главе изложена классификация существующих ЖРД и приведены их общие характеристики, позволяющие выяснить их достоинства и недостатки, сравнить их качества и установить целесообразные области применения того или иного типа двигателя. Помещены таблицы численных значений основных параметров и краткие данные о конструктивных особенностях существующих ЖРД. Приведен также анализ основных факторов, влияющих на дальность полета, и требования к двигателям боевых аппаратов. Одновременно рассмотрены и другие вопросы, относящиеся к теории и основам проектирования ЖРД.

§ 1. Основные конструктивные элементы ЖРД

Реактивным двигателем называется тепловой двигатель, создающий тягу за счет результирующей газодинамических сил, действующих на камеру двигателя при сгорании в ней топлива и истечении образующихся продуктов сгорания через сопло в окружающую среду.

Жидкостным ракетным двигателем называется реактивный двигатель, использующий для своей работы жидкое топливо.

Основными конструктивными элементами ЖРД в общем случае являются следующие.

1. *Камера двигателя,* в которой осуществляется сжигание топлива и преобразование тепловой энергии газов в кинетическую энергию вытекающей струи, в результате чего создается тяга.

Камера двигателя состоит из головки, камеры сгорания и сопла. Головка камеры двигателя служит для распыла в заданном весовом соотношении компонентов топлива, подаваемых в камеру сгорания.

В камере сгорания двигателя происходит непосредственно смешение, подогрев, испарение и сгорание топлива.

В сопле камеры двигателя происходит преобразование тепловой энергии продуктов сгорания топлива в кинетическую энергию истечения их в окружающую среду. Эти процессы оказывают огромное влияние на экономичность работы и тяговые характеристики двигателя.

Процессы в камере сгорания и в сопле двигателя тесно связаны между собой. От степени завершенности процесса в камере сгорания зависит доля химической энергии, которая может выделиться в сопле в результате догорания топлива и рекомбинации молекул газов.

2. *Система топливоподачи двигателя,* обычно состоящая из одного, двух или нескольких топливных баков, механизма принудительной подачи компонентов топлива в камеру двигателя, источника энергии для приведения в действие этого механизма, коммуникаций и арматуры (трубопроводы, вентили, клапаны, расходные шайбы и т. п.), обеспечивающих в совокупности нормальный запуск, рабочий режим и остановку двигателя.

В некоторых случаях топливные баки в число элементов двигателя не включаются, а входят в состав летательного аппарата.

Двигатель может иметь такие системы топливоподачи и управления, при которых можно запустить его в работу и остановить в случае необходимости.

3. *Система зажигания двигателя,* представляющая собой приспособление для зажигания топлива при запуске ЖРД.

В некоторых типах ЖРД система зажигания конструктивно не связана с камерой двигателя и даже иногда совсем отсутствует, если используются самовоспламеняющиеся компоненты топлива.

4. *Силовая рама двигателя* или другие средства для крепления агрегатов двигателя между собой и передачи силы тяги к боевому аппарату.

Питание агрегатов двигателя сжатым газом бывает автономным и бортовым. Для автономного питания иногда используется воздушный баллон с блоком редукторов, трубопроводами, арматурой и клапанами, необходимыми для создания напора в топливных баках и других целей.

Жесткие требования, предъявляемые к двигателю в связи с большой концентрацией энергии в применяемых топливах, сложность протекания в нем физико-химических процессов, а также требования техники безопасности во время работы привели к тому, что современные ЖРД в конструктивном отношении во многих случаях являются весьма сложными силовыми установками со значительно развитой автоматикой управления.

Стремление предельно автоматизировать работу двигателя объясняется основной особенностью ЖРД. В этих двигателях за короткое время надо проделать все операции, необходимые для надежного зажигания топлива, увеличения его подачи в камеру сгорания до номинального значения, поддержания этого расхода постоянным или его изменения в соответствии с программой работы двигателя, и, наконец, в нужный момент остановить двигатель.

Нельзя забывать, что топливо, поданное в камеру сгорания, представляет собой взрывчатую горючую смесь. Учитывая большие секундные расходы топлива в двигателе, можно ясно представить себе, что малейшее нарушение правильности работы системы подачи или запаздывание момента воспламенения топлива может привести к накоплению его в камере сгорания и, следовательно, к внезапному воспламенению с резким повышением давления в камере сгорания до большой величины и даже вследствие этого к взрыву двигателя. То же самое может произойти и при случайном перерыве горения топлива или при повторной подаче его в горячую камеру сгорания после остановки двигателя. Воспламенение топлива в этом случае от накаленной поверхности камеры также может вызвать взрыв двигателя.

Из сказанного ясно, что система топливоподачи должна работать очень четко. Практически это достигается автоматизацией и блокировкой системы топливоподачи двигателя. *Под автоблокировкой понимается создание таких условий, когда последующая операция, совершаемая в системе подачи двигателя, не будет выполнена до тех пор, пока не осуществится предыдущая операция.*

Автоматизация системы топливоподачи в современных ЖРД доводится до такого совершенства, что все операции по запуску, выводу двигателя на заданный режим и остановке его производятся только после подачи на двигатель одной команды.

Столь высокая степень автоматизации ЖРД нужна также и потому, что он большей частью устанавливается на беспилотных летательных аппаратах.

Назначение снаряда определяет тип двигателя, его тягу и продолжительность работы, что в свою очередь оказывает влияние на размеры камеры, емкость топливных баков и на выбор рода компонентов топлива.

§ 2. Классификация существующих ЖРД

Существующие жидкостные ракетные двигатели по своим конструктивным схемам, рабочим характеристикам и другим признакам весьма разнообразны. Это объясняется:

1) большим разнообразием применяемых в них топлив;

2) назначением того или иного типа двигателя, что определяет величину его тяги, программу и продолжительность работы;

3) особенностями процесса преобразования в двигателе химической энергии топлива в кинетическую энергию газового потока на выходе из сопла в окружающую среду;

4) экономическими, производственными и другими соображениями, а также особенностями в направлениях разработки двигателей отдельных конструкторских бюро.

Наибольшее влияние на конструкцию ЖРД имеют область его применения и вид используемого топлива.

Для выявления достоинств и недостатков тех или иных типов и конструкций двигателей, установления для них целесообразных областей применения, изучения их конструктивных и эксплуатационных особенностей существующие ЖРД целесообразно разделить по следующим наиболее характерным признакам.

1. По назначению двигателя:

а) *маршевые или основные,* когда каждый двигатель является основным на данном аппарате и работает в течение всего полета или большей части его;

б) *стартовые,* используемые для облегчения старта боевого аппарата, имеющего маршевый двигатель;

в) *ускорители,* используемые на боевом аппарате в полете в дополнение к основному двигателю с целью кратковременного увеличения тяги и скорости полета боевого аппарата.

Жидкостные ракетные ускорители обычно применяются в авиации; они часто имеют насосную подачу топлива с механическим приводом от основного двигателя самолета. Ускорители можно многократно запускать в работу во время полета самолета.

Кроме того, ЖРД могут быть предназначены для *одноразового* (однократного) *действия,* т. е. для совершения только одного полета после установки на аппарате, и *многоразового* (многократного) *действия,* т. е. для совершения нескольких полетов.

2. По роду используемого топлива ЖРД делятся на двигатели, работающие на самовоспламеняющихся и несамовоспламеняющихся компонентах топлива. Различные свойства топлив накладывают специфические черты на конструкцию двигателя.

Выбор жидких компонентов топлива для данного двигателя обычно определяется методами их применения, их наличием, характеристиками, свойствами и другими факторами.

Топлива для ЖРД бывают *однокомпонентные,* когда применяется только один жидкий компонент топлива (изопропилнитрат, нитрометан, гидразин и др.), и *двухкомпонентные,* когда применяются два жидких компонента топлива — горючее и окислитель. Существуют также трехкомпонентные топлива.

В настоящее время наибольшее распространение получили двухкомпонентные двигатели.

3. По роду используемого окислителя для горючего двигатели делятся на:

а) *кислородные,* использующие в качестве окислителя жидкий кислород, его аллотропические видоизменения и соединения с горючими элементами;

б) *азотнокислотные,* использующие в качестве окислителя окислы азота и окислители, содержащие окислы азота или являющиеся их производными;

в) *перекисеводородные,* использующие перекись водорода с жидким или твердым катализатором;

г) *фторные,* использующие в качестве окислителя фтор, фториды кислорода и другие фторсодержащие соединения;

д) *хлорные,* использующие в качестве окислителя хлор, окислы хлора и окислители, содержащие окислы хлора или являющиеся их производными.

Известны также сложные окислители, содержащие в различных сочетаниях молекулы кислорода, азота, хлора и фтора, а также растворы некоторых окислов, кислот и других компонентов друг в друге [1].

Возможны также двигатели, работающие на суспензиях металлов и металлоидов с жидкими горючими [2].

Деление двигателей по роду используемого окислителя весьма существенно, так как различия в свойствах окислителей определяют конструктивные формы двигателей. Нет такого двигателя, который мог бы работать на нескольких разных окислителях.

Каждый двигатель разрабатывается для вполне определенного окислителя и, как правило, в силу различия свойств используемых окислителей конструкция одного двигателя отличается от конструкции другого. Разработка ЖРД всегда начинается с выбора окислителя и горючего для этого двигателя.

4. По способу подачи топлива в камеру сгорания ЖРД делятся на двигатели:

а) с вытеснительной системой топливоподачи при помощи:

— *газового аккумулятора давления* (ГАД), т. е. давления холодного газа, обычно воздуха (ВАД), поступающего из специального баллона в топливные баки;

— *порохового аккумулятора давления* (ПАД), т. е. давления горячих пороховых газов, образующихся во время работы двигателя в специальной камере при сжигании порохового заряда;

— *жидкостного аккумулятора давления* (ЖАД), т. е. давления горячих продуктов сгорания самовоспламеняющихся компонентов топлива, образующихся во время работы двигателя в одной общей или двух отдельных специальных камерах (газогенераторах), установленных в верхних днищах топливных баков;

б) с нагнетательной системой топливоподачи при помощи:

— *турбонасосного агрегата,* т. е. с подачей компонентов топли-

---

Экспресс-информация АН СССР, вып. 21, РТ-60, 1959.
Вопросы ракетной техники, № 12, ИЛ, 1959.

ва из баков в камеру сгорания двигателя центробежными насосами, приводимыми в действие парогазовой турбиной, питаемой парогазом, производимым в специальном газогенераторе из перекиси водорода, изопропилнитрата, гидразина или от сжигания основных компонентов топлива, или газом, отбираемым из камеры сгорания двигателя;

— *инжекторов,* работа которых основана на принципе использования кинетической энергии, развиваемой газом при его расширении в особом сопле (необходимый газ для работы инжектора отбирается из камеры сгорания или производится в специальном парогазогенераторе).

Вытеснительную систему топливоподачи с газовым аккумулятором давления (ГАД) часто называют газобаллонной системой топливопадачи.

5. По тепловой нагрузке ЖРД бывают:

а) *«горячего»* типа, в которых сжигается топливо при высокой температуре (около 2700—3600° С), и

б) *«холодного»* типа, в которых протекает разложение перекиси водорода при сравнительно низкой температуре (около 320—480° С).

6. По способу охлаждения камеры ЖРД делятся на двигатели, имеющие:

а) *регенеративное охлаждение,* состоящее в том, что один из компонентов топлива (или иногда оба компонента) перед поступлением в камеру сгорания проходит через межоболочное пространство камеры и охлаждает при этом внутреннюю оболочку сопла и камеры сгорания;

б) *эффузионное охлаждение,* состоящее в том, что охлаждающая жидкость подается из межоболочного пространства внутрь камеры через малые поры во внутренней оболочке, выполненной из специального пористого материала, и тем охлаждает ее и одновременно образует на внутренней поверхности парогазовую пленку, предохраняющую оболочку от чрезмерного нагревания горячими газами;

в) *проточное водяное охлаждение,* обычно применяемое на стендовых установках.

Возможно также охлаждение камеры двигателя циркулирующей водой, являющейся одновременно рабочим телом для питания турбины насосного агрегата системы топливоподачи двигателя (замкнутое регенеративное охлаждение двигателя).

На выбор соответствующего способа охлаждения двигателя в основном влияет теплонапряженность камеры сгорания и сопл.

Регенеративный способ охлаждения в настоящее время является самым распространенным, как наиболее надежный и экономичый. В этом случае тепло, переданное от внутренней оболочки к охлждающей жидкости, возвращается в камеру сгорания.

Для регенеративного охлаждения двигателя обычно применяют тот компонент топлива, который обладает наименьшими корролон-

ными свойствами, высокими значениями теплоемкости, теплопроводности и другими выгодными для этой цели характеристиками. Для охлаждения камер двигателей малых тяг обычно используется окислитель, так как горючего недостаточно для надежного охлаждения.

7. По способу защиты внутренней оболочки камеры от перегрева (при регенеративном охлаждении) ЖРД делятся на двигатели:

а) с *газовой завесой горючего,* создаваемой со стороны головки камеры через периферийные форсунки малого расхода;

б) с *пленочными завесами горючего,* создаваемыми в наиболее теплонапряженных частях камеры двигателя; горючее подается на внутреннюю поверхность оболочки через специальные отверстия или щели в ней, при этом жидкость течет по этой поверхности в направлении газового потока, постепенно нагревается и испаряется и тем предохраняет оболочку от чрезмерного нагревания;

в) с *изоляцией газовой поверхности* оболочки от тепла газового потока (в качестве изоляции могут служить керамика, графит, окислы металлов и др.).

Защиту оболочки камеры от перегрева газовой или пленочной завесой горючего, как и эффузионный способ охлаждения, обычно применяют в том случае, когда вследствие высокой теплонапряженности камеры двигателя ее нельзя охладить наиболее простым и экономичным способом или когда использование последнего при указанных условиях сопряжено с большими трудностями.

Охлаждающий тракт камеры ЖРД может быть щелевым, спиральным, спирально-щелевым и других форм.

В конструктивном отношении наиболее простым и дешевым является кольцевой тракт охлаждения.

Камеры бывают однооболочные и двухоболочные. Однооболочные камеры имеют двигатели «холодного» типа и неохлаждаемые двигатели «горячего» типа, предназначенные для работы не более 5—15 сек. Двухоболочные камеры имеют охлаждаемые двигатели «горячего» типа с относительно большей продолжительностью работы.

Система охлаждения камеры двигателя должна обеспечивать снятие охлаждающей жидкостью с внутренней оболочки камеры местных тепловых потоков, которые имеют максимальное значение вблизи критического сечения сопла, при допустимом разогреве этой жидкости в тракте.

8. По числу камер сгорания двигатели делятся на:

а) *однокамерные,* т. е. имеющие в своей конструкции только одну камеру сгорания, и

б) *многокамерные,* т. е. имеющие в своей конструкции несколько камер сгорания, способных работать по мере надобности одновре-

менно или в отдельности с целью изменения величины тяги двигателя.

Камеры ЖРД изготовляются стальными, медно-стальными, алюминиевыми, керамико-стальными и из других материалов.

Камеры сгорания ЖРД бывают цилиндрические, конически суживающиеся, эллиптические, грушевидные, шаровые и других форм.

На выбор целесообразной формы камеры сгорания двигателя влияют вид используемого топлива, способ его распыла, давление в камере сгорания, величина тяги и продолжительность работы двигателя, технология его изготовления, стоимость и другие факторы.

Выходную часть сопла камеры ЖРД конструктивно выполняют:

а) конической (угол раствора выходной части сопла обычно колеблется от 25 до 35°) и

б) профилированной (для получения осевого или близкого к нему потока газов в выходном сечении сопла).

Сопла двигателей могут быть нерегулируемого и регулируемого сечения по высоте.

9. По способу распыла компонентов топлива камеры ЖРД бывают:

а) со струйным распылом (подобно двигателю зенитного управляемого снаряда «Вассерфаль»);

б) со щелевым распылом (подобно двигателю зенитного снаряда «Рейнтохтер»);

в) с центробежным распылом;

г) с предкамерным распылом (подобно двигателям А-4).

Центробежные форсунки делятся на однокомпонентные и двухкомпонентные.

По конструкции приварные и съемные головки камеры имеют плоскую, шатровую, шаровую и другие формы. К головке камеры сгорания шаровой формы относится та часть ее, на которой расположены топливораспыливающие органы.

10. По способу зажигания основных компонентов топлива при запуске ЖРД делятся на двигатели:

а) *с химическим зажиганием,* т. е. посредством основных или пусковых самовоспламеняющихся при контакте компонентов топлива;

б) *с электрическим зажиганием,* т. е. посредством электрических устройств (электросвечи и электродуги);

в) *с пиротехническим зажиганием,* т. е. посредством пироэлектропатрона (факела, образующегося при сгорании пороховой шашки).

11. По величине номинальной тяги ЖРД условно можно делить на двигатели:

а) *малой тяги* (порядка 0,5—5 *т*), предназначенные для воздушных торпед различного назначения, небольших зенитных снарядов, стартовых двигателей и самолетов в качестве основных двигателей;

б) *средней тяги* (порядка 5—25 *т*), предназначенные для крупных зенитных снарядов и самолетов, небольших дальнобойных снарядов, скоростных и сверхскоростных самолетов-истребителей, перехватчиков и разведчиков, и

в) *большой тяги* (свыше 25 *т*), предназначенные для больших и сверхдальнобойных снарядов.

ЖРД изготовляются без регулирования тяги и с регулируемой тягой во время работы двигателя.

Регулирование величины тяги ЖРД осуществляют:

а) изменением секундного расхода топлива в камеру сгорания путем изменения давления подачи и

б) включением в работу или выключением части топливных форсунок или отдельных камер (если двигатель многокамерный).

Если баки входят в число элементов двигателя, ЖРД различают:

а) с *последовательным расположением баков* (один бак расположен за другим, по одной оси);

б) с *концентрическим расположением баков* (один бак расположен внутри другого).

Топливные баки также можно подразделить на:

а) *несущие,* которые одновременно являются корпусом снаряда и несут его нагрузки, и *не несущие,* которые помещаются в корпусе снаряда и несут только статическую нагрузку от находящихся в них рабочих компонентов;

б) *разгруженные* от давления рабочего газа (при турбонасосной топливоподаче) и *нагруженные* давлением рабочего газа (при вытеснительной системе топливоподачи с ВАД, ПАД и ЖАД):

в) «*холодные*», предназначенные для жидкого кислорода; *горячие,* из которых компонент топлива вытесняется горячим газом, и *нормальные,* из которых компонент топлива вытесняется в камеру сгорания холодным газом.

12. По связи двигателя с боевым аппаратом можно различать ЖРД:

а) *конструкции, не зависимой* от боевого аппарата (двигатель подвешивается к боевому аппарату или устанавливается на аппарате);

б) *конструкции, зависимой* от боевого аппарата (двигатели зенитных, ближнебойных и дальнобойных снарядов).

§ 3. Основные параметры ЖРД

Основными параметрами, характеризующими летно-эксплуатационные качества ЖРД любого типа и конструкции, являются следующие.

1. *Абсолютная или полная тяга,* создаваемая двигателем при работе на расчетном режиме, P_Σ (*кг, т*).

Абсолютная тяга камеры двигателя, отнесенная к объему камеры сгорания $V_к$, называется литровой тягой:

$$P_л = \frac{P}{V_к} \quad кг\ тяги/л. \tag{2.1}$$

2. *Удельная тяга двигателя,* т. е. тяга, отнесенная к суммарному секундному расходу топлива в двигателе:

$$P_{удΣ} = \frac{P_Σ}{G_Σ} \quad \frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек} \tag{2.2}$$

или

$$P'_{уд} = \gamma_т P_{уд} \quad \frac{кг\ тяги}{л\ топлива/сек},$$

где $P_Σ$ — суммарная тяга двигателя в *кг*;

$G_Σ$ — суммарный расход топлива в двигателе, состоящий в общем случае из расхода топлива в камеру сгорания G_s и в газогенератор системы топливоподачи G'_s и расхода горючего на образование защитной завесы около огневой поверхности оболочки камеры $G_{зав}$, в *кг/сек*;

$\gamma_т$ — удельный вес топлива в *кг/л*;

$P_{уд}$ — удельная тяга камеры.

В существующих ЖРД удельную тягу можно определить по замеренным на испытательном стенде значениям тяги и расхода топлива в камеру сгорания.

Абсолютная тяга не характеризует степень совершенства работы ЖРД. Качественным показателем работы двигателя является его удельная тяга, называемая иногда удельным импульсом.

Чем больше удельная тяга двигателя, тем меньше при заданной величине абсолютной тяги будет секундный расход топлива, а следовательно, тем меньшими будут необходимый запас топлива в баках для заданной продолжительности работы, габариты и вес двигателя.

Чем больше удельная тяга ЖРД при работе на данном топливе и прочих равных условиях, тем лучше организован в двигателе рабочий процесс, тем совершеннее двигатель в конструктивном отношении.

Абсолютная и удельная тяги камеры двигателя при работе в пустоте на заданном режиме являются постоянными величинами.

Необходимая тяга ЖРД определяется при расчете заданного боевого аппарата (зависит от дальности полета, величины полезной нагрузки и других факторов).

3. *Удельный расход топлива* в двигателе, т. е. расход топлива, приходящийся на единицу тяги двигателя в одну секунду или в час:

$$C_{уд} = \frac{1}{P_{уд}} \quad \frac{кг\ топлива/сек}{кг\ тяги} = \frac{1}{P_{уд}} 3600 \quad \frac{кг\ топлива/час}{кг\ тяги}. \tag{2.3}$$

Удельный расход топлива наравне с удельной тягой является важной эксплуатационной характеристикой двигателя, так как чем меньше его значение, тем при прочих равных условиях больше дальность и продолжительность полета боевого аппарата с данным двигателем.

Величина $C_{уд}$ зависит от давления в камере сгорания, вида используемого топлива и организации рабочего процесса в камере двигателя.

4. *Удельный вес двигателя,* т. е. вес, приходящийся на единицу тяги двигателя:

$$\gamma_{дв} = \frac{G_{дв}}{P_{\Sigma}} \; кг/кг \; тяги, \qquad (2.4)$$

где $G_{дв}$ — сухой вес двигателя в *кг*.

Под сухим весом двигателя подразумевается вес его конструкции при баках, не заполненных рабочими компонентами (топливом, газом и т. п.).

При заданной величине абсолютной тяги удельный вес определяет сухой общий вес двигателя, который в значительной мере влияет на характеристики боевого аппарата.

5. *Удельная лобовая тяга двигателя,* т. е. тяга, отнесенная к 1 $см^2$ наибольшего поперечного сечения двигателя:

$$P_{лоб} = \frac{P_{\Sigma}}{F_{дв}} \; кг \; тяги/см^2, \qquad (2.5)$$

где $F_{дв}$ — наибольшая площадь поперечного сечения двигателя в $см^2$.

Удельная лобовая тяга имеет важное значение при оценке аэродинамических качеств двигателя, так как чем больше ее значение при заданной тяге, тем меньше может быть мидель боевого аппарата с этим двигателем. Существующие двигатели имеют $P_{лоб} = 1 \div 4$ *кг тяги/см*^{2}.

К числу параметров, характеризующих двигатель, также относится его эффективный коэффициент полезного действия, соотношение компонентов топлива χ, объем камеры сгорания $V_к$ и давление в ней $p_к$.

Обычно в качестве исходных параметров ЖРД даются его относительные параметры при работе на расчетном режиме, приведенные к стандартным атмосферным условиям.

При указанных условиях существующие снарядные ЖРД (снаряда „Авангард" и др.) имеют $P_{уд} \approx 200 \div 240 \frac{кг \; тяги}{кг \; топлива/сек}$; $C_{уд} \approx 15 \div 18 \frac{кг \; топлива/час}{кг \; тяги} = 4{,}0 \div 5{,}0 \frac{кг \; топлива/сек}{т \; тяги}$; $\gamma_{дв} = 10 \div 40$ *кг/т тяги*.

К эксплуатационным качествам двигателя относятся его приемистость и надежность работы, срок службы, простота обслуживания и др.

Перечисленные выше параметры двигателя позволяют оценить данный тип двигателя по величине силы тяги, экономичности работы, габаритам (внешним размерам) и эксплуатационным качествам; выявить в первом приближении основные преимущества и недостатки того или иного двигателя и установить рациональные области его применения.

Основные параметры двигателя, определяющие его качества, зависят от конструктивных особенностей, режимов работы самого двигателя, внешних условий и ряда других факторов. Существенное влияние на удельную тягу, удельный расход топлива и к. п. д. двигателя оказывают теплотворность топлива, давление в камере сгорания и в выходном сечении сопла. Поэтому для определения основных качеств проектируемого двигателя и правильного выбора его параметров необходимо знать зависимости абсолютной и удельной тяг, секундного и удельного расходов топлива от высоты полета, давления в камере сгорания и других факторов.

§ 4. Преимущества и недостатки ЖРД

На данном этапе развития реактивной техники реализованы и практически используются лишь реактивные двигатели, работающие за счет химической энергии разложения и окисления топлива.

К таким двигателям относятся реактивные двигатели, работающие на твердом топливе (пороховые ПРД), на жидком горючем и атмосферном воздухе (ВРД) и на жидком топливе ЖРД; эти двигатели получили в настоящее время наибольшее развитие и применение.

Жидкостные ракетные двигатели по сравнению с воздушно-реактивными имеют следующие преимущества:

1) могут создавать тягу и в безвоздушном пространстве, так как их работа не зависит от окружающей среды (высота полета определяется только запасом топлива в баках и удельной тягой двигателя);

2) абсолютная тяга в противоположность воздушно-реактивным двигателям с подъемом на высоту возрастает и мало зависит от скорости полета в плотных слоях атмосферы;

3) возможность сосредоточения в одном двигателе весьма большой тяги (до 1000 *т*) при сравнительно небольших габаритах и малом удельном весе двигателя (от 0,01 до 0,040 *кг/кг тяги*) [1];

4) общий вес двигателя меньше, чем вес любого воздушного типа двигателя той же мощности;

---

[1] Экспресс-информация АН СССР, вып. 20, АДС-78, 1958.

5) удобство сопряжения двигателя с боевым аппаратом вследствие относительно небольших габаритных размеров;

6) возможность получения относительно больших скоростей и высот полета, недоступных для ВРД (снаряд дальнего действия А-4 на высоте 35—37 *км* имел скорость полета около 1520 *м/сек* = = 5 500 *км/час*);

7) не требуется специальный двигатель для запуска.

Подобно другим типам двигателей ЖРД позволяют осуществлять многократные запуски и регулирование силы тяги изменением секундного расхода топлива в камеру сгорания.

Основными недостатками ЖРД являются:

1) низкая экономичность работы при небольших скоростях полета (большой удельный расход топлива);

2) кратковременность работы двигателя, обусловленная весьма большим удельным расходом топлива $\left(\text{до } 15\text{—}20\ \frac{кг\ топлива/час}{кг\ тяги}\right)$;

3) незначительный ресурс работы двигателя (от 2,5 сек. до 2 час. вместо 50—300 час. ВРД и 100—350 час. поршневых двигателей);

4) с увеличением дальности полета за счет увеличения запаса топлива в баках снижается полезная нагрузка боевого аппарата;

5) необходимость иметь на летательном аппарате жидкий окислитель горючего, обращение с которым часто связано с большими трудностями.

Указанные преимущества и недостатки ЖРД определили области их применения.

Однако по сравнению с двигателями других типов эти достоинства и недостатки данного ЖРД можно наиболее полно выявить лишь при рассмотрении конкретных условий его работы, как то: тяговой программы, высоты и скорости полета и т. д.

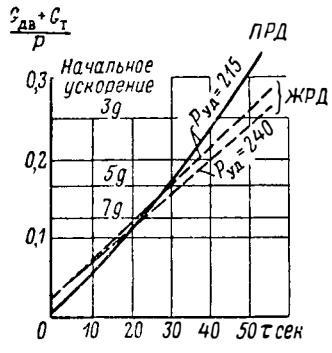
В некоторых случаях (при небольшой продолжительности работы, малой тяге, в особых областях применения) с ЖРД может успешно конкурировать пороховой ракетный двигатель (ПРД).

К достоинствам ПРД относятся прежде всего простота его конструкции и способа зарядки топливом, постоянная готовность к действию, надежность в работе, дешевизна, меньший удельный вес, незначительная зависимость конструкции от типа боевого аппарата и широкое применение в самых разнообразных областях современной техники. К тому же работа порохового двигателя не зависит от маневра снаряда и ускорения его в полете.

Твердые топлива (пороха) имеют несколько меньший, чем у жидких топлив, удельный импульс и более дороги, но зато их преимуществом является значительно больший удельный вес. Пороха по сравнению с жидкими топливами более надежны и безопасны в эксплуатации. Они лучше сохраняются в течение длительного хранения при любой атмосферной температуре, не ядовиты, не агрессивны по отношению к металлам, готовы к употреблению в лю-

бой момент, не требуют каких-либо длительных и сложных приготовлений перед применением и т. п.

Однако весовые характеристики пороховых двигателей могут быть лучшими по сравнению с ЖРД только при малой продолжительности их работы. При продолжительности работы более 20 сек. ЖРД обладают меньшим отношением веса двигателя (включая и топливо) к развиваемой тяге, чем ПРД. Даже при одинаковой удельной тяге ($P_{уд}=215$ $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$) весовые характеристики ПРД могут быть сравнимы с ЖРД только при времени работы порядка 26 сек. (фиг. 2. 1). При меньшей продолжительности работы ПРД имеют лучшие весовые и тяговые характеристики, чем ЖРД, так как они при данном весе заряда обеспечивают повышенную тягу без пропорционального увеличения веса сухой конструкции. К тому же вследствие меньшего отношения веса к тяге ПРД позволяют получить бо́льшие ускорения снаряда.



Фиг. 2. 1. Приближенное сравнение весовых характеристик (включая и топливо) ПРД и ЖРД при различной продолжительности работы.

Другой основной причиной, ограничивающей применение пороховых ракетных снарядов в ряде случаев, являются высокая стоимость пороха, большие размеры пороховой камеры при значительном времени работы и возникновение неустойчивого, резонансного горения пороха в длинных камерах малого диаметра, когда по камере текут горячие пороховые газы с большими скоростями.

Таблица 2. 1

Тип двигателя	Максимально достижимая скорость полета *км/час*
Поршневые	600
Турбовинтовые	900
Турбореактивные	2 000
Прямоточные ВРД	6 000
Пороховые РД	28 000
Жидкостные РД	50 000
Термоатомные РД	100 000
Электронные РД	500 000
Фотонные РД	$300 \cdot 10^6$

В табл. 2. 1 приведены ориентировочные значения практически максимально достижимых скоростей полета летательных аппаратов в зависимости от используемых типов двигателей [1].

§ 5. Области применения ЖРД

Жидкостные ракетные двигатели имеют весьма обширные области применения.

В настоящее время ЖРД в основном используются для:

1) неуправляемых и управляемых в полете снарядов (зенитных, ближнего и дальнего действия, космических и др.);

2) самолетов-истребителей в качестве основной силовой установки и самолетов-бомбардировщиков в качестве двигателей-ускорителей, предназначенных для кратковременных маневров самолета, увеличения горизонтальной и вертикальной скоростей полета и высотности.

Сравнительно ограниченное применение ЖРД имеют в метеорологических снарядах, гоночных автомобилях и мотоциклах, грузовых автомашинах, предназначенных для работы на плохих проселочных и горных дорогах (для облегчения движения автомашины).

Неуправляемые жидкостные ракетные снаряды (НРС) применяются главным образом в качестве тактического оружия для стрельбы на ближние дистанции.

Управляемые жидкостные ракетные снаряды (УЖРС) по внешнему виду в основном похожи на неуправляемые снаряды и в полете управляются при помощи специальных приборов. Эти снаряды могут быть использованы для стратегических целей как средства ПВО и для проведения научных исследований мирового пространства. Такие снаряды имеют весьма различные назначения («земля—земля», «земля—воздух», «земля—вода», «воздух—воздух» и пр.).

Поскольку в этих снарядах направление полета корректируется приборами, то кучность стрельбы в этом случае значительно превышает кучность стрельбы неуправляемыми жидкостными и пороховыми ракетными снарядами.

Дальность и высота полета одноступенчатых УЖРС без стартовых двигателей ограничиваются трудностями конструирования этих снарядов при высоких отношениях веса сухой конструкции и полезного груза к полному стартовому весу снаряда и сравнительно низкой эффективностью применяемых топлив.

Самолеты с ЖРД в качестве основных двигателей по сравнению с самолетами, имеющими двигатели других типов (ВМГ, ТВРД, ТРД и ПРД), обладают преимуществами в отношении потолка, скорости полета и скороподъемности.

В настоящее время самолет с этим двигателем является единственным летательным аппаратом, позволяющим совершить полет

[1] Экспресс-информация АН СССР, вып. 8, РТ-23, 1958.

на исключительно больших высотах и с очень большими скоростями. Однако большой секундный расход топлива в ЖРД ограничивает дальность, продолжительность полета и другие важные характеристики самолета. К тому же средства увеличения дальности самолета с этим двигателем не являются многообещающими. Поэтому ЖРД целесообразно применять только для самолетов, предназначенных для кратковременных полетов и больших высот.

Ракетные двигатели обусловили возможность завоевания межпланетных пространств. Однако решение этой задачи еще потребует огромного труда по линии увеличения к. п. д. двигателей, использования наиболее эффективных трудно эксплуатируемых жидких топлив, конструирования снарядов с максимальным относительным содержанием топлива, с использованием схем составных снарядов и т. п.

Атомные реактивные двигатели будут применяться без ограничений как для взлета с Земли, так и для полетов вне ее, при условии, что удовлетворительно будут решены основные вопросы, связанные с их созданием.

§ 6. Требования, предъявляемые к двигателям боевых аппаратов

К двигателям боевых аппаратов предъявляются следующие основные требования:

1) компактность и простота конструкции, дешевизна массового производства и эксплуатации;

2) автоматичность работы и герметичность топливоподающих устройств;

3) небольшие удельный вес и габариты двигателя заданной тяги;

4) постоянная боевая готовность к пуску в интервале температур от —40 до +50° С;

5) надежность запуска, работы и остановки;

6) хорошая приемистость — стабильное нарастание тяги (для снарядных двигателей время выхода на режим 90% номинальной тяги не должно превышать 1—3 сек., считая от момента подачи пускового электрического импульса);

7) высокая экономичность работы (возможно большее значение удельной тяги);

8) процесс сгорания топлива в камере двигателя должен быть динамически устойчивым в заданном диапазоне тяг, при маневрах боевого аппарата и возмущениях во время полета;

9) постоянство создаваемой тяги на установленном режиме работы;

10) возможность остановки двигателя до израсходования запаса топлива в баках (в случае необходимости);

11) возможность длительного хранения двигателя, заправленного топливом, и перевозки его на автомашинах или на железнодорожном транспорте (это особенно важно для двигателей зенитных снарядов и воздушных торпед);

12) материалы двигателя и его антикоррозионные покрытия должны допускать его длительное хранение;

13) удобство монтажа двигателя с боевым аппаратом и др.

Этот перечень требований в одинаковой мере относится к двигателям одноразового действия (зенитным и дальнобойным управляемым снарядам и др.) и многоразового (авиационного типа).

К авиационным двигателям многоразового действия, ускорителям и стартовым двигателям предъявляются следующие дополнительные требования.

а) К двигателю многоразового действия:

1) возможность запуска на любой высоте полета в течение не более 3 сек.;

2) возможность не менее 6—7 запусков в полете;

3) регулирование тяги в пределах до 0,1 от максимального значения;

4) управление работой от одного рычага;

5) ресурс работы должен быть не менее 2 час.

б) К ускорителям автономных двигателей:

1) возможность запуска на любой высоте в течение не более 3 сек.;

2) возможность не менее 3—4 запусков в полете;

3) регулирование тяги (в случае необходимости) до 0,3 от максимального значения;

4) ресурс работы камеры сгорания должен быть не менее 1 часа.

в) К стартовым двигателям:

1) возможность синхронного пуска нескольких параллельно работающих двигателей;

2) возможность сбрасывания на землю на парашюте после окончания работы.

Старт неуправляемых зенитных и баллистических снарядов и сообщение им начального ускорения полета возможны посредством применения порохового заряда в камере сгорания маршевого ЖРД.

Приведенный перечень требований в общем вполне выполним и к тому же он достаточно полно характеризует эксплуатационные возможности двигателей различного назначения.

В каждом отдельном случае к двигателю могут быть предъявлены и другие дополнительные требования.

При проектировании азотнокислотных двигателей необходимо дополнительно учитывать весьма большую ядовитость, коррозионные свойства азотной кислоты и непрерывное испарение (дымление) ее. Установка на боевом аппарате азотнокислотного двигателя и баков требует специального подхода, обеспечивающего пол-

ную изоляцию двигателя от других частей аппарата. Материалы, применяемые для двигателей этого типа, должны быть коррозионностойкими к азотной кислоте.

§ 7. Факторы, влияющие на скорость и дальность полета снаряда с ЖРД

На скорость в конце активного участка $V_{кон}$ и дальность полета снаряда L влияет много различных факторов, из которых основными являются следующие:

1) коэффициент относительного запаса топлива в баках снаряда:

$$a=\frac{G_т}{G_0}; \tag{2.6}$$

2) коэффициент тяговооруженности снаряда:

$$b=\frac{P_0}{G_0}; \tag{2.7}$$

3) удельная тяга двигателя:

$$P_{уд_0}=\frac{P_0}{G_\Sigma}, \tag{2.8}$$

где $G_т$ — запас топлива в баках снаряда перед стартом;
G_0 — полный стартовый (начальный) вес снаряда;
P_0 — абсолютная тяга двигателя при старте снаряда;
G_Σ — секундный расход топлива в двигателе;

4) угол траектории полета снаряда в конце активного участка относительно вертикали;

5) аэродинамическая форма снаряда, принцип его многоступенчатости и др.

Коэффициент относительного запаса топлива в баках снаряда a оказывает наибольшее влияние на $V_{кон}$ и L, но практически он ограничивается конструктивными особенностями снаряда и применяемыми для него материалами.

В существующих зенитных снарядах $a\approx 0{,}60\div 0{,}65$, а дальнобойных $a\approx 0{,}72\div 80$.

Меньшее значение коэффициента a зенитных снарядов по сравнению с дальнобойными баллистическими снарядами объясняется тем, что их выполняют более прочными и тяжелыми вследствие возможного полета с большими поперечными ускорениями и, следовательно, нагрузками.

Возможны более совершенные в весовом отношении дальнобойные снаряды, но этого можно пока достичь дорогой ценой (применением составных снарядов, использованием более эффективного топлива и т. д.).

При заданных значениях $P_{уд}$ и b величины $V_{кон}$ и L тем больше, чем выше a.

Коэффициент тяговооруженности снаряда b имеет наименьшее влияние на $V_{кон}$ и L сравнительно с a и $P_{уд}$ и к тому же обладает ограниченной практической возможностью. При увеличении b дальность полета вначале растет стремительно, а при $b>10$ остается почти постоянной. При данных значениях a и $P_{уд}$ повышение b увеличивает $V_{кон}$ и L тем больше, чем выше a. Практически даже при $a=0{,}80$ (дальнобойный снаряд) принимать $b>3$ нецелесообразно, так как для увеличения b необходимо увеличить абсолютную тягу двигателя, а следовательно, размеры и вес двигателя и снаряда, что при определенных условиях сводит к нулю выигрыш, получаемый за счет увеличения b.

В существующих зенитных снарядах $b\approx 2{,}5\div 6$ и выше, а в дальнобойных $b\approx 1{,}8\div 2{,}5$.

При более низкой тяговооруженности снаряд обладает плохими стартовыми свойствами, а при более высокой — плохой весовой характеристикой, что снижает эффективность использования снаряда.

Теоретический оптимум тяговооруженности снаряда зависит в основном от его назначения, типа, совершенства конструкции и принятого способа старта.

Чем больше тяговооруженность снаряда, тем больше его скороподъемность и осевая перегрузка. Одним из факторов, определяющих верхний предел тяговооруженности снаряда, является осевая перегрузка, допускаемая условиями работы и прочности приборов бортовой системы управления снаряда.

Удельная тяга двигателя $P_{уд}$ является вторым после коэффициента a весьма важным фактором, увеличивающим $V_{кон}$ и L (скорость $V_{кон}$ пропорциональна в первой степени, а L — во второй степени величине $P_{уд}$).

При данном значении b влияние $P_{уд}$ на $V_{кон}$ и L тем больше, чем выше коэффициент a. Но увеличение $P_{уд}$ требует повышения давления в камере сгорания двигателя, использования более калорийного топлива с высокой температурой горения, а следовательно, конструктивно более сложной системы охлаждения камеры сгорания и сопла и других мероприятий, что усложняет конструкцию двигателя, увеличивает его удельный вес и стоимость. Очевидно, что практически увеличение $V_{кон}$ и L будет достигаться за счет одновременного увеличения a и $P_{уд}$, а также других мероприятий. Всегда нужно стремиться создать двигатель с наибольшей $P_{уд}$ и наименьшим удельным весом.

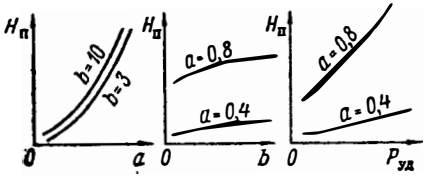
На фиг. 2.2 приведены графики зависимости высоты полета дальнобойного снаряда $H_{п}$ от значений a, b и $P_{уд}$ без учета сопротивления окружающей среды и влияния ускорения силы тяжести.

В табл. 2.2 приведены данные ориентировочной зависимости L от a и $P_{уд}$ для снаряда дальнего действия А-4 без учета сопротивления окружающей среды и ускорения силы тяжести.

Таблица 2.2

Увеличение a при $P_{уд_0}$=200 *кгсек/кг* %	Повышение L относительно дальности снаряда А-4 за счет увеличения a при $P_{уд_0}$=200 *кгсек/кг* L=350 *км* принята за единицу	Увеличение $P_{уд}$ для такого же повышения L, как и за счет роста a для a=70%
70	1	$P_{уд_0}$=200 *кгсек/кг*
85	2,3	350
90	4	350
95	6	400

Приближенные данные этой таблицы показывают, что увеличение a быстро достигает своего практического предела, так как вряд ли можно будет создать одноступенчатый снаряд, в котором 90% веса занимало бы топливо, т. е. с a=90%.



Фиг. 2.2. Высота полета снаряда H в зависимости от значений a, b и $P_{уд}$.

Повышение $P_{уд}$ эффективно влияет на увеличение L практически в большом диапазоне. Кроме того, рост $P_{уд}$ практически возможен до высокого предела, если не ограничиваться определенным источником энергии.

Дальность полета ЖРС любого типа в значительной мере определяется скоростью $V_{кон}$.

Развитие ракетных летательных аппаратов определяется следующими величинами скорости полета в конце активной траектории [1]:

а) снарядов для поражения бомбардировщиков и истребителей 1—2 *км/сек*;

б) снарядов для борьбы с межконтинентальными ракетами ~3—7 *км/сек*;

в) снарядов дальнего действия (L=1000÷10 000 *км*) ~2—8 *км/сек*;

г) самолетов-снарядов (L=1000÷20 000 *км*) ~1—6 *км/сек*;

д) ракет-носителей искусственных спутников ~8 *кг/сек*;

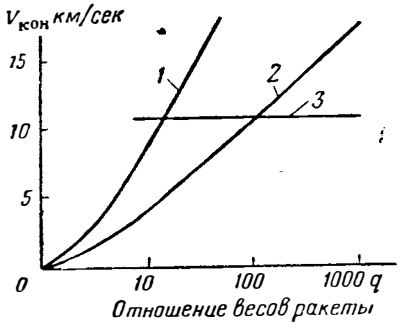
е) ракет для космических полетов ~11,2 *кг/сек*.

Оптимальное удовлетворение этих требований зависит в первую очередь от достигаемой величины удельной тяги.

Каждый из перечисленных типов ракетных снарядов в процессе развития требует различных конструктивных решений. Однако все связанные с ними проблемы могут быть принципиально разрешены при использовании химических молекулярных топлив.

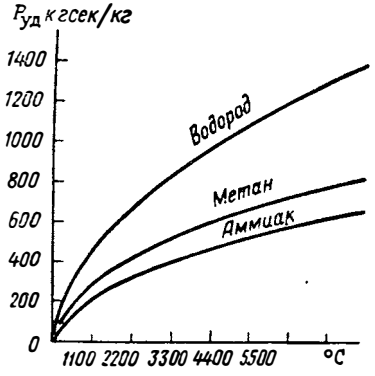
[1] Вопросы ракетной техники, 1958, вып. 5, ИЛ.

На фиг. 2. 3 показаны расчетные приближенные значения допустимых скоростей полета одноступенчатой ракеты в конце выгорания топлива с учетом сопротивления атмосферы и эффекта гравитации в зависимости от отношения весов $q = G_0/G_к$, где G_0 — стартовый вес снаряда с топливом и $G_к$ — вес снаряда в конце выгорания топлива [1].



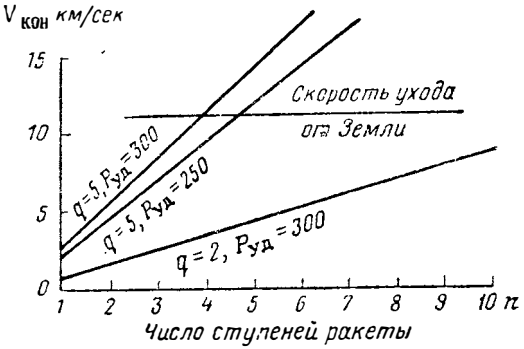
Фиг. 2. 3. Скорость полета одноступенчатой ракеты в конце выгорания топлива в зависимости от q.

1—$P_{уд}$=300 *кгсек/кг*; *2*—$P_{уд}$=600 *кгсек/кг*; *3*—скорость ухода ракеты от Земли.



Фиг. 2. 4. Теоретическая удельная тяга в зависимости от температуры рабочего тела в реакторе атомного двигателя.

Графики этой фигуры показывают, что при $P_{уд}$ = =300 *кгсек/кг* для достижения на высоте космической скорости полета (11 *км/сек*) требуется одноступенчатая ракета с явно нереальным отношением весов $q \geqslant 150$. При $P_{уд}$=600 *кгсек/кг* мыслимо практическое создание ракеты (например, для полета на Луну) с отношением весов q=9.



Фиг. 2. 5. Скорость полета в конце выгорания топлива, достигаемая многоступенчатыми ракетами, имеющими различные q и удельные тяги.

На фиг. 2. 4 показаны теоретические значения $P_{уд}$ в зависимости от температуры в реакторе атомного двигателя и свойств его рабочего тела—теплоносителя энергии.

На фиг. 2. 5 приведены расчетные приближенные значения до-

[1] Aviation Age, v. 28, No. 1, 1957.

стижимых скоростей полета многоступенчатых ракет в конце выгорания топлива.

Графики этой фигуры показывают, что при отношении весов $q=2$ и $P_{уд}=300$ *кг сек/кг* космическая скорость полета может быть достигнута только 12—13-ступенчатыми ракетами. При $q=5$ и $P_{уд}=300$ *кг сек/кг* для космических полетов требуются трех- или четырехступенчатые ракеты с ЖРД.

Главной задачей при проектировании и конструировании ЖРД является допустить возможно высокие значения давления и температуры газов в камере сгорания в сочетании с необходимой ее прочностью. На величину $P_{уд}$ существенно влияют степень совершенства сопла камеры, метод его охлаждения и др.

Создание совершенной конструкции снаряда требует новых конструктивных решений и более совершенных методов производства как самого снаряда, так и двигателя.

§ 8. Основные вопросы, решаемые при проектировании и расчете ЖРД

Основные вопросы, которые необходимо решать при проектировании и расчете жидкостного ракетного двигателя для аппарата любого назначения, в основном сводятся к следующему.

К р а ц и о н а л ь н о м у в ы б о р у:

а) вида топлива, систем его подачи и распыла;

б) основных параметров двигателя, обеспечивающих решение поставленной задачи (давление в камере сгорания и в выходном сечении сопла и др.);

в) формы камеры сгорания и сопла двигателя;

г) способа (системы) охлаждения двигателя;

д) системы запуска и управления работой двигателя, включающей различные клапаны (электрические, гидравлические, пневматические) и другие элементы;

е) конструктивных схем отдельных элементов двигателя;

ж) материалов для изготовления двигателя.

К р а с ч е т а м п о о п р е д е л е н и ю:

а) характеристик двигателя (высотных, дроссельных, гидравлических и др.);

б) геометрических размеров камеры сгорания и сопла двигателя;

в) параметров и геометрических размеров систем подачи и распыла топлива, а также охлаждающего тракта двигателя.

Решение этих вопросов обычно основывается:

1) на проверенных теоретических и эксплуатационных данных и

2) на результатах последующих испытаний спроектированного и построенного образца для проверки и доводки до экономичной и надежной работы.

При определении основных параметров и размеров проектируемого двигателя обычно используют относительные данные (коэффициенты) современных двигателей.

При проектировании ЖРД нужно руководствоваться ведомственными и общесоюзными стандартами и нормалями, а также техническими условиями на изготовление, сборку и испытание.

Общих правил для проектирования ЖРД нельзя дать потому, что разработка каждой отдельной конструкции двигателя зависит от его назначения, вида топлива, располагаемых данных и других факторов. Однако обычные методы выбора форм камеры сгорания и сопла двигателя, значений его основных параметров, а также расчетов теплопередачи, эксплуатационных, геометрических и гидравлических характеристик, систем подачи и впрыска топлива, за немногими исключениями, пригодны для всех типов ЖРД.

При проектировании двигателя большое внимание уделяется вопросам простоты и дешевизны конструкции, удобства управления и эксплуатации, надежности и экономичности работы и т. д.

Решение задачи создания надежной конструкции ЖРД большой тяги затрудняется тем, что оно связано с непрерывной интенсификацией тепловых процессов в камере сгорания, увеличением расхода топлива и использованием наиболее эффективных топлив. Целесообразный выбор компонентов топлива для конкретного двигателя, предназначенного решать определенную задачу, является первым и обязательным условием успеха работ по созданию двигателя. Однако наибольшие трудности возникают при разработке конструкции двигателя.

После того как определена схема двигателя соответственно выбранному виду топлива, разрабатывают конструктивные и другие мероприятия по обеспечению устойчивого горения в камере сгорания двигателя, без пульсаций давления и детонационных явлений, способных разрушить двигатель в первые секунды его работы в процессе выхода на номинальный режим либо в любой последующий момент вследствие сильных вибраций и взрывов.

Следующим основным этапом разработки двигателя является решение проблемы охлаждения камеры сгорания и сопла. Надежное охлаждение ЖРД всегда представляет большие трудности при создании сколько-нибудь длительно работающих двигателей, развивающих значительную удельную тягу.

Следующим этапом является разработка системы топливоподачи двигателя и, наконец, последним этапом — системы пуска и регулирования двигателя.

Удачное решение этих задач возможно только при условии учета последних научных достижений в развитии ЖРД и в других смежных областях техники.

Глава 3

РАБОЧИЕ ЦИКЛЫ И К. П. Д. ДВИГАТЕЛЯ

Работа ЖРД состоит в преобразовании химической энергии жидкого топлива в тепловую, а затем в кинетическую энергию продуктов сгорания, вытекающих из сопла в атмосферу, в результате чего создается реактивная сила — тяга двигателя.

Это преобразование в ЖРД химической энергии топлива в соответствующие другие виды энергии, как и в любом другом двигателе, практически сопряжено с непроизводительной затратой части энергии сжигаемого топлива. Величина этой потери тем меньше, чем совершеннее двигатель.

В настоящей главе рассмотрены термодинамические процессы, лежащие в основе преобразования в ЖРД химической энергии топлива в кинетическую энергию газового потока.

§ 1. Цикл работы идеального двигателя

Циклом работы ЖРД принято называть совокупность термодинамических процессов с рабочим телом в камере двигателя, в результате которых химическая энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию газов на выходе из сопла в окружающую среду.

Для выявления и анализа главнейших параметров, оказывающих основное влияние на экономичность работы двигателя и служащих для сравнительной оценки реальных двигателей, в теорию ЖРД введено понятие о цикле работы идеального двигателя.

Под циклом работы идеального двигателя принято понимать некоторый замкнутый и обратимый термодинамический цикл, составленный из простейших термодинамических процессов и представляющий собой упрощенную схему сочетания действительных процессов, протекающих в реальном ЖРД.

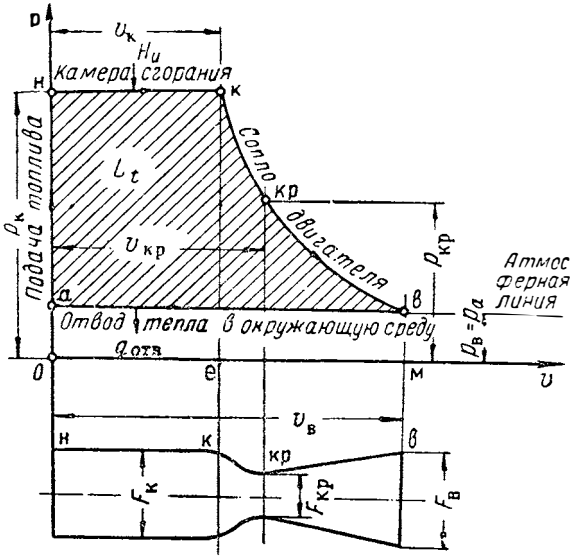
В соответствии с этим для цикла работы идеального двигателя приняты следующие допущения:

1) компоненты топлива сжимаются и подаются в камеру сгорания при отсутствии гидравлических сопротивлений в коммуникациях и пренебрежимо малой затрате энергии на эти процессы по сравнению с механической работой, производимой продуктами сгорания топлива;

2) при распылении и перемешивании компонентов топлива, подаваемых в камеру сгорания, образуется абсолютно однородная (гомогенная) горючая топливная смесь;

3) расходы компонентов топлива в камеру сгорания — постоянные во времени;

4) топливо в камере двигателя сгорает при постоянном давлении и полном тепловыделении (при $\varphi_к = 1$);



Фиг. 3.1. Цикл работы идеального ЖРД в координатах *pv*.

5) продукты сгорания топлива представляют идеальный газ;

6) расширение продуктов сгорания в сопле протекает по адиабате, т. е. без теплообмена с окружающей средой, без догорания топлива, рекомбинации, релаксации и вязкостного трения молекул газов;

7) в любом поперечном сечении камеры сгорания и сопла по длине имеют место одинаковые поля давления, температуры и скорости;

8) движение газов в выходном сечении сопла одномерное, линии токов газа между собой параллельны;

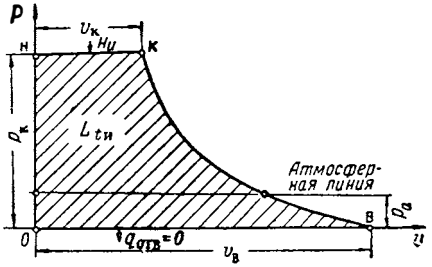
9) в двигателе используется все тепло, за исключением тепла, уходящего с отходящим газом.

При этих допущениях цикл работы идеального двигателя состоит из одной изохоры, двух изобар и одной адиабаты (фиг. 3.1):

1) изохора сжатия и подачи топлива в камеру сгорания, характеризующая процессы в системе топливоподачи двигателя (линия *ан*);

2) изобара сгорания топлива в камере двигателя (линия *нк*);
3) адиабата расширения газов в сопле двигателя (линия *кв*);
4) изобара отвода тепла от рабочего тела в окружающую среду, представляющая условное замыкание рабочего цикла (линия *ва*).

Все основные параметры, характеризующие работу 1 *кг* газа, в цикле идеального двигателя имеют предельно высокие значения, степень приближения к которым тех же параметров реального двигателя определяет совершенство последнего.



Фиг. 3. 2. Цикл работы идеального ЖРД в пустоте (с полным расширением газов в сопле).

Полная полезная работа 1 *кг* газа в цикле идеального двигателя на фиг. 3. 1 изображена площадью заштрихованной диаграммы и аналитически выражается так:

$$L_t = \text{площ. } онке + \text{площ. } еквм - \text{площ. } оавм = p_к v_к + \frac{1}{k-1}(p_к v_к - p_в v_в) - p_в v_в = \frac{k}{k-1}(p_к v_к - p_в v_в) =$$

$$= \frac{k}{k-1}(R_к T_к - R_в T_в) = \frac{k}{k-1} R_к (T_к - T_в) = \frac{k}{k-1} R_к T_к \left(1 - \frac{T_в}{T_к}\right) =$$

$$= \frac{k}{k-1} R_к T_к \left[1 - \left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] = \frac{w_{в.и}^2}{2g} \quad кгм/кг.$$

Полная работа 1 *кг* газа в цикле идеального двигателя при работе в пустоте с полным расширением газа в сопле ($p_в = p_а = 0$) будет

$$L_{t\,п} = \frac{k}{k-1} R_к T_к = \frac{k}{k-1} p_к v_к = \frac{w_{max}^2}{2g} \quad кгм/кг, \qquad (3.1)$$

где $w_{в.и}$ — идеальная скорость истечения газов из сопла камеры двигателя;

w_{max} — максимально-идеальная скорость истечения газов из сопла при полном расширении (до $p_в = 0$).

По отношению к величине L_t принято оценивать экономичность реального двигателя, цикл работы которого осуществляется при тех же давлениях газов в камере сгорания и в выходном сечении сопла, но при потере энергии топлива и других отступлениях от условий работы идеального двигателя.

На фиг. 3. 2 показан цикл работы идеального двигателя в пустоте (с полным расширением газов в сопле).

Совершенство работы идеального ЖРД принято оценивать величиной термического к. п. д. η_t, который учитывает только теплопотерю топлива с отходящими газами в окружающую среду согласно второму закону термодинамики.

§ 2. Цикл работы реального двигателя

Условия работы реального двигателя существенно отличаются от условий работы идеального двигателя. При работе реального двигателя необходимо учитывать:

1) гидропотери в коммуникациях при подаче жидких компонентов топлива в камеру сгорания;

2) неоднородность полей скоростей и концентраций компонентов топлива в поперечных сечениях по длине камеры сгорания вследствие несовершенства распыла их и смешения;

3) потери тепла топлива в виде диссоциации, неполноты сгорания и теплоотдачи в окружающую среду;

4) падение давления рабочего тела по длине камеры сгорания вследствие гидропотерь и ускорения потока при нагревании;

5) догорание компонентов топлива в сопле, не успевших догореть в камере из-за несовершенства их распыла и смешения и ограниченного времени пребывания их в камере;

6) установление химического и энергетического равновесия продуктов сгорания топлива при их течении и расширении в сопле;

7) потери вследствие вязкостного трения газов, т. е. трения молекул между собой и о стенки камеры;

8) неравномерность истечения газов в закритической части сопла и непараллельность потока газов в окружающую среду;

9) недорасширение или перерасширение газа в сопле вследствие различных режимов и внешних условий работы двигателя и др.

В связи с этим цикл работы реального двигателя отличается от цикла идеального двигателя (см. фиг. 3. 1), и полная работа 1 *кг* газа в нем L_i меньше теоретически мыслимой полной работы идеального цикла L_t на величину побочных потерь энергии топлива $L_{пот}$, т. е.

$$L_i = L_t - L_{пот}. \tag{3.2}$$

Работа цикла L_i определяет удельную тягу двигателя. Чем больше L_i, тем больше $P_{уд}$ двигателя.

На величину побочных теплопотерь топлива в реальном двигателе $L_{пот}$ больше всего влияют:

1) конструкция распылительной головки камеры (способ распыла и смешения компонентов топлива, тип и распределение форсунок на головке камеры);

2) химический состав компонентов топлива и их соотношение между собой;

3) величина объема камеры сгорания и ее конструктивная форма;

4) геометрические характеристики сопла и его профиль;

5) внешние условия работы двигателя (работа у земли, на уровне моря или на некоторой высоте от земли) и др.

В силу ряда перечисленных факторов, сопровождающих и усложняющих рабочий процесс в камере сгорания и сопле реального двигателя, практически невозможно точно определить параметры рабочего тела даже в характерных сечениях камеры двигателя; поэтому при расчете двигателя часто приходится вводить ряд допущений и коэффициентов, упрощающих решение задачи.

§ 3. Классификация скоростей истечения газа из сопла камеры ЖРД

Процесс истечения газа из сопла камеры двигателя характеризуется величиной абсолютной скорости потока за соплом.

Для вывода формул коэффициентов полезного действия двигателя необходимо уяснить физическую сущность условных понятий о скоростях истечения газа из сопла камеры двигателя.

В теории ЖРД принято различать скорости истечения газов:

1) максимально-идеальную w_{max}; 2) идеальную $w_{в.и}$; 3) теоретическую $w_{в.т}$; 4) действительную $w_{в}$; 5) эффективную $w_{эф}$; 6) критическую $w_{кр}$.

Максимально-идеальной называют скорость истечения, которую имел бы газ в выходном сечении сопла камеры идеального двигателя при полном преобразовании располагаемой химической энергии 1 *кг* топлива в кинетическую энергию газа при бесконечно большой степени его расширения, т. е.

$$w_{max}=\sqrt{2gH_u}=91{,}53\sqrt{H_u}=\sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_к T_к}\ м/сек, \qquad (3.3)$$

где H_u *ккал/кг* — низшая теплотворность топлива.

Величина идеальной скорости истечения характеризует качество топлива.

Идеальной называют скорость истечения, которую имел бы газ в выходном сечении сопла камеры идеального двигателя при адиабатическом изменении состояния и наличии противодавления атмосферного воздуха, т. е.

$$w_{в.и}=\sqrt{2gH_u\eta_t}=91{,}53\sqrt{H_u\eta_t}=\sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_к T_к\left[1-\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}=$$

$$=\sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_к T_к\eta_t}=w_{max}\sqrt{\eta_t}\ м/сек, \qquad (3.4)$$

где η_t — термический к. п. д. двигателя.

Теоретической называют скорость истечения химически активных газов в выходном сечении сопла камеры реального двигателя, вычисляемую теоретически с учетом только одной теплопотери топлива в камере сгорания в виде диссоциации газов и при предположении полностью химически и энергетически равновесного изэнтропического изменения состояния продуктов сгорания в сопле камеры, т. е.

$$w_{в.т} = \sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_{к.т}T_{к.т}\left[1-\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} = 91{,}53\sqrt{I_к - I_в}\ м/сек,$$

где k — среднее значение показателя степени уравнения изэнтропы;
$I_к$ и $I_в$ — энергосодержание газов в камере сгорания и соответственно в выходном сечении сопла камеры реального двигателя в *ккал/кг*.

Действительной называется средняя скорость истечения газов в выходном сечении сопла камеры реального двигателя, обычно определяемая в предположении политропического расширения газов в сопле:

$$w_в = \sqrt{2gH_и 427\eta_i} = 91{,}53\sqrt{H_и\eta_i} =$$

$$= \sqrt{2g\frac{n}{n-1}R_к T_к\left[1-\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]}\ м/сек, \qquad (3.5)$$

где η_i — термический к. п. д. двигателя.

При выводе уравнений для определения скорости истечения газов из сопла камеры двигателя не учтены:

1) скорости впрыска компонентов топлива в камеру сгорания вследствие их пренебрежимо малых величин относительно скорости истечения газов из сопла;

2) тепловое сопротивление камеры сгорания двигателя (понижение давления по длине камеры в связи с разогревом и разгоном продуктов сгорания до скорости $w_к$), которое в случае необходимости учитывается особым коэффициентом (см. § 13 гл. 6);

3) потеря энергии газового потока вследствие наличия радиальной составляющей скорости на выходе из расширяющейся части сопла камеры, которая обычно также учитывается особым коэффициентом.

Скорость $w_в$ является суммарной характеристикой эффективности работы двигателя.

В существующих ЖРД $w_в \approx 2000 \div 2500$ *м/сек*. Для продуктов сгорания наиболее теплоэффективных химических топлив возможная скорость истечения составляет около 4,5 *км/сек*.

Получение максимальной скорости истечения газов из сопла камеры является одной из основных задач конструктора двигателя.

Чем больше скорость $w_в$, тем больше пропорциональная ей удельная тяга двигателя, так как $P_{уд}=w_в/g\approx 0{,}1w_в$ (при $p_в=p_а$).

Эффективной называется условная скорость газов за соплом камеры реального двигателя, вычисленная по общему уравнению тяги двигателя, работающего на соответствующем режиме и высоте полета:

$$P_н=\frac{G_s}{g}w_в+F_в(p_в-p_а)=\frac{G_s}{g}w_{эф}, \qquad (3.6)$$

т. е.

$$w_{эф}=\frac{gP_н}{G_s}=w_в+\frac{gF_в}{G_s}(p_в-p_а)=gP_{уд.н}\ м/сек. \qquad (3.7)$$

При $p_в=p_а$ имеем $w_{эф.н}=w_{эф}=w_в$.

Можно различать эффективные скорости истечения:

1) у земли или на уровне моря $w_{эф_0}$;
2) при полете на некоторой высоте $w_{эф\,H}$;
3) при полете в пустоте $w_{эф.п}$.

Критической называется скорость течения газов в критическом сечении сопла камеры двигателя:

$$w_{кр}=\sqrt{2g\frac{n}{n+1}R_кT_к}=\sqrt{ngkT_{кр}}\ м/сек. \qquad (3.8)$$

Увеличение скорости $w_в$ принципиально возможно за счет увеличения параметров H_u, $R_к$, n, $p_к/p_в$, $T_к$ и η_i. Некоторые из этих параметров практически весьма ограничены.

В наиболее широких пределах можно повысить $w_в$ за счет использования в ЖРД топлив большей теплотворности, а также топлив, продукты сгорания которых при прочих равных условиях имеют наибольшее значение $R_к$.

Применение топлив большой теплотворности для увеличения скорости истечения при прочих равных условиях обычно повышает температуру сгорания и поэтому требует более интенсивного охлаждения камеры двигателя, более интенсивного съема тепла с нагреваемой внутренней оболочки камеры и применения более жаростойких и дорогих металлов для изготовления камеры.

При большой теплонапряженности оболочки камеры может потребоваться конструктивно более сложная, относительно дорогая и менее экономичная система охлаждения двигателя.

Увеличение скорости истечения газов за счет повышения давления в камере сгорания выше определенного предела, разного для каждого типа двигателя, практически ограничивается из-за увеличения веса двигателя и затруднений в охлаждении камеры.

Увеличение $w_в$ за счет уменьшения давления газов на выходе из сопла двигателя $p_в$ тоже практически ограничено тактическим на-

значением боевого аппарата, условиями работы двигателя относительно окружающей среды и другими факторами.

В существующих двигателях перепад давлений в сопле составляет $p_к/p_в \approx 16 \div 60$ и выше. Дальнейшее повышение начального давления газов в камере сгорания приводит к сравнительно небольшому приросту скорости истечения, но зато к более значительному увеличению удельного веса двигателя. Поэтому вряд ли можно ожидать, чтобы с экономической точки зрения в камере сгорания применялось давление свыше 60—100 *ата*. При уменьшении же давления газов на выходе из сопла двигателя снижается стартовая тяга двигателя и повышается вес сопла, так что снижение его в каждом отдельном случае ограничивается определенными пределами.

§ 4. Коэффициенты полезного действия двигателя

Совершенство преобразования в ЖРД химической энергии топлива в кинетическую энергию продуктов сгорания на выходе из сопла камеры принято характеризовать к. п. д.: термическим η_t; внутренним η_i; относительным η_o; механическим η_m и эффективным η_e Кроме того, работу двигателя во время полета снаряда принято характеризовать дополнительными к. п. д.: тяговым η_P и общим $\eta_{сб}$

Термический к. п. д. двигателя η_t показывает, какая часть располагаемой химической энергии топлива, подаваемого в камеру сгорания, преобразовалась бы в кинетическую энергию газов на выходе из сопла камеры в случае идеального ЖРД, т. е.

$$\eta_t = \frac{L_t}{H_u 427} = \frac{w_{в.и}^2/2g}{w_{max}^2/2g} = \left(\frac{w_{в.и}}{w_{max}}\right)^2 =$$

$$= \left(\frac{\sqrt{2g \frac{k}{k-1} R_к T_к \left[1 - \left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}}{\sqrt{2g \frac{k}{k-1} R_к T_к}} \right)^2 = 1 - \left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}},$$

т. е.

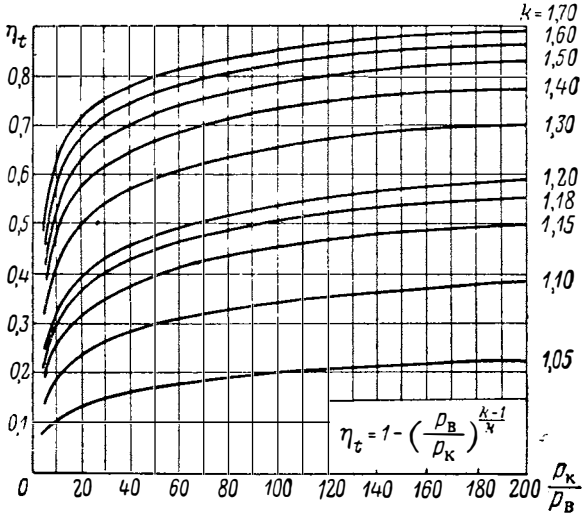
$$\eta_t = \left(\frac{w_{в.и}}{w_{max}}\right)^2 = 1 - \left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}. \qquad (3.9)$$

Следовательно, при определении термического к. п. д. двигателя учитывается только теплопотеря рабочего тела согласно второму закону термодинамики.

Значение η_t зависит от степени расширения газов в сопле $p_к/p_в$ и показателя адиабаты k (от рода топлива).

Практически различные топлива при одинаковых условиях имеют неодинаковые скорости горения и рекомбинации, отличаются составом газов, теплоемкостью и, следовательно, величиной показателя k.

В табл. 3. 1 и на фиг. 3. 3 приведены значения η_t при $p_в = 1$ *ата* и различных величинах $p_к$ и k. Данные таблицы и кривые фиг. 3. 3 показывают, что при увеличении $p_к$ значение η_t вначале растет стремительно (тем больше, чем больше k), а затем медленно и около 200 *ата* остается почти постоянным.



Фиг. 3.3. Термический к. п. д. двигателя η_t в зависимости от $p_к$ и k.

Следовательно, для получения наибольшего значения η_t необходимо, чтобы двигатель работал при возможно высоком $p_к$, а также на таком топливе, продукты сгорания которого имеют наибольший показатель отношения теплоемкостей $\kappa = c_p/c_v$.

При повышении $p_к$ увеличивается перепад давления в сопле $p_к/p_в$ и интенсифицируется рабочий процесс в двигателе в основном за счет уменьшения диссоциации газов в камере сгорания. В некоторых случаях может быть оправдано повышение $p_к$ до 100 *ата* для уменьшения габаритов и веса камеры двигателя.

Если двигатель работает с недорасширением газов в сопле (при $p_в > p_а$), то в этом случае термический к. п. д. выразится формулой

$$\eta_{t\,нед} = \varphi_{нед}\eta_t, \qquad (3.10)$$

где $\varphi_{нед}$ — коэффициент полноты расширения газов в сопле относительно атмосферного давления:

$$\varphi_{нед} = \frac{1 - (p_в/p_к)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - (p_а/p_к)^{\frac{k-1}{k}}};$$

здесь $p_в$ — давление в выходном сечении сопла двигателя с недорасширением газов ($p_в > p_а$);

$p_а$ — давление атмосферного воздуха.

Существующие двигатели имеют $\eta_i \approx 0{,}40 \div 0{,}70$.

Таблица 3.1

Значения η_i в зависимости от $p_к$ и k при $p_в = 1$ ата

k \ $p_в/p_к$	1/5	1/10	1/20	1/50	1/100	1/200
1,0	0	0	0	0	0	0
1,05	0,074	0,104	0,133	0,150	0,197	0,223
1,10	0,136	0,189	0,238	0,299	0,342	0,382
1,15	0,189	0,259	0,323	0,400	0,451	0,499
1,18	0,218	0,196	0,367	0,449	0,505	0,554
1,20	0,232	0,319	0,393	0,479	0,536	0,586
1,30	0,310	0,412	0,449	0,595	0,654	0,706
1,40	0,369	0,482	0,575	0,673	0,732	0,780
1,50	0,415	0,536	0,632	0,729	0,785	0,829
1,60	0,453	0,578	0,675	0,769	0,822	0,863
1,70	0,482	0,613	0,709	0,800	0,850	0,887

Внутренний к. п. д. двигателя показывает, какая часть располагаемой химической энергии топлива, подаваемого в камеру сгорания реального двигателя, преобразуется в кинетическую энергию газов на выходе из сопла, т. е.

$$\eta_i = \frac{L_i}{H_u 427} = \frac{w_в^2/2g}{w_{max}^2/2g} = \left(\frac{w_в}{w_{max}}\right)^2. \qquad (3.11)$$

При $p_в \neq p_а$ значение $w_в$ нужно заменять значением $w_{эф}$. Так как при $p_в = p_а$ абсолютная тяга камеры двигателя

$$P = \frac{G_s}{g} w_в, \text{ откуда } w_в = \frac{gP}{G_s} \text{ м/сек},$$

то

$$\eta_i = \frac{w_в^2/2g}{H_u 427} = \frac{\left(\frac{gP}{G_s}\right)^2 \Big/ 2g}{H_u 427} = \frac{P^2}{87{,}05 H_u G_s^2}.$$

Поскольку $P_{уд} = P/G_s$, то

$$\eta_i = \frac{P_{уд}^2}{87{,}05 H_u} = 0{,}0115 \frac{P_{уд}}{H_u}. \qquad (3.12)$$

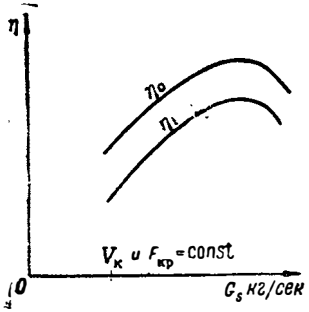
Если P и G_s замерены во время испытаний двигателя на стенде, то по последним уравнениям можно вычислить η_i и $w_в$ весьма точно.

Существующие двигатели имеют $\eta_i \approx 0{,}30 \div 0{,}50$.

Относительный к. п. д. двигателя показывает степень отклонения рабочего процесса в камере реального двигателя от рабочего процесса в камере идеального двигателя, т. е.

$$\eta_o = \frac{L_i}{L_t} = \frac{w_в^2/2g}{H_u 427 \eta_{it}} = \frac{\eta_i}{\eta_t}. \qquad (3.13)$$

Этот к. п. д. учитывает потери энергии топлива в реальном двигателе, обусловленные физической неполнотой сгорания топлива вследствие несовершенства смешения его компонентов, недостаточной скоростью горения и рекомбинации газов при расширении в сопле, а также потери, связанные с энергетически неравновесным истечением газов из сопла и неадиабатичностью процесса (теплообменом с окружающей средой, теплоотдачей оболочке вследствие трения и излучения).



Фиг. 3.4. Коэффициенты η_i и η_o в зависимости от G_s двигателя при неизменных значениях $V_к$ и $F_{кр}$.

Существующие двигатели (снаряда «Авангард» и др.) имеют $\eta_o \approx 0{,}65 \div 0{,}90$.

При повышении $p_к$ значения η_i и η_o увеличиваются за счет увеличения коэффициента тепловыделения топлива $\varphi_к$. Повышение $p_к$ за счет увеличения G_s без изменения размеров камеры сгорания и сопла двигателя приводит сначала к увеличению η_i и η_o в связи с приближением рабочего режима к оптимальному режиму по расходу топлива в данном объеме камеры сгорания, а затем к их уменьшению вследствие несоответствия объема камеры сгорания $V_к$ все увеличивающемуся секундному расходу топлива G_s и понижения при этом $\varphi_к$ (фиг. 3.4).

Механический к. п. д. двигателя учитывает снижение внутреннего к. п. д. двигателя в связи с возможными дополнительными расходами топлива на обслуживание системы топливоподачи и на образование защитной завесы около огневой поверхности оболочки камеры.

При $p_c = p_a$ удельную тягу можно выразить так:

1) камеры сгорания:

$$P_{уд.к} = \frac{P_к}{G_s} = \frac{w_в}{g} = \frac{91{,}53\sqrt{H_u \eta_i}}{g} = 9{,}33\sqrt{H_u \eta_i} \ \frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек};$$

2) двигателя в целом:

$$P_{удΣ} = \frac{P_Σ}{G_Σ} = 9{,}33\sqrt{H_u \eta_i \eta_m} \ \frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек},$$

где $G_Σ$ — суммарный расход топлива в двигателе в *кг/сек*.

Абсолютная тяга двигателя с ТНА может быть больше тяги двигателя без ТНА, если отработавшие газы в турбине, вытекая в окружающую среду, создают дополнительную тягу $\Delta P_{\text{ТНА}}$ или дожигаются в основной или дополнительной камере двигателя.

Поделив приведенное выше выражение для $P_{\text{уд к}}$ на выражение для $P_{\text{уд }\Sigma}$, получим формулу для вычисления механического к. п. д двигателя, т. е.

$$\eta_m = \left(\frac{P_{\text{уд}\Sigma}}{P_{\text{уд.к}}}\right)^2 = \left(\frac{P_\Sigma}{P_\text{к}}\right)^2 \left(\frac{G_s}{G_s + G'_s}\right)^2 = \left(\frac{P_\Sigma}{P_\text{к}}\right)^2 \left(\frac{1}{1 + G_s/G'_s}\right)^2 = \left(\frac{P_\Sigma}{P_\text{к}}\right)^2 \left(\frac{1}{1+\zeta_{\text{гг}}}\right)^2, \qquad (3.14)$$

откуда

$$P_{\text{уд }\Sigma} = P_{\text{уд.к}} \sqrt{\eta_m} = P_{\text{уд.к}} \frac{P_\Sigma}{P_\text{к}} \frac{1}{1+\zeta_{\text{гг}}} \frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}},$$

или при $P_\Sigma = P_\text{к}$ получим

$$P_{\text{уд}\Sigma} = P_{\text{уд.к}} \frac{1}{1+\zeta_{\text{гг}}} \frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}},$$

где $\zeta_{\text{гг}} = \dfrac{G'_s}{G_s} \approx f(p_\text{к}, p_\text{п})$ — относительный расход топлива на обслуживание системы топливоподачи (газогенератора) двигателя.

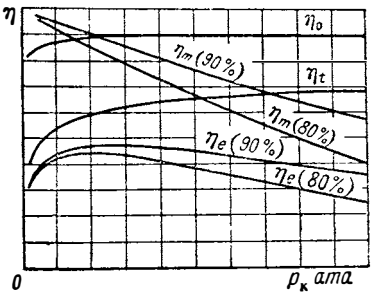
В существующих двигателях с ТНА имеем:

1) в снарядных $\zeta_{\text{гг}} \approx 0{,}015 \div 0{,}030$;

2) в авиационных $\zeta_{\text{гг}} \approx 0{,}050 \div 0{,}060$.

Для существующих снарядных двигателей с питанием турбины ТНА парогазом из 80%-ной перекиси водорода или продуктами сгорания топлива, отбираемыми из камеры сгорания двигателя (снаряда «Атлас» и др.) $\eta_m \approx 0{,}97 \div 0{,}98$.

При повышении $p_\text{к}$ значение η_m понижается почти по закону прямой (фиг. 3. 5). Чем совершеннее система топливоподачи двигателя, тем η_m больше.



Фиг. 3.5. К. п. д. двигателя η_t, η_i, η_0, η_e и η_m в зависимости от $p_\text{к}$.

В двигателях с замкнутой системой охлаждения и питания турбины $\eta_m \approx 1$, так как расход энергии на привод циркуляционного насоса этой системы пренебрежимо мал. Для двигателей с подачей посредством ВАД, у которых $G_s = 0$, формально $\eta_m = 1$. Однако при сравнении эффективности работы этих двигателей с ЖРД, имеющими ТНА,

все же не следует упускать из виду предварительную затрату энергии на получение сжатого газа для системы топливоподачи.

Эффективный к. п. д. двигателя показывает, какая часть располагаемой химической энергии суммарного расхода топлива в реальном двигателе преобразуется в кинетическую энергию газов, в результате которой создается сила тяги, т. е.

$$\eta_e = \eta_i \eta_m = \eta_t \eta_0 \eta_m. \tag{3.15}$$

Этот к. п. д. можно выразить так:

$$\eta_e = \frac{L_l}{\left(H_u + H'_u \frac{G'_s}{G_s}\right) 427} = \frac{w_в^2/2g}{(H_u + H'_u \zeta_{гг})\, 427}. \tag{3.15'}$$

Если на привод ТНА расходуется то же топливо, что и в камеру сгорания двигателя, то $H_u = H'_u$ и

$$\eta_e = \frac{w_в^2/2g}{(1 + \zeta_{гг})\, H_u 427} = \frac{\eta_{it}}{1 + \zeta_{гг}},$$

откуда

$$w_в = \sqrt{2gH_u 427\,(1 + \zeta_{гг})\,\eta_e}\ м/сек.$$

У некоторых двигателей $G'_s = 0$ и, следовательно, $\eta_e = \eta_{it}$.

Существующие двигатели имеют $\eta_e \approx 0{,}25 \div 0{,}45$ и выше.

В ряде выполненных ЖРД для привода ТНА иногда используется 80%-ная перекись водорода.

Для двигателя, находящегося в полете, эффективный к. п. д нужно определять с учетом кинетической энергии основного и вспомогательного топлив, движущихся вместе с боевым аппаратом со скоростью V *м/сек*, пользуясь формулой

$$\eta_{eV} = \frac{w_{эф}^2/2g + V^2/2g}{(H_u + H'_u \zeta_{гг})\, 427 + \frac{V^2}{2g}(1 + \zeta_{гг})} =$$

$$= \frac{w_{эф}^2 + V^2}{2g\,(H_u + H'_u \zeta_{гг})\, 427 + V^2 (1 + \zeta_{гг})}. \tag{3.16}$$

Если ТНА работает на основном топливе, то $H_u = H'_u$, и поэтому

$$\eta_{eV} = \frac{w_{эф}^2 + V^2}{2g\left(H_u 427 + \frac{V^2}{2g}\right)(1 + \zeta_{гг})}. \tag{3.16'}$$

При теплотворности топлива порядка $H_u = 2000$ *ккал/кг* и скорости полета $V_{кон} = 3000$ *м/сек* ($M \approx 10$) кинетическая энергия топлива составляет около 50% его теплотворности. Таким количеством энергии пренебрегать нельзя.

Тяговый к. п. д. двигателя показывает, какая часть располагаемой кинетической энергии газов за соплом камеры реального двигателя используется при полете боевого аппарата, т. е.

$$\eta_P = \frac{L_{кин.исп}}{L_{кин.расп}} = \frac{L_{кин.исп}}{L_{кин.исп} + L_{кин.неисп}} = \frac{P_{уд} V}{P_{уд} V + \dfrac{(w_{эф} - V)^2}{2g}} =$$

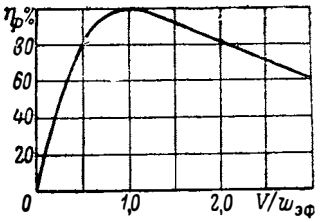
$$= \frac{(w_{эф}/g)\, V}{\dfrac{w_{эф}}{g} V + \dfrac{(w_{эф} - V)^2}{2g}} = \frac{2 w_{эф} V}{w_{эф}^2 + V^2} = \frac{2 (V/w_{эф})}{1 + (V/w_{эф})^2}. \qquad (3.17)$$

При $V/w_{эф} = 0$ $\eta_P = 0$; при $w_{эф} = V$ $\eta_P = 1$, т. е. достигает максимума, когда $w_{эф} = 0$ относительно земли, а при $V/w_{эф} > 1$ — понижается (фиг. 3.6).

Снаряд дальнего действия А-4 при скорости полета в конце активного участка $V_{кон} = 1525$ *м/сек* и скорости $w_{эф} = 2135$ *м/сек* имел $\eta_P = 0{,}94$.

Общий к. п. д. двигателя показывает, какая часть располагаемой химической энергии суммарного расхода топлива в реальном ЖРД полезно используется при полете боевого аппарата, т. е.

$$\eta_{общ} = \eta_{eV} \eta_P. \qquad (3.18)$$



Фиг. 3.6. Тяговый к. п. д. двигателя η_P в зависимости от отношения скоростей $V/w_{эф}$.

Для оценки и сравнения между собой работы различных ЖРД пользуются величиной удельной тяги двигателя.

При теоретическом расчете к. п. д. и удельной тяги двигателя необходимо знать точные значения теплот реакций и фазовых переходов, теплоемкостей и констант равновесия продуктов сгорания данного топлива.

Значения всех приведенных выше к. п. д. двигателя в значительной мере зависят от вида используемого топлива. Следует иметь в виду, что для ЖРД характерен не эффективный к. п. д. η_e, а его удельная тяга, определяемая эффективной скоростью истечения, так как возможны случаи, когда путем разбавления водой топливной смеси и снижения ее теплотворности можно даже повысить η_t или η_o, а следовательно, и η_e при одновременном снижении $P_{уд}$. Поэтому лучшим окажется не тот двигатель, который экономичнее

использует располагаемое тепло, а тот, который развивает наибольшую удельную тягу.

По этой причине значения к. п. д. можно использовать только для сравнительной оценки ЖРД, работающих на одном и том же топливе и при одинаковых условиях его сжигания или же при работе данного двигателя с разными скоростями полета.

Пример 1. Двигатель развивает тягу $P = 908$ *кг* при расходе топлива $G_s = 4{,}86$ *кг/сек* и $H_u = 1665$ *ккал/кг*.[1]

Скорость полета снаряда $V = 1285$ *м/сек*.

Определить $w_{эф}$, $L_{кин}$, η_{il}, η_{iP}, $\eta_{общ}$ и $P_{уд}$.

Решение.

1. Эффективная скорость истечения газов

$$w_{эф} = \frac{gP}{G_s} = \frac{9{,}81 \cdot 908}{4{,}86} = 1840 \text{ м/сек}.$$

2. Кинетическая энергия 1 *кг* газов за соплом двигателя

$$L_{кин} = \frac{w_{эф}^2}{2g} = \frac{1840^2}{2 \cdot 9{,}81} = 17{,}2 \cdot 10^5 \text{ кгм/кг}.$$

3. К. п. д. двигателя:

а) внутренний

$$\eta_{il} = \frac{w_{эф}/2g}{H_u 427} = \frac{1840^2/2{,}9 \cdot 81}{1665 \cdot 427} = \frac{7{,}2 \cdot 10^5}{1665 \cdot 427} = 0{,}242 = 24{,}2\%;$$

б) тяговый

$$\eta_P = \frac{2\dfrac{v}{w_{эф}}}{1 + \left(\dfrac{v}{w_{эф}}\right)^2} = \frac{2\dfrac{1285}{1840}}{1 + \left(\dfrac{1285}{1840}\right)^2} = 0{,}375 = 37{,}5\%;$$

в) общий

$$\eta_{общ} = \frac{PV}{G_s H_u 427 + \dfrac{V^2}{2g} G_s} = \frac{w_{эф} V}{gH_u 427 + V^2/2} = \frac{2(V/w_{эф})}{\dfrac{1}{\eta_{il}} + (V/w_{эф})^2} =$$

$$= \frac{2(1285/1840)}{\dfrac{1}{0{,}242} + \left(\dfrac{1285}{1840}\right)^2} = 0{,}0936 = 9{,}36\%.$$

4. Удельная тяга

$$P_{уд} = \frac{w_{эф}}{g} = \frac{1840}{9{,}81} = 187 \frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}}.$$

5. Удельный расход топлива

$$C_{уд} = \frac{G_s}{P} = \frac{4{,}86}{908} = 0{,}00535 \frac{\text{кг топлива/сек}}{\text{кг тяги}} = 5{,}35 \frac{\text{кг топлива/сек}}{\text{т тяги}}$$

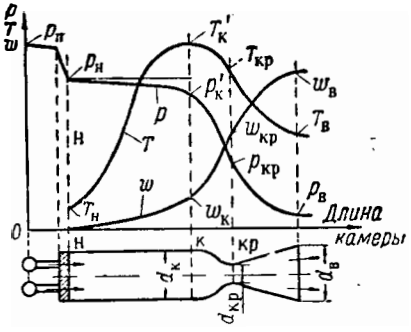
[1] Д. Саттон. Ракетные двигатели, ИЛ, 1950.

§ 5. Изменение основных параметров рабочего тела по длине камеры ЖРД

В процессе работы в ЖРД изменяется состояние рабочего тела (топлива и продуктов сгорания) при его движении вдоль камеры сгорания и сопла. При этом изменение параметров рабочего тела по длине камеры двигателя (давления, температуры, скорости и др.) обусловливается характером протекания в ней рабочего процесса.

У большинства выполненных ЖРД компоненты топлива подаются из баков в камеру сгорания под давлением $p_п \approx 20 \div 60$ *ата* и выше (фиг. 3.7).

В охлаждающей рубашке и в форсунках головки камеры двигателя давление компонентов топлива понижается приблизительно на 10—18 *ата* вследствие увеличения скорости их истечения и гидравлических сопротивлений в коммуникациях и распылительной головке.



Фиг. 3.7. Картина изменения основных параметров рабочего тела по длине камеры реального двигателя.

По длине непосредственно камеры сгорания давление газового потока медленно понижается вследствие потерь на трение о поверхность оболочки и увеличения скорости движения под влиянием притока тепла сжигаемого топлива (а иногда и изменения поперечного сечения камеры сгорания по ее длине). Понижение давления газов по длине обычной цилиндрической камеры сгорания незначительно.

Понижение давления газов в конце цилиндрической камеры сгорания обычно не превышает 0,5—1% давления у головки камеры. Поэтому при расчетах перепад давления газов в камере сгорания можно принимать постоянным, а камеру сгорания считать изобарической камерой, если $f_к = F_к / F_{кр} \geqslant 5 \div 6$.

В сопле двигателя давление газового потока значительно понижается, так как здесь имеет место геометрическое воздействие на поток, и на выходе из сопла в атмосферу оно обычно достигает 0,6—1,2 *ата*.

Давление на срезе сопла камеры зависит от внешних условий использования двигателя и поэтому должно быть различным для двигателей разного назначения.

Температура компонентов топлива, поступающих из баков в камеру сгорания двигателя (жидких при нормальных физических условиях), практически равна температуре окружающей среды.

Если компонент топлива используется для охлаждения камеры сгорания и сопла двигателя, то при этом он обычно подогревается

на 50—100° С и более, но не выше температуры его кипения при данном местном давлении в охлаждающем тракте.

Впрыснутые в камеру сгорания компоненты топлива вначале подогреваются за счет тепла сгорания предыдущих порций топлива, испаряются и затем по мере перемешивания между собой воспламеняются и сгорают.

Температура газов в зоне подготовки топлива к сгоранию остается почти постоянной, резко возрастает в зоне горения и уменьшается во время расширения газов в сопле. Температура у головки камеры сгорания обычно достигает 600—900° С. При предкамерном распыле компонентов топлива эта температура выше.

Температура газов в конце камеры сгорания (перед соплом) достигает 2800—3300° С, а в выходном сечении сопла—1000—2000° С. Эти температуры значительно превышают температуру плавления материалов внутренней оболочки камеры, что вызывает необходимость надежного охлаждения ее.

Скорость впрыска $w_{впр}$ компонентов топлива в камеру сгорания в основном зависит от давления подачи, конструкции распыливающего устройства, давления в камере сгорания и других факторов и обычно колеблется от 20 до 40 *м/сек*.

Скорость газов медленно растет по длине камеры сгорания и резко увеличивается в сопле двигателя.

В камерах сгорания ЖРД $w_к \approx 50 \div 200$ *м/сек* и $w_в \approx 2000 \div 2500$ *м/сек*.

Вследствие значительной турбулизации газового потока и весьма неравномерного распределения в нем скоростей во всех сечениях камеры сгорания и сопла можно говорить только о средних параметрах рабочего тела, несколько отвлекаясь от их истинных значений.

Следует также иметь в виду, что приведенные выше численные значения параметров рабочего тела в характерных сечениях камеры сгорания и сопла двигателя являются ориентировочными; в каждом отдельном случае необходимо определять их расчетами или экспериментально (последний метод пригоден для существующих двигателей).

§ 6. Уравнения, характеризующие закономерность изменения параметров газового потока по длине сопла ЖРД

При проектировании и расчете ЖРД необходимо знать закономерность изменения параметров газового потока (давления, температуры, скорости и др.) по длине камеры сгорания и сопла.

Связь между температурами газового потока в различных сечениях камеры двигателя, с одной стороны, и скоростями, давлениями и плотностями этого потока, с другой, можно выразить соответствующими уравнениями газодинамики. При использовании этих уравнений обычно делается допущение, что температуры, скорости

и давления газов в рассматриваемых сечениях проточного канала одинаковы. Эти допущения в достаточной мере справедливы только для сопловой части камеры двигателя и совсем неприменимы к условиям работы камеры сгорания, где характеристики рабочего тела весьма переменны и не поддаются точному количественному анализу.

Параметры газового потока в камере ЖРД изменяются вследствие:

1) *геометрического воздействия* на поток, т. е. изменения поперечного сечения канала для газового потока;

2) *теплового воздействия* на поток, т. е. отвода тепла от газового потока на испарение компонентов топлива, в окружающую среду и вследствие диссоциации продуктов сгорания топлива, а также подвода тепла к газовому потоку в результате сгорания топлива и рекомбинации продуктов диссоциации газов;

3) *расходного воздействия* на поток, т. е. увеличения секундного количества газа в результате испарения и сгорания компонентов топлива (присутствием в газовом потоке мельчайших жидких частиц топлива можно пренебречь из-за относительной малости их), и

4) *химического воздействия* на поток, т. е. изменения числа молей в единице массы газового потока в результате протекания химических реакций (сгорания топлива, диссоциации и рекомбинации молекул газов).

Интенсивность перечисленных воздействий на газовый поток в ЖРД различна и количественный учет ее весьма затруднителен.

Скорость газового потока в двигателе увеличивается в основном из-за геометрического воздействия. В камере сгорания скорость газа увеличивается главным образом за счет теплового и химического воздействий. Однако последние приводят к значительному увеличению скорости газового потока только в скоростной камере сгорания двигателя, где относительная площадь $f_к < 3$. Потребность в такой скоростной камере сгорания практически не возникает.

Расходное воздействие на газовый поток в ЖРД сопла еще менее значительно.

Так как в обычно выполняемых камерах сгорания двигателей $f_к > 4$ и поэтому скорость газового потока на выходе в сопло оказывается сравнительно небольшой, то при расчете ЖРД значение ее может быть принято равным нулю. Это допущение позволяет определять параметры газового потока на выходе из камеры сгорания в сопло только на основании данных термодинамического расчета двигателя. В тех случаях, когда этой скоростью газа нельзя пренебречь, значение ее можно определить после термодинамического расчета процесса сгорания топлива.

При расчете ЖРД обычно вычисляют количественные соотношения геометрического воздействия на газовый поток в сопле, влияние же других воздействий на газ при этом учитывается показателем политропы n или другими параметрами, на основании положений технической термодинамики и газодинамики.

Количественные соотношения геометрического воздействия на газовый поток наиболее удобно получить в виде зависимостей отдельных параметров газа от скоростного режима, т. е. от числа $M=w/a$, где w—скорость потока и a—местная скорость звука.

Скоростной режим адиабатического течения газового потока в геометрическом сопле двигателя можно выразить так:

а) при входе в сопло камеры

$$M_к=\frac{w_к}{a_к}=\frac{w_к}{\sqrt{kgR'_кT'_к}}=\frac{w_к}{\sqrt{k\dfrac{p'_к}{\rho'_к}}}; \qquad (3.19)$$

б) в любом поперечном сечении сопла

$$M=\frac{w}{a}=\frac{w}{\sqrt{kgRT}}=\frac{w}{\sqrt{k\dfrac{p}{\rho}}}, \qquad (3.19')$$

здесь $RT=pv=p/\gamma=p/g\rho$.

Для дозвукового потока $M<1$, для сверхзвукового потока $M>1$, а при $w=a$ $M=1$.

При адиабатическом течении температура полностью заторможенного газового потока в любом поперечном сечении камеры сгорания и сопла двигателя остается одинаковой, т. е.

$$T^*=T+\Delta T_{дин}=T+A\frac{w^2}{2gc_p}=\text{const}, \qquad (3.20)$$

где T и w — соответственно истинная температура и скорость газового потока до торможения;

$\Delta T_{дин}$ — динамический прирост температуры вследствие торможения газового потока, достигающий существенной величины при скоростях, близких к скорости звука (например, при скорости $w=10$ *м/сек* $\Delta T_{дин}=0{,}05^\circ$ С; при $w=100$ *м/сек* $\Delta T_{дин}=5{,}0^\circ$ С, а при $w=350$ *м/сек* $\Delta T_{дин}=60^\circ$ С).

Так как из уравнения состояния 1 *кг* газа

$$c_p=\frac{k}{k-1}AR=\frac{k}{k-1}A\frac{p}{g\rho T},$$

то выражению (3.20) можно придать вид

$$T^*=T+T\frac{k-1}{2}\frac{w^2}{k\dfrac{p}{\rho}}=T\left(1+\frac{k-1}{2}M^2\right). \qquad (3.20')$$

Аналогичное выражение получаем для температуры адиабатического торможения газового потока во входном сечении сопла двигателя:

$$T^* = T_к^* = T'_к\left(1 + \frac{k-1}{2} M_к^2\right), \qquad (3.20'')$$

где $T'_к$ — истинная температура газового потока на входе в сопло со скоростью $w_к$.

Поскольку в существующих двигателях скорость газов на входе в сопло $w_к \approx 60 \div 200$ *м/сек*, то можно считать, что значения истинной температуры $T'_к$, температуры $T_к$, определяемой термодинамическим расчетом двигателя, и температуры адиабатически заторможенного газового потока $T_к^*$ (соответствующей $w_к = 0$) практически мало отличаются.

Сравнение правых частей уравнений (3.20″) и (3.20′) дает соотношение истинных температур газового потока для двух любых рассматриваемых сечений сопла двигателя:

$$\frac{T}{T'_к} = \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_к^2}{1 + \frac{k-1}{2} M^2}. \qquad (3.21)$$

Так как для этих сечений сопла при адиабатическом течении газа его температуры связаны с давлениями и плотностями известными уравнениями

$$\frac{T}{T'_к} = \left(\frac{p}{p'_к}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{\rho}{\rho'_к}\right)^{k-1},$$

откуда

$$\frac{p}{p'_к} = \left(\frac{T}{T'_к}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad \text{и} \quad \frac{\rho}{\rho'_к} = \left(\frac{T}{T'_к}\right)^{\frac{1}{k-1}},$$

то уравнению (3.21) можно придать вид

$$\frac{p}{p'_к} = \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_к^2}{1 + \frac{k-1}{2} M^2}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

и

$$\frac{\rho}{\rho'_к} = \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_к^2}{1 + \frac{k-1}{2} M^2}\right)^{\frac{1}{k-1}}. \qquad (3.21')$$

Аналогично можно получить соотношения параметров газового потока для критического, выходного и любого из поперечных сечений сопла двигателя.

Если скорость газового потока на выходе в сопло $w_к$ практически пренебрежимо мала и поэтому можно принять $M_к=0$, то уравнения (3.21) и (3.21′) примут вид

$$\frac{T}{T'_к}=\frac{T}{T_к}=\left(\frac{p}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}=\frac{1}{1+\frac{k-1}{2}M^2},$$

откуда

$$M=\sqrt{\frac{2}{k-1}\left(\frac{T_к}{T}-1\right)}=\sqrt{\frac{2}{k-1}\left[\left(\frac{p_к}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]};$$

$$\frac{p}{p'_к}=\frac{p}{p_к}=\left(\frac{T}{T_к}\right)^{\frac{k}{k-1}}=\left(\frac{1}{1+\frac{k-1}{2}M^2}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

и

$$\frac{\rho}{\rho'_к}=\frac{\rho}{\rho_к}=\left(\frac{T}{T_к}\right)^{\frac{1}{k-1}}=\left(\frac{1}{1+\frac{k-1}{2}M^2}\right)^{\frac{1}{k-1}}. \qquad (3.21'')$$

Применяя эти выражения к критическому сечению сопла, т. е принимая в них $M=M_{кр}=1$, соответственно получим

$$\frac{T_{кр}}{T_к}=\frac{2}{k+1};\quad \frac{p_{кр}}{p_к}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} \text{ и } \frac{\rho_{кр}}{\rho_к}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}.$$

Для продуктов сгорания ЖРД, имеющих показатель $k=1{,}2$, находим $p_{кр}=0{,}56\ p_к$; $T_{кр}=0{,}909T_к$ и $\rho_{кр}=0{,}621\rho_к$.

Давление адиабатически заторможенного газового потока в любом поперечном сечении сопла двигателя определится по известной из технической термодинамики адиабатической зависимости параметров газа:

$$p^*=p\left(\frac{T^*}{T}\right)^{\frac{k}{k-1}}\ ama,$$

где p и T — статическое абсолютное давление и соответственно температура в любом поперечном сечении сопла.

Введение в теорию ЖРД понятий о параметрах адиабатического торможения газа в ряде случаев значительно упрощает расчеты,

так как при этом исключается необходимость учитывать изменение кинетической энергии газового потока по длине камеры сгорания и сопла двигателя.

Соотношение скоростей газового потока для двух рассматриваемых сечений сопла двигателя определится из выражения

$$\frac{M}{M_к}=\frac{\dfrac{w}{\sqrt{kgRT}}}{\dfrac{w_к}{\sqrt{kgR'_к T'_к}}}=\frac{w}{w_к}\sqrt{\frac{T'_к}{T_к}},$$

т. е.

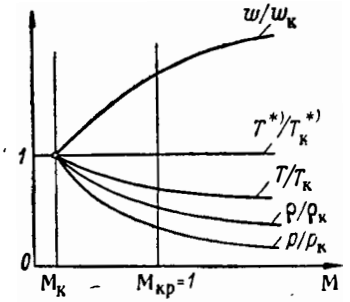
$$\frac{w}{w_к}=\frac{M}{M_к}\sqrt{\frac{T}{T'_к}}, \qquad (3.22)$$

так как при адиабатическом течении газа $R_к=R'_к=\text{const}$.

После замены в этой формуле $T/T'_к$ его выражением из (3.21) получим окончательно

$$\frac{w}{w_к}=\frac{M}{M_к}\sqrt{\frac{1+\dfrac{k-1}{2}M_к^2}{1+\dfrac{k-1}{2}M^2}}. \qquad (3.23)$$

На фиг. 3.8 показаны зависимости параметров газового потока по длине геометрического сопла от числа M.



Фиг. 3.8. Изменения основных параметров газа при адиабатическом течении в геометрическом сопле двигателя в зависимости от числа M.

В некоторых случаях расчетные формулы упрощаются, если параметры состояния газа определяются в виде зависимостей не от числа M, а от коэффициента скорости $\lambda=\dfrac{w}{w_{кр}}=\dfrac{w}{a_{кр}}$.

Зависимости изменения температуры, давления и других параметров газа от коэффициента скорости λ выражаются следующими известными формулами:

$$\frac{T}{T_к}=1-\frac{k-1}{k+1}\lambda^2;$$

$$\frac{p}{p_к}=\left(1-\frac{k-1}{k+1}\lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}};$$

$$\frac{\rho}{\rho_к}=\left(1-\frac{k-1}{k+1}\lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}};$$

$$\sqrt{\frac{k+1}{k-1}\left[1-\left(\frac{p}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}=\sqrt{\frac{k+1}{k-1+\frac{2}{M^2}}};$$

$$M=\lambda\sqrt{\frac{2}{k+1-(k-1)\lambda^2}}.$$

Так как в расчетах ЖРД рассматривается одномерный газовый поток, то независимо от профиля сопла единственной переменной величиной, характеризующей сопло, является площадь его проходного сечения F.

Поскольку основным параметром, характеризующим изменение состояния газового потока по длине сопла, является давление p, то обычно определяют зависимость изменения p от F, а затем вычисляют соответствующие этому давлению другие параметры газа.

Соотношение произвольного и критического поперечных сечений сопла двигателя в зависимости от давления газового потока определяют из уравнения неразрывности потока, написанного применительно к этим сечениям сопла:

$$G=Fw\rho=F_{кр}w_{кр}\rho_{кр}=\text{const}, \qquad (3.24)$$

т. е.

$$\frac{F}{F_{кр}}=\frac{w_{кр}}{w}\,\frac{\rho_{кр}}{\rho}.$$

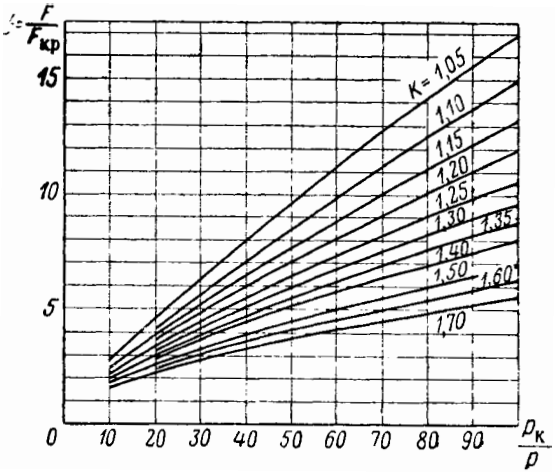
После подстановки в это уравнение известных выражений для $w_{кр}$, w, $\rho_{кр}$ и ρ и соответствующих преобразований окончательно получим

$$f=\frac{F}{F_{кр}}=\left[\frac{2}{k+1}\right]^{\frac{1}{k-1}}\left(\frac{p_к}{p}\right)^{\frac{1}{k}}\sqrt{\frac{k-1}{k+1}\left[1-\left(\frac{p_к}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}=$$

$$=\frac{1}{M}\left(\frac{1+\frac{k-1}{2}M^2}{\frac{k+1}{2}}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}=\frac{1}{\lambda}\left(\frac{\frac{2}{k+1}}{1-\frac{k-1}{k+1}\lambda^2}\right)^{\frac{1}{k-1}}. \qquad (3.25)$$

Это уравнение дает необходимую связь между величиной проходного поперечного сечения сопла F и давлением газового потока в данном сечении (при заданных значениях $F_{кр}$ и $p_к$) и также может быть использовано для определения выходного сечения сопла $F_в$ при давлении газов $p_в$.

Связь между F и p не является непосредственной, но, задавшись необходимым отношением $p_к/p$, по приведенному уравнению можно определить искомое отношение площадей $f=F/F_{кр}$ (фиг. 3. 9).



Фиг. 3. 9. Значения $F/F_{кр}$ в зависимости от отношения $p_к/p_в$ и показателя адиабаты k или политропы n.

Задаваясь рядом значений давления газового потока по длине сопла камеры двигателя, можно вычислить соответствующие им другие параметры газа:

$$T=T_к\left(\frac{p}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}};\quad \rho=\rho_к\left(\frac{p}{p_к}\right)^{\frac{1}{k}};$$

$$\gamma=\gamma_к\left(\frac{p}{p_к}\right)^{\frac{1}{k}};\quad v=v_к\left(\frac{p_к}{p}\right)^{\frac{1}{k}};$$

$$w=\lambda w_{кр}=\sqrt{\frac{k+1}{k-1}\left[1-\left(\frac{p}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}=$$

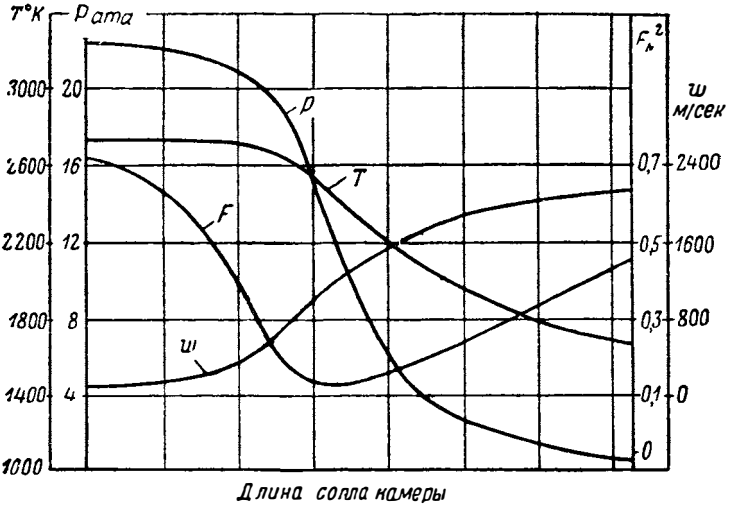
$$=\sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_к T_к\left[1-\left(\frac{p}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]},$$

где

$$w_{кр}=\sqrt{2g\frac{k}{k+1}R_к T_к}=\sqrt{gkR_к T_{кр}}.$$

Имея основные геометрические размеры сопла и вычертив его в соответствующем масштабе, по выражению $d=\sqrt{\frac{4F}{\pi}}$ можно определить сечения, которым будут соответствовать вычисленные значения параметров газового потока, и построить графики их изменения по длине сопла камеры (фиг. 3. 10).

Выведенные здесь уравнения для адиабатического течения газа применимы и для изэнтропического и политропического процессов



Фиг. 3. 10. Изменение параметров газового потока по длине сопла камеры двигателя.

расширения газов в сопле двигателя при условии замены в них показателя адиабаты k показателем изэнтропы или политропы n.

Обычно показатель политропы $n\approx 1{,}10\div 1{,}20$ и $F_в/F_{кр}\approx 3\div 4$.

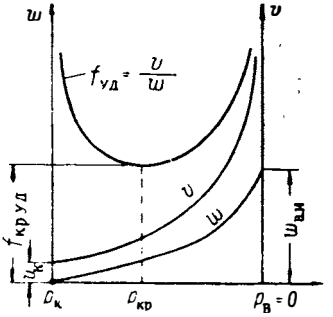
При увеличении k отношение $F_в/F_{кр}$ уменьшается, что указывает на выгодность применения топлив, продукты сгорания которых имеют большее значение k.

Чем больше перепад давления газов в сопле $p_к/p_в$, тем больше длина сопла при заданном угле раствора, его поверхность и вес.

При дозвуковом течении скорость газа w увеличивается более интенсивно, чем удельный объем v, а при сверхзвуковом течении — наоборот. Поэтому площадь канала сопла в дозвуковой области должна уменьшаться, а в сверхзвуковой увеличиваться, что видно из уравнения неразрывности газового потока $F=G\frac{v}{w}$ (фиг. 3. 11).

Следовательно, критическое сечение сопла двигателя является границей, где характер геометрического воздействия на газовый поток меняется на противоположный.

В действительном процессе тепло $dQ>0$, и работа трения газа $dL>0$; поэтому равенство скоростей $w=a$ устанавливается при $dF>0$, т. е. в расширяющейся части сопла. Это значит, что в наиболее узком сечении сопла скорость движения газов меньше скорости звука.



Фиг. 3.11. Безразмерная площадь геометрического сопла двигателя в зависимости от числа М при адиабатическом течении газа.

Пример 2. Построить графики адиабатического изменения параметров газового потока v, T, w, F и М в зависимости от длины сопла, если $p_к=21$ *ата*; $p_в=1{,}03$ *ата*; $T_к=2200°$ К; $G_г=G_s=1$ *кг/сек*; $v_к=0{,}373$ *м³/кг*; $R_к=35{,}3$ *кгм/кг°* С и $k=1{,}3$.

Решение.

Задаемся рядом значений давления газов по длине сопла $p=17{,}5$; 14,0; 11,5; 7,0 и 4,2 *ата* и для каждого из них определяем площадь поперечного сечения сопла.

При давлении $p=17{,}5$ *ата* имеем:

1) удельный объем газов

$$v=v_к\left(\frac{p_к}{p}\right)^{\frac{1}{k}}=0{,}373\left(\frac{21}{17{,}5}\right)^{1/1{,}3}=0{,}43\ м^3/кг;$$

2) температуру газов

$$T=T_к\left(\frac{p}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}=2220\left(\frac{17{,}5}{21}\right)^{\frac{1{,}3-1}{1{,}3}}=2100°\text{ К};$$

3) скорость истечения

$$w=\sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_кT_к\left[1-\left(\frac{p}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}=$$

$$=\sqrt{2\cdot9{,}81\cdot35{,}3\cdot2220\left[1-\left(\frac{17{,}5}{21}\right)^{\frac{1{,}3-1}{1.3}}\right]}=530\ м/сек;$$

4) площадь поперечного сечения сопла

$$F=\frac{G_sv}{w}=\frac{10\cdot0{,}43}{530}=0{,}000812\ м^2=8{,}12\ см^2;$$

5) отношение местной скорости к скорости звука

$$M=\frac{w}{\sqrt{kgRT}}=\frac{530}{\sqrt{9{,}81\cdot1{,}3\cdot35{,}3\cdot2100}}=0{,}53.$$

Аналогично определяем параметры газового потока при других выбранных значениях давления и результаты расчетов сводим в табл. 3.2.

Таблица 3.2

p кг/см²	v м³/кг	T °К	w м/сек	w/v	F см²	M
$p_к$=21	0,37	2200	0	0	—	0
17,5	0,43	2100	530	1230	3,12	0,53
14,0	0,51	2020	775	1520	6,50	0,81
$p_{кр}$=11,5	0,60	1930	980	1550	6,32	1,00
7,0	0,88	1720	1220	1390	7,10	1,42
4,2	1,30	1530	1440	1110	8,82	1,79
$p_в$=1,03	3,80	1105	1830	482	20,20	2,59

Пример 3. Определить основные геометрические размеры сопла камеры двигателя, если $G_s = 13{,}54$ *кг/сек*; $p_к = 20$ *ата*; $T_к = 2787°$ К; $\gamma_к = 2{,}023$ *кг/м³*; $w_в = 2174$ *м/сек*; $\gamma_в = 0{,}153$ *кг/м³*; $R = 35{,}25$ *кгм/кг* °С и $n = 1{,}16$.

Решение.

1. Параметры газовой смеси в критическом сечении сопла

$$T_{кр} = \frac{2T_к}{n+1} = \frac{2 \cdot 2787}{1{,}16+1} = 2580° \text{ К};$$

$$p_{кр} = p_к \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n}{n-1}} = 20\left(\frac{2}{1{,}16+1}\right)^{\frac{1{,}16}{1{,}16-1}} = 11{,}43 \text{ кг/см}^3;$$

$$\gamma_{кр} = \frac{p_{кр}}{RT_{кр}} = \frac{11{,}43 \cdot 10^4}{35{,}27 \cdot 2580} = 1{,}257 \text{ кг/см}^3;$$

$$w_{кр} = \sqrt{gnRT_{кр}} = \sqrt{9{,}81 \cdot 1{,}16 \cdot 35{,}25 \cdot 2580} = 1017 \text{ м/сек}.$$

2. Основные геометрические размеры сопла:

$$F_{кр} = \frac{G_s}{w_{кр}\gamma_{кр}} = \frac{13{,}54 \cdot 10^4}{1017 \cdot 1{,}257} = 105{,}9 \text{ см}^2;$$

$$d_{кр} = 1{,}128\sqrt{F_{кр}} = 1{,}128\sqrt{105{,}9} = 13{,}17 \text{ см} = 131{,}7 \text{ мм};$$

$$F_в = \frac{G_s}{w_в\gamma_в} = \frac{13{,}54 \cdot 10^4}{2174 \cdot 0{,}153} = 407{,}1 \text{ см}^2;$$

$$d_в = 1{,}128\sqrt{F_в} = 1{,}128\sqrt{407{,}1} = 25{,}6 \text{ см} = 256 \text{ мм}.$$

Пример 4. Определить теоретическую удельную тягу у земли и удельные площади критического и выходного сечений сопла камеры двигателя, работающей на керосине и азотной кислоте 96%-ной весовой концентрации при $\alpha = 0{,}78$; $p_к = 40$ *ата* и $p_в = 0{,}8$ *ата*, если термодинамическим расчетом найдены следующие теоретические параметры газов в камере сгорания: $T_к = 2900°$ К, $R_к = 34$ *кгм/кг* °С и $k = 1{,}16$.

Решение.

1. Удельный вес газа в камере сгорания

$$\gamma_к = \frac{p_к}{R_к T_к} = \frac{40 \cdot 10^4}{34 \cdot 2900} = 4{,}06 \text{ кг/м}^3.$$

2. Параметры газа в выходном сечении сопла камеры:
а) температура

$$T_в = T_к\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}} = 2900\left(\frac{0{,}8}{40}\right)^{\frac{1{,}16-1}{1{,}16}} = 2900 \cdot 0{,}5839 = 1690^\circ \text{ К};$$

б) удельный вес

$$\gamma_в = \gamma_к\left(\frac{T_в}{T_к}\right)^{\frac{1}{k-1}} = 4{,}06\left(\frac{1690}{2900}\right)^{\frac{1}{1{,}16-1}} = 4{,}06 \cdot 0{,}052 = 0{,}21 \ кг/м^3;$$

в) коэффициент скорости

$$\lambda_в = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} = \sqrt{\frac{1{,}16+1}{1{,}16-1}\left[1-\left(\frac{0{,}8}{40}\right)^{\frac{1{,}16-1}{1{,}16}}\right]} = 2{,}37;$$

г) скорость истечения

$$w_в = \lambda_в a_{кр} = \lambda_в \sqrt{2g\frac{k}{k+1}R_к T_к} =$$

$$= 2{,}37\sqrt{2 \cdot 9{,}81\frac{1{,}16}{1{,}16+1}34 \cdot 2900} = 2418 \ м/сек;$$

д) относительная площадь выходного сечения сопла камеры

$$f_в = \frac{F_в}{F_{кр}} = \frac{1}{\lambda_в}\left(\frac{\frac{2}{k+1}}{1-\frac{k-1}{2}\lambda_в^2}\right)^{\frac{1}{k-1}} =$$

$$= \frac{1}{2{,}37}\left(\frac{\frac{2}{1{,}16+1}}{1-\frac{1{,}16-1}{2}\cdot 2{,}37^2}\right)^{\frac{1}{1{,}16-1}} = 5{,}024;$$

е) удельная площадь выходного сечения сопла камеры

$$f_{уд.в} = \frac{1}{w_в \gamma_в} = \frac{1}{2418.0{,}21} = 0{,}001974 \ м^2/кг = 19{,}74 \ см^2/кг;$$

ж) удельная площадь критического сечения сопла камеры

$$f_{уд.кр} = f_в f_{уд.кр} = 5{,}024 \cdot 19{,}74 = 3{,}93 \ см^2/кг.$$

3. Удельная тяга камеры двигателя

$$p_{уд.н} = \frac{P_н}{G_s} = \frac{\frac{G_s}{g}w_в + F_в(p_в - p_а)}{G_s} = \frac{w_в}{g} + \frac{F_в}{G_s}(p_в - p_а) =$$

$$= \frac{w_в}{g} + f_{уд.в}(p_в - p_а) = \frac{2418}{9{,}81} + 19{,}34(0{,}8 - 1) = 243{,}052 \ кг\,сек/кг.$$

Глава 4

РЕЖИМЫ РАБОТЫ ЖРД

В эксплуатации ЖРД работают при различных внутренних режимах и внешних условиях.

Управление величиной тяги двигателя осуществляется обычно изменением секундного расхода топлива в камеру сгорания и давления в ней. При этом изменяются не только тяга, но и экономичность работы двигателя.

С изменением условий окружающей среды основные параметры ЖРД тоже изменяются, так как при этом уменьшается противодавление за соплом, что при прочих равных условиях также отражается на величинах абсолютной и удельной тяг двигателя. При расчете боевых аппаратов с ЖРД необходимо знать основные параметры двигателя (абсолютную и удельную тяги) при расчетном и различных нерасчетных режимах работы на месте у земли или на уровне моря и в условиях полета. Зависимости абсолютной и удельной тяг от таких основных величин, определяющих режим работы двигателя, как давление в камере сгорания, высота полета и т. п., носят название характеристик двигателя.

В этой главе рассмотрены характеристики ЖРД при возможных внутренних режимах и условиях его работы, изложены методы определения при этом абсолютной и удельной тяг, а также удельного расхода топлива и других параметров, необходимых для расчета двигателя.

Кроме того, приведен краткий анализ факторов, влияющих на величину удельной тяги, и указаны пути повышения экономичности работы двигателя.

Изложенный материал позволяет определить оптимальные параметры и выбрать целесообразный режим работы проектируемого двигателя.

§ 1. Расчетный и нерасчетный режимы работы двигателя

Рабочее состояние ЖРД, характеризуемое совокупностью параметров, определяющих его к. п. д., абсолютную и удельную тяги, тепловую, статическую и динамическую нагрузки его отдельных элементов, принято называть *режимом работы двигателя*, а соответствующие ему параметры рабочего процесса в двигателе, как то: секундный расход топлива и коэффициент его состава, давления

в камере сгорания и в выходном сечении сопла и др.,—*параметрами режима работы двигателя.*

Термодинамическим расчетом ЖРД можно оценить основные характеристики двигателя только при каких-либо одних расчетных условиях работы.

В эксплуатационных условиях работы абсолютная и удельная тяги двигателя могут изменяться в зависимости от внутреннего режима работы двигателя (от изменения давления газов в камере сгорания в результате изменения секундного расхода топлива в ней или весового соотношения его компонентов) и внешних условий (высота и скорость полета, давление окружающей среды).

Если ЖРД работает на расчетном секундном расходе топлива в камеру сгорания (расчетном давлении в ней), то такой режим называется *расчетным,* а если секундный расход топлива в камеру сгорания будет больше или меньше расчетного, то такой режим называется *нерасчетным.*

Отношение давления газов в камере сгорания $p_к$ при заданном режиме работы двигателя к давлению газов в выходном сечении сопла этой камеры $p_в$ называют *степенью расширения газов в сопле.*

Если в сопле камеры газы расширяются до давления наружного воздуха ($p_в = p_а$), то степень расширения газов в сопле и режим его работы называют *оптимальными*; если газы в сопле недорасширяются или перерасширяются относительно давления наружного воздуха ($p_в \gtrless p_а$), то степени расширения газов в сопле и режимы его работы называют *неоптимальными.*

Изменение режима работы сопла двигателя может быть вызвано изменением секундного расхода топлива в камеру сгорания относительно расчетного значения и изменением высоты полета (атмосферного давления). На оптимальном режиме сопло двигателя может работать только при неизменных значениях высоты и скорости полета снаряда и секундного расхода топлива в камеру сгорания. В условиях эксплуатации сопла камер снарядных двигателей обычно работают при неоптимальных режимах перерасширения и недорасширения газов.

Наивыгоднейшим режимом работы двигателя является расчетный при оптимальном расширении газа в сопле. Этот режим работы называют *оптимальным,* так как ему соответствуют наибольшие значения эффективного к. п. д. и удельной тяги относительно их значений при работе сопла камеры на неоптимальных режимах (недорасширении или перерасширении газов в сопле). Для этого режима работы двигателя обычно даются численные значения его рабочих параметров.

В зависимости от режима работы сопла двигателя у земли или на уровне моря существующие ЖРД могут быть разделены на две группы:

1) *невысотные* двигатели, в которых во время нормальной работы у земли или на уровне моря давление газов в выходном сечении сопла равно или больше атмосферного давления, т. е. при $p_в = p_а$;

2) *высотные* двигатели, в которых во время нормальной работы у земли или на уровне моря давление газов в выходном сечении сопла меньше давления атмосферного воздуха, т. е. при $p_в < p_а$.

Высотный двигатель может работать на режиме оптимального расширения газа в сопле только на расчетной высоте $H_{расч}$, где достигается равенство между $p_в$ и $p_а$.

Основной характеристикой высотного двигателя является величина давления газов в выходном сечении сопла $p_в$. Следовательно, под расчетной высотностью сопла двигателя следует понимать ту расчетную высоту полета, где $p_в = p_а$.

В зависимости от высотности сопла ЖРД принято разделять на двигатели *умеренной высотности* (при $p_в > 0{,}6$ *ата*) и *большой высотности* (при $p_в < 0{,}6$ *ата*). Большую высотность имеют двигатели последней ступени составных снарядов.

§ 2. Эксплуатационные режимы работы двигателя

По секундному расходу топлива в камеру сгорания можно различать следующие характерные режимы работы (тяги) двигателя.

1. *Пусковой,* представляющий работу двигателя в период от момента воспламенения топлива в камере сгорания до достижения двигателем рабочего режима.

2. *Номинальный режим тяги,* соответствующий длительной нормальной нагрузке двигателя при номинальном (удельном) расходе топлива в камеру сгорания.

3. *Максимальный режим тяги,* соответствующий кратковременной наибольшей нагрузке двигателя при максимально допустимой расходонапряженности его камеры сгорания и повышенном удельном расходе топлива сравнительно с номинальным режимом.

При прочих равных условиях такое форсирование работы двигателя связано с ухудшением экономичности его из-за несоответствия объема камеры сгорания нерасчетному секундному расходу топлива в камеру сгорания и других причин.

Кратковременное увеличение тяги двигателя сравнительно с расчетной номинальной тягой может вызываться необходимостью увеличения скороподъемности боевого аппарата, сокращения длины пробега самолета при старте или кратковременного увеличения максимальной скорости полета.

В эксплуатации ЖРД редко работает на режиме максимальной тяги. Обычно бóльшую часть времени двигатель работает с тягой меньше максимальной.

4. *Минимальный режим тяги,* соответствующий минимально допустимой нагрузке двигателя, ниже которой работа его становится неустойчивой.

Значение минимальной тяги зависит от конструкции и назначения двигателя и иногда составляет около 10—30% номинальной тяги.

5. *Рабочий режим,* соответствующий нагрузке двигателя в диапазоне от минимальной до установленной максимальной величины тяги, при которой обеспечивается устойчивая работа двигателя.

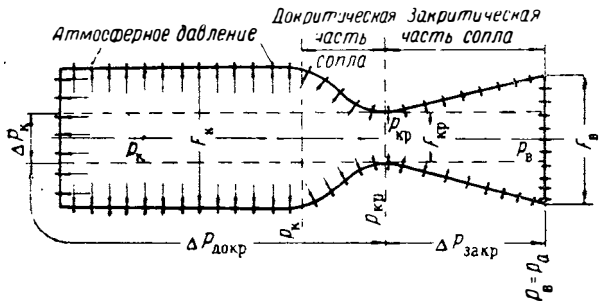
Продолжительность работы ЖРД на соответствующих режимах устанавливается конструктором двигателя.

Приведенная здесь классификация режимов работы (тяги) двигателя может иметь особый смысл в основном для основных двигателей и самолетных двигателей-ускорителей. Стартовые двигатели имеют один рабочий режим.

6. *Устойчивый режим работы* двигателя, соответствующий нагрузке, при которой процесс сгорания топлива в камере протекает без аномальных пульсаций давления газов.

§ 3. Факторы, обусловливающие силу тяги ЖРД

Тягой ЖРД называется результирующая всех гидродинамических сил давления, действующих на камеру двигателя при истечении из нее газов в окружающую среду.



Фиг. 4. 1. Определение тяги ЖРД как результирующей силы воздействия давления газов на внутреннюю и давления воздуха на внешнюю поверхность камеры двигателя.

Сила тяги двигателя без учета давления атмосферного воздуха (при работе двигателя в пустоте) обусловливается следующими тремя силами давления газов, действующими на камеру сгорания и сопло в направлении их оси (фиг. 4. 1):

1) неуравновешенной силой давления газов на поверхность головки камеры сгорания, равной произведению давления в камере $p_к$

на площадь головки, по величине равной площади критического сечения сопла $F_{кр}$, т. е.

$$\Delta P_к = p_к F_{кр}; \tag{4.1}$$

2) силой, равной разности сил давления газов, действующих на оставшуюся часть головки камеры сгорания (площадь $F_к - F_{кр}$) и докритическую часть сопла, имеющую в направлении оси двигателя такую же площадь:

$$\Delta P_{докр} = (p_к - p_{рез.докр})(F_к - F_{кр}); \tag{4.2}$$

3) неуравновешенной силой давления газов на закритическую часть сопла, имеющую в направлении оси двигателя площадь $F_в - F_{кр}$:

$$\Delta P_{закр} = p_{рез.закр}(F_в - F_{кр}), \tag{4.3}$$

т. е.

$$P_п = \Delta P_к + \Delta P_{докр} + \Delta P_{закр}, \tag{4.4}$$

где $p_к$ — абсолютное давление газов в камере сгорания (давление на головку камеры) в *ата*;

$F_к$ и $F_в$ — площадь наибольшего поперечного сечения камеры сгорания и соответственно выходного сечения сопла;

$p_{рез.докр}$ и $p_{рез.закр}$ — результирующее абсолютное давление газов на докритическую и соответственно закритическую части сопла в *ата*.

Силы давления газов на камеру двигателя в перпендикулярном направлении к ее оси взаимно уравновешиваются подобно аналогичным силам давления воздуха на двигатель при работе его в атмосфере (см. фиг. 4. 1).

Результирующая всех осевых сил, вызываемых давлением жидкости в охлаждающем тракте камеры двигателя, обычно близка к нулю.

Абсолютная тяга камеры двигателя при работе в атмосфере выразится равенством

$$P_H = P_п - F_в p_а, \tag{4.5}$$

где $F_в p_а$ — сила противодавления атмосферного воздуха газовому потоку в выходном сечении сопла камеры двигателя.

Величина тяги $P_п$ зависит только от внутренних условий работы данного двигателя, характеризуемых давлением в камере сгорания $p_к$, а член $F_в p_а$ зависит только от внешних условий работы двигателя, т. е. от давления окружающей среды $p_а$. При работе двигателя в пустоте, где $p_а = 0$, член $F_в p_а = 0$.

Тягу существующего двигателя можно определить на испытательном стенде при определенных атмосферных условиях.

§ 4. Абсолютная тяга двигателя

Абсолютная тяга ЖРД камеры в общем случае состоит из:

1) *динамического члена тяги,* равного изменению количества движения продуктов сгорания секундного расхода топлива в камеру сгорания двигателя:

$$P_{\text{дин}}=\frac{G_s}{g}\,w \;\; кг; \tag{4.6}$$

2) *статического члена тяги,* равного силе давления на двигатель расширяющихся за соплом продуктов сгорания топлива:

$$P_{\text{ст}}=F_{\text{в}}(p_{\text{в}}-p_{\text{а}}) \;\; кг, \tag{4.7}$$

т. е.

$$P_{\text{н}}=P_{\text{дин}}+P_{\text{ст}}=\frac{G_s}{g}\,w_{\text{в}}+F_{\text{в}}(p_{\text{в}}-p_{\text{а}})=$$

$$=\frac{G_s}{g}\,w_{\text{в}}+F_{\text{в}}p_{\text{в}}\left(1-\frac{p_{\text{а}}}{p_{\text{в}}}\right)=\frac{G_s}{g}\,w_{\text{эф.н}}. \tag{4.8}$$

Это выражение называется общим уравнением тяги двигателя. Этому уравнению можно придать другие выражения, часто встречающиеся в литературе, если учесть, что

$$w_{\text{в}}=91{,}53\sqrt{H_u\eta_i};\;\; F_{\text{в}}=G_s/w_{\text{в}}\gamma_{\text{в}}=G_sv_{\text{в}}/w_{\text{в}} \;\text{ и }\; p_{\text{в}}v_{\text{в}}=R_{\text{в}}T_{\text{в}},$$

т. е.

$$\left.\begin{aligned}
&P_{\text{н}}=\frac{G_s}{g}\,91{,}53\sqrt{H_u\eta_i}+F_{\text{в}}(p_{\text{в}}-p_{\text{а}})=\\
&\qquad=9{,}33G_s\sqrt{H_u\eta_i}+F_{\text{в}}(p_{\text{в}}-p_{\text{а}})=\frac{G_s}{g}\,w_{\text{эф.н}};\\
&P_{\text{н}}=\frac{G_s}{g}\,w_{\text{в}}+\frac{G_s}{w_{\text{в}}\gamma_{\text{в}}}(p_{\text{в}}-p_{\text{а}})=\frac{G_s}{g}\left(w_{\text{в}}+g\,\frac{p_{\text{в}}-p_{\text{а}}}{w_{\text{в}}\gamma_{\text{в}}}\right);\\
&P_{\text{н}}=\frac{G_s}{g}\,w_{\text{в}}+\frac{G_sv_{\text{в}}}{w_{\text{в}}}p_{\text{в}}\left(1-\frac{p_{\text{а}}}{p_{\text{в}}}\right)=\frac{G_s}{g}\left[w_{\text{в}}+\frac{gR_{\text{в}}T_{\text{в}}}{w_{\text{в}}}\left(1-\frac{p_{\text{а}}}{p_{\text{в}}}\right)\right].
\end{aligned}\right\} \tag{4.8'}$$

Последние два уравнения позволяют определить тягу двигателя независимо от его геометрических размеров.

Уравнению тяги можно также придать такой вид:

$$P_{\text{н}}=\frac{G_s}{g}\,w_{\text{в}}+F_{\text{в}}p_{\text{в}}-F_{\text{в}}p_{\text{а}}=F_{\text{в}}p_{\text{в}}\left(1+\frac{G_sw_{\text{в}}}{gF_{\text{в}}p_{\text{в}}}\right)-F_{\text{в}}p_{\text{а}}=$$

$$=F_{\text{в}}p_{\text{в}}\left(1+\frac{F_{\text{в}}w_{\text{в}}\gamma_{\text{в}}w_{\text{в}}}{gF_{\text{в}}p_{\text{в}}}\right)-F_{\text{в}}p_{\text{а}}=F_{\text{в}}p_{\text{в}}\left(1+\frac{n}{n}\,\frac{w_{\text{в}}^2}{g}\,\frac{\gamma_{\text{в}}}{p_{\text{в}}}\right)-F_{\text{в}}p_{\text{а}}=$$

$$=F_{\text{в}}p_{\text{в}}\left(1+n\,\frac{w_{\text{в}}^2}{ngR_{\text{в}}T_{\text{в}}}\right)-F_{\text{в}}p_{\text{а}}$$

или окончательно

$$P_{н}=F_{в}p_{в}(1+nM_{в}^{2})-F_{в}p_{а}=\frac{G_{s}}{g}w_{эф.н}, \qquad (4.8'')$$

где n — показатель политропы расширения газов в сопле;
$M_{в}=w_{в}/a_{в}$ — отношение скорости истечения газов в выходном сечении сопла $w_{в}$ к местной скорости звука $a_{в}$ (число Маха).

Общее уравнение тяги может быть использовано для расчетов характеристик двигателя.

В камере двигателя, работающей на данном топливе при $p_{в}/p_{а}\geqslant 0{,}3$—$0{,}4$, значение $p_{к}/p_{в}$ не зависит от G_{s} или $p_{к}$; давление $p_{в}$ не зависит от $p_{а}$, а зависит от $p_{к}$; скорость $w_{в}$ не зависит от $p_{к}$ и $p_{а}$, а зависит от $p_{к}/p_{в}$ (от размеров сопла камеры), т. е. для данной камеры при указанных условиях ее работы величина $w_{в}$ является величиной постоянной.

Для расчетов расходных характеристик общее уравнение тяги нужно привести к другому виду.

Если в общем уравнении тяги двигателя

$$P_{н}=\frac{G_{s}}{g}w_{в}+F_{в}(p_{в}-p_{а})$$

заменить

$$G_{s}=\frac{F_{кр}w_{кр}}{v_{кр}}, \text{ а затем } w_{в}=\sqrt{2g\frac{n}{n-1}p_{к}v_{к}\left[1-\left(\frac{p_{в}}{p_{к}}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]},$$

$$w_{кр}=\sqrt{2g\frac{n}{n+1}p_{к}v_{к}} \quad \text{и} \quad v_{кр}=v_{к}\left(\frac{n+1}{2}\right)^{\frac{1}{n-1}},$$

то получим

$$P_{н}=\frac{F_{кр}w_{кр}}{v_{кр}}\frac{w_{в}}{g}+F_{в}(p_{в}-p_{а})=$$

$$=p_{к}F_{кр}\sqrt{\frac{2n^{2}}{n-1}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}\left[1-\frac{p_{в}}{p_{к}}^{\frac{n-1}{n}}\right]}+F_{в}(p_{в}-p_{а}). \qquad (4.8''')$$

Это уравнение показывает, что абсолютная тяга двигателя пропорциональна давлению в камере сгорания $p_{к}$ и площади критического сечения сопла $F_{кр}$.

При работе двигателя в пустоте, где $p_{а}=0$ и поэтому $F_{в}p_{а}=0$, уравнения (4.8—4.8''') выразятся так:

$$
\left.
\begin{aligned}
P_{\text{п}} &= 9{,}33 G_s \sqrt{H_u \eta_i} + F_{\text{в}} p_{\text{в}} = \frac{G_s}{g} w_{\text{эф.п}}; \\
P_{\text{п}} &= \frac{G_s}{g} w_{\text{в}} + F_{\text{в}} p_{\text{в}}; \\
P_{\text{п}} &= \frac{G_s}{g}\left(w_{\text{в}} + \frac{g R_{\text{в}} T_{\text{в}}}{w_{\text{в}}}\right); \\
P_{\text{п}} &= F_{\text{в}} p_{\text{в}} (1 + n M_{\text{в}}^2); \\
P_{\text{п}} &= p_{\text{к}} F_{\text{кр}} \sqrt{\frac{2n^2}{n-1}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}\left[1 - \left(\frac{p_{\text{в}}}{p_{\text{к}}}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]} + F_{\text{в}} p_{\text{в}}.
\end{aligned}
\right\} \qquad (4.9)
$$

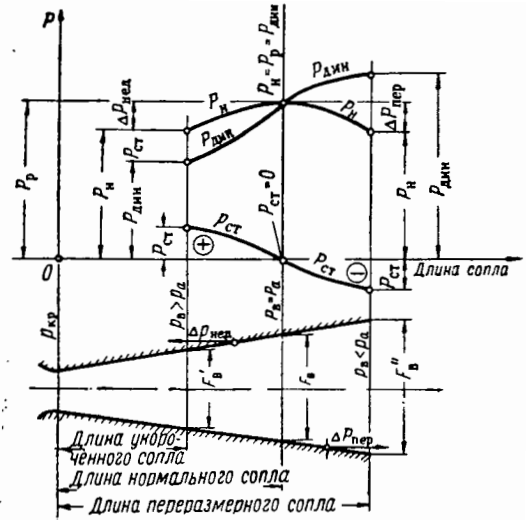
При изменении давления в камере сгорания $p_{\text{к}}$, высоты H и скорости V полета абсолютная тяга данного двигателя изменяется, так как

$$p_{\text{в}} = f(p_{\text{к}}) \text{ и}$$

$$p_{\text{а}} = f'(H, V).$$

При постоянном G_s и тех же размерах сопла $P_{\text{дин}}$ не изменяется, а $P_{\text{ст}}$ может изменяться только за счет изменения $p_{\text{а}}$. При $p_{\text{в}} = p_{\text{а}}$ значение $P_{\text{ст}} = 0$, при $p_{\text{в}} > p_{\text{а}}$ оно положительно, а при $p_{\text{в}} < p_{\text{а}}$ — отрицательно (фиг. 4.2).

Расширение газов в сопле камеры двигателя до давления окружающей среды возможно только при наличии сопла нормальной длины.



Фиг. 4.2. Абсолютная тяга двигателя в зависимости от длины сопла при постоянном расходе топлива в камеру сгорания.

Абсолютная тяга двигателя при работе сопла на оптимальном (расчетном) режиме выражается так:

$$P_{\text{опт}} = P_{\text{р}} = P_{\text{дин}} = \frac{G_s}{g} w_{\text{в}}. \qquad (4.10)$$

Оптимальный режим работы сопла ЖРД является наивыгоднейшим, так как при этом двигатель развивает максимальную тягу (при прочих равных условиях).

Тяга двигателя при работе сопла на режиме недорасширения или перерасширения газов $P_{\text{н}}$ всегда меньше тяги двигателя, полу-

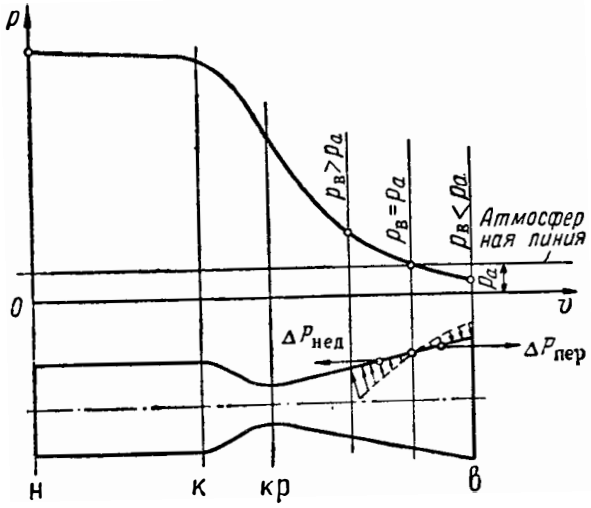
чаемой при расчетном оптимальном режиме работы камеры сгорания и сопла $P_{опт}$, соответственно на величины (фиг. 4.2 и 4.3):

$$\Delta P_{нед} = (F_в - F'_в) p_{рез.нед}$$

и

$$\Delta P_{пер} = (F''_в - F_в) p_{рез.пер}, \quad (4.11)$$

где $p_{рез.нед}$ и $p_{рез.пер}$ — результирующие истинные давления газов на поверхность соответственно укороченной и удлиненной частей сопла камеры двигателя.



Фиг. 4.3. Изменение давления газов на поверхность сопла укороченной, нормальной и увеличенной длины.

Поэтому абсолютная тяга камеры двигателя при работе сопла на неоптимальном режиме будет:

1) в случае недорасширения газов в сопле

$$P_н = P_{опт} - \Delta P_{нед},$$

откуда $P_{опт} = P_н + \Delta P_{нед}$;

2) в случае перерасширения газов в сопле

$$P_н = P_{опт} - \Delta P_{пер},$$

откуда $P_{опт} = P_н + \Delta P_{пер}$.

Следовательно, при заданных значениях G_s и $p_к$ укорочение или удлинение данного сопла двигателя приводит к изменению величин $p_в$ и $\omega_в$, $P_{дин}$ и $P_{ст}$. Например, при укорочении сопла нормальной

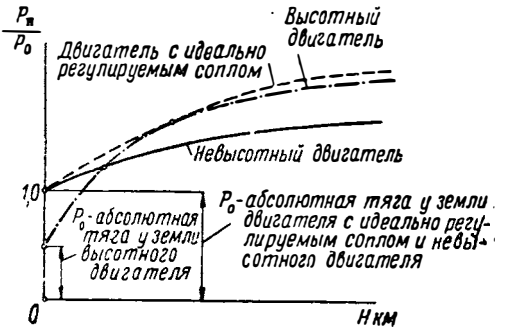
длины возрастает $p_в$, уменьшается $P_{дин}$ вследствие некоторого недорасширения газов в сопле, а $P_{ст}$ возрастает в связи с увеличением перепада давлений газов за соплом, в результате чего тяга двигателя соответственно уменьшается относительно расчетной оптимальной величины $P_{опт}$.

Изменение абсолютной тяги двигателя в зависимости от изменения длины сопла соответствует определенному изменению высоты H или скорости V полета.

Тяга невысотного двигателя при работе на некоторой высоте H выражается уравнением

$$P_H = P_{опт} + F_в (p_в - p_а). \quad (4.12)$$

Невысотный двигатель в пустоте развивает примерно на 10—20% бо́льшую тягу, чем у земли.



Фиг. 4.4. Изменение абсолютной тяги невысотного и высотного ЖРД в зависимости от высоты полета H.

Так как двигатель снаряда дальнего действия обычно бо́льшую часть времени работает в разреженных слоях атмосферы, то его целесообразно выполнить высотным, т. е. с удлиненным соплом у земли или на уровне моря (при $p_в < p_а$).

Такой высотный двигатель при работе у земли и на небольших высотах будет создавать меньшую тягу, чем невысотный двигатель (с нормальной длиной сопла). Но зато с подъемом на высоту через короткое время тяга такого двигателя станет при прочих равных условиях больше тяги невысотного двигателя (фиг. 4.4).

Снаряд с таким высотным двигателем при прочих равных условиях будет иметь относительно большую дальность полета. По этой причине в настоящее время двигатели для дальнобойных и некоторых зенитных снарядов выполняют высотными. Высотность проектируемого двигателя обычно выбирают в зависимости от типа и тактического назначения снаряда. Абсолютную тягу высотного двигателя определяют по приведенным выше общим уравнениям тяги.

На фиг. 4.5 приведены результаты приближенных расчетов по определению абсолютной и удельной тяг двигателя А-4 на уровне моря и в пустоте при работе его на 80%-ном этиловом спирте и жидком кислороде при $p_к = 20$ *ата*, $n = 1{,}16$ и различных значениях $p_в$ (условно при различных длинах сопла камеры).

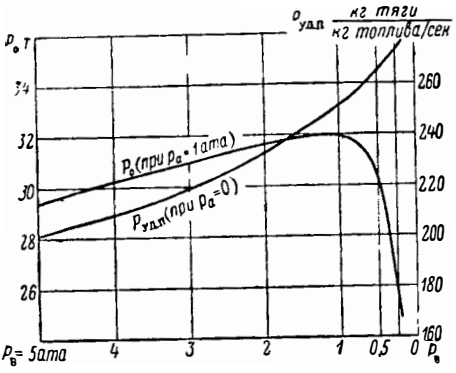
Кривые этой фигуры показывают, что:

1) укорочение сопла относительно его нормальной земной длины приводит к уменьшению абсолютной и удельной тяг двигателя при работе у земли, в разреженных слоях атмосферы и в пустоте;

2) удлинение сопла относительно его нормальной земной длины приводит к уменьшению абсолютной и удельной тяг двигателя при старте и к значительному увеличению их при работе двигателя в разреженных слоях атмосферы;

3) увеличение площади выходного сечения сопла на 30% и его длины на 6% относительно сопла нормальной длины у земли повышает абсолютную и удельную тяги двигателя в пустоте приблизительно на 5%, а внутренний к. п. д. почти на 10%.

Вектор тяги двигателя должен строго совпадать с осью полета снаряда. Практически выполнить это условие весьма трудно, так что фактически всегда имеет место некоторая несоосность тяги двигателя относительно снаряда.



Фиг. 4.5. Абсолютная тяга камеры двигателя при работе у земли и удельная тяга в пустоте в зависимости от $p_в$ при постоянном $p_к$.

Расчеты показывают, что нарушение центральности вектора тяги ЖРД на 0,5% может вызвать боковое усилие около 0,1% от тяги двигателя. Для снаряда с отношением масс 7 : 1 в конце активного полета боковое ускорение может достигать $0{,}1g$, а боковая скорость ~60 *м/сек*.

Это обстоятельство заставляет применять те или иные способы для управления снарядом при старте и в полете, а также для изменения направления его полета в случае необходимости. Для этой цели в снарядах большой и средней тяг можно использовать газовые рули, приводимые в действие гидросистемой (рулевыми машинами). Газовыми рулями можно создать боковое усилие до 20% от осевого значения тяги двигателя.

Если за соплом двигателя в газовом потоке установлены газовые рули, то тяга двигателя уменьшается на величину $\Delta P_{рул}$ *кг*. Величина сопротивления газовых рулей снаряда зависит от их конструкции, размеров, углов поворота в газовом потоке и степени обгорания их во время работы двигателя. В баллистических снарядах поворот газовых рулей возможен в пределах ±25°, рабочие же повороты их обычно осуществляются в интервале ±12°. Это указывает на то, что силы, действующие на газовые рули на участке управления полетом снаряда, изменяются в широких пределах.

Лобовое сопротивление газовых рулей снаряда дальнего действия А-4 в неотклоненном положении равно около 640 *кг*, а в отклоненном положении доходит до 1560 *кг*.

При расчетах потерю тяги ЖРД на газовых рулях обычно принимают по данным статистики равной для оперенных снарядов

около 1÷3% и для неоперенных—около 2÷4% от тяги двигателя у земли. Это удобно в практическом отношении, так как на земле сопротивление газовых рулей можно определить экспериментально.

От высоты полета величина $\Delta P_{\text{рул}}$ практически не зависит, так как плотность и скорость вытекающей струи газов из сопла двигателя не зависит от давления окружающей среды, т. е. от высоты полета.

Для управления полетом снаряда в некоторых случаях вместо газовых рулей применяют специальные рулевые камеры сгорания, которые также можно использовать в качестве конечной ступени двигателя. Изменяя соответствующим образом расход топлива в отдельные камеры, можно осуществить поворот снаряда в нужном направлении.

Если в топливную систему входит турбонасосный агрегат, отработавший газ которого вытекает в атмосферу через расширяющееся сопло выходной трубы, направленное параллельно оси двигателя, то при этом создается добавочная тяга двигателя:

$$\Delta P_{\text{ТНА}} = \varepsilon_1 G_s' P_{\text{уд.ТНА}},$$

где ε_1 — коэффициент, учитывающий недобор удельной тяги с того топлива, которое расходуется в газогенератор (вследствие частичного использования теплоперепада газов в турбине и частичного выброса их через клапан постоянства давления, если таковой имеется);

G_s' — расход топлива в газогенератор турбонасосного агрегата в *кг/сек*;

$P_{\text{уд. ТНА}}$ — удельная тяга, создаваемая газами при их истечении из сопла выхлопной трубы ТНА, в $\frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}}$.

Практика показывает, что значение $\Delta P_{\text{ТНА}}$ может составлять около 0,2—0,5% от тяги камеры двигателя.

С учетом изложенного суммарная абсолютная тяга двигателя выразится уравнением

$$P_{\Sigma} = P_{\text{к}} + \Delta P_{\text{ТНА}} - \Delta P_{\text{рул}} = \varepsilon_2 P_{\text{к}} + \Delta P_{\text{ТНА}} = \varepsilon_2 G_s P_{\text{уд.к}} + \varepsilon_1 G_s' P_{\text{уд.ТНА}},$$

где ε_2 — коэффициент, учитывающий потерю тяги двигателя вследствие наличия за соплом газовых рулей.

Абсолютная тяга ЖРД у земли или на уровне моря является весьма важной характеристикой двигателя, так как она определяет устойчивость боевого аппарата в момент старта.

Величина тяги двигателя у земли обычно обусловливается тактическим назначением боевого аппарата. Так, например, для существующих снарядов дальнего действия типа А-4 величина тяги у земли должна быть почти в 2 раза больше стартового веса снаряда.

Требования увеличить вес полезного груза и дальность полета боевого аппарата приводят к большому росту абсолютной тяги двигателя. В конце второй мировой войны тяга двигателя достигала 26 *т*.

Практика показывает, что создавать однокамерные двигатели на весьма большие тяги нецелесообразно вследствие чрезмерного увеличения при этом размеров и веса двигателя и затруднений в экспериментальной его доводке. В опубликованной литературе имеются сведения о том, что могут быть созданы однокамерные двигатели с тягой в несколько сот тонн.

Вероятно, снаряды с большой тягой будут многокамерными с синхронизацией тяги отдельных камер сгорания. Такой двигатель позволит управлять полетом снаряда дифференцированным дросселированием отдельных камер сгорания или поворотом их относительно оси снаряда.

Тяга многокамерного двигателя практически может достичь весьма большой величины.

Расчеты показывают, что двигатель в виде связки из нескольких камер уменьшенного размера имеет меньший общий вес, чем однокамерный двигатель той же тяги, работающей при тех же прочих условиях. Преимуществом многокамерного двигателя также является удобство регулирования тяги, однако габаритный размер его больше размера однокамерного двигателя.

Следует иметь в виду, что ЖРД при запуске обычно набирают полную тягу только после небольшого промежутка времени с момента подачи пускового импульса. Точно так же и при выключении (остановке) двигателя тяга его прекращается не мгновенно, а наблюдается, как говорят, явление последействия, приводящее к разбросу дальности полета, особенно баллистических снарядов.

Величина импульса последействия и некоторый разброс его значения в ЖРД обусловливается продолжением поступления в камеру и сгорания в ней того топлива, которое оказалось неотсеченным из-за конструктивных особенностей двигателя.

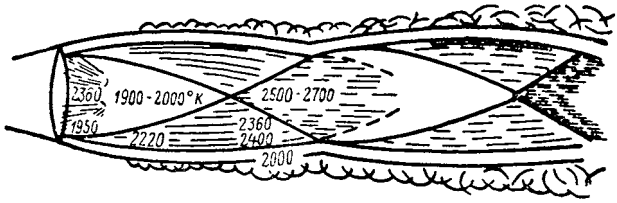
В момент подачи сигнала отсечки компонентов в камеру поступает некоторое количество топлива, которое сгорает спустя определенный промежуток времени, равный задержке его газообразования. Отсечные клапаны запаздывают срабатывать после подачи сигнала для их закрытия; процесс закрытия также протекает не мгновенно, так что в этот момент определенное количество топлива продолжает поступать в камеру и сгорать в ней. После закрытия отсечных клапанов неотсеченное топливо частично устремляется в камеру сгорания вследствие инерционного эффекта, а также частичного парообразования при понижении давления в магистралях, особенно в тракте охлаждения камеры двигателя. Кроме того, в момент отсечки подачи компонентов в камере находится некоторое количество газов определенного давления. В силу всего этого двигатель обладает импульсом последействия, который приводит

к существенному разбросу дальности полета баллистических снарядов.

Чтобы уменьшить разброс дальности полета этих снарядов, иногда перед полной отсечкой подачи топлива в камеру сгорания двигатель вначале переводят на работу с меньшим секундным расходом, т. е. на конечную ступень тяги. С этой же целью применяют весьма совершенные приборы системы управления полетом снаряда на активном участке траектории. Уменьшить рассеивание (разброс) дальности полета дальнобойных снарядов можно путем уменьшения импульса последействия ЖРД, а также точным учетом его величины при разработке механизма отделения боевой головки от корпуса снаряда.

§ 5. Работа сопла камеры двигателя на неоптимальных режимах

За соплом камеры, работающим на неоптимальных режимах, происходит преобразование сверхзвукового газового потока в дозвуковой с восстановлением давления от $p_в$ до $p_а$ благодаря системе скачков уплотнения (фиг. 4. 6).



Фиг. 4. 6. Преобразование газового потока за соплом двигателя посредством скачков уплотнения вследствие истечения из сопла с недорасширением относительно давления атмосферного воздуха (при $p_в > p_а$).

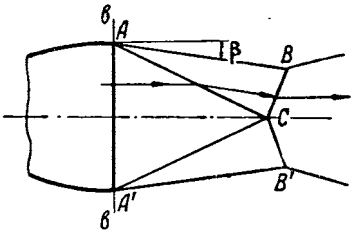
В диапазонах рабочих режимов недорасширения и перерасширения газов в выходном сечении сопла двигателя обычно устанавливается расчетная скорость истечения $w_в$, величина которой не зависит от условий окружающей среды и определяется только параметрами газов в камере сгорания и геометрией сопла.

В случае работы сопла при $p_в > p_а$ струя газа за соплом вначале расширяется с увеличением скорости, а затем вследствие своего инерционного скоростного перерасширения подвергается сжатию за счет воздействия на нее относительно большого давления окружающих слоев воздуха и т. д. Эти процессы перерасширения и пересжатия газовой струи и примыкающих к ней слоев атмосферного воздуха относительно его давления в невозмущенном состоянии обычно сопровождаются косыми скачками уплотнения.

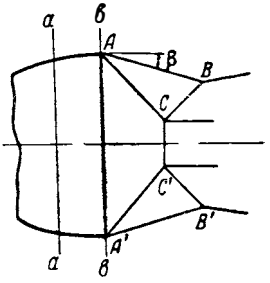
Чем больше неоптимальный режим работы сопла камеры отклоняется от оптимального, тем сильнее возмущения в струе газов за соплом камеры двигателя.

В случае работы сопла при $p_в < p_а$ преобразование сверхзвукового газового потока в дозвуковой значительно сложнее (фиг. 4.7 и 4.8). Здесь давление газа восстанавливается до давления окружающей среды благодаря системе косых и даже, возможно, прямого скачков уплотнения.

Уменьшение отношения давления $p_в/p_а$ вызывает увеличение угла β (см. фиг. 4.7), и когда он превысит некоторое предельное значение β', которое зависит от числа $M_в$, схема преобразования газового потока за соплом еще больше усложняется (см. фиг. 4.8).



Фиг. 4.7. Преобразование газового потока за соплом двигателя посредством скачков уплотнения вследствие его перерасширения относительно давления атмосферного воздуха (при $p_в < p_а$).



Фиг. 4.8. Преобразование газового потока при истечении из сопла двигателя с появлением прямого скачка уплотнения вследствие значительного перерасширения газов относительно давления атмосферного воздуха.

В этом случае около оси газового потока появляется прямой (вернее криволинейный) скачок уплотнения $C—C'$, который при уменьшении $p_в/p_а$ до определенного значения переместится к выходному сечению сопла.

До приближения этого прямого скачка к выходному сечению сопла камеры скорость истечения будет сверхзвуковой, поскольку в этом случае ее величина определяется только параметрами газов в конце камеры сгорания и конструкцией сопла. При этом давление в газовом потоке за соплом будет восстанавливаться до давления атмосферного воздуха посредством косых скачков уплотнения.

После того как прямой скачок уплотнения подойдет к выходному сечению сопла камеры, скорость истечения газов будет звуковой.

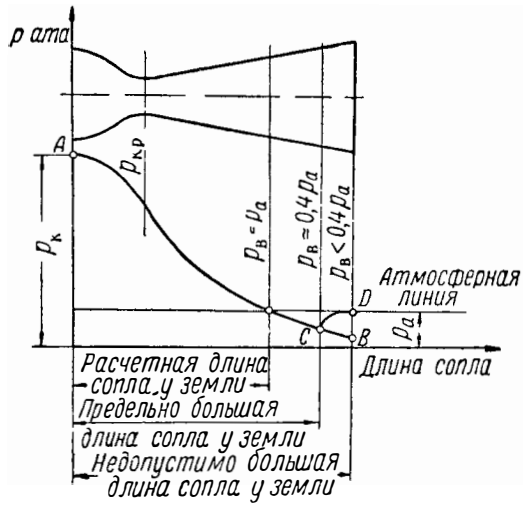
При дальнейшем понижении $p_в/p_а$ прямой скачок уплотнения газов войдет внутрь сопла. Тогда в сопле за плоскостью этого скачка уплотнения газовый поток станет дозвуковым и сильно возмущенным, что в результате может привести к отрыву его от поверхности стенок сопла (фиг. 4.9) и значительному снижению удельной тяги двигателя.

Практически отрыв газов от стенок сопла камеры ЖРД может наступить при $p_в/p_а=0{,}3\div0{,}4$.

Режимы с наличием прямых скачков внутри сопла нерациональны и поэтому не допускаются при нормальной работе двигателя. Такие режимы могут иметь место только при запуске и остановке двигателя, а также при стендовых испытаниях высотных двигателей.

При изменении режима работы камеры ЖРД до возникновения внутри сопла прямого скачка уплотнения газов тяга двигателя может определяться по приведенным выше общим уравнениям (4.8) и (4.9), в других случаях эти уравнения будут давать неправильные результаты вычислений.

Исследованиями установлено, что струя газов за соплом двигателя влияет на аэродинамические характеристики снаряда в сторону уменьшения лобового сопротивления при сверхзвуковых скоростях полета и увеличения его при дозвуковых скоростях полета.



Фиг. 4.9. Скачки уплотнения газового потока в сопле двигателя вследствие чрезмерного перерасширения относительно давления атмосферного воздуха.

При дозвуковой скорости полета струя газов, вытекающих из сопла двигателя со сверхзвуковой скоростью, действует подобно эжектору и вызывает подсасывание окружающего воздуха за летящим снарядом. Это явление значительно сказывается в случае таких аппаратов, как снаряды, воздушные торпеды и некоторые типы реактивных самолетов, в которых двигатель расположен в конусообразной задней части.

Эжектирующее действие газов, вытекающих из сопла двигателя, вызывает ускорение окружающего воздуха и, следовательно, местное увеличение поверхностного трения, а также понижение давления на поверхность снаряда вблизи сопла. Это приводит к повышению лобового сопротивления за счет движущегося воздуха и понижения атмосферного давления на выходе из сопла (это понижение давления вызывает увеличение тяги, создаваемой разностью давлений между газами на выходе из сопла и атмосферным воздухом).

При полете снаряда со сверхзвуковой скоростью у задней части его возникает область турбулентного следа с пониженным местным

давлением. Под действием реактивной струи область пониженного давления заполняется вытекающими из двигателя газами, что приводит к повышению давления на хвостовую часть снаряда. При этом уменьшается лобовое сопротивление, т. е. увеличивается тяга.

§ 6. Коэффициент тяги двигателя

Для упрощения расчетов в теорию ЖРД введено понятие о коэффициенте тяги двигателя, который представляет собой отношение абсолютной тяги камеры P к произведению давления газов в камере сгорания $p_к$ на площадь критического сечения сопла $F_{кр}$, т. е.

$$K=\frac{P}{p_к F_{кр}}. \tag{4.13}$$

Этот коэффициент показывает, во сколько раз увеличивается тяга камеры двигателя относительно основного члена тяги $p_к F_{кр}$ благодаря наличию суживающейся и расширяющейся частей сопла.

Используя понятие о коэффициенте тяги камеры двигателя, общему уравнению тяги

$$P_н=\frac{G_s}{g} w_в + F_в p_в - F_н p_а = P_п - F_в p_а$$

можно придать следующую безразмерную форму:

$$\frac{P_н}{p_к F_{кр}} = \frac{P_п}{p_к F_{кр}} - \frac{F_р p_а}{p_к F_{кр}}$$

или

$$K_н = K_п - f_в \frac{p_а}{p_к}, \tag{4.14}$$

где $K_н=\frac{P_н}{p_к F_{кр}}$ — коэффициент тяги двигателя при истечении газов из сопла в атмосферу;

$K_п=\frac{P_п}{p_к F_{кр}}$ — коэффициент тяги двигателя при истечении газов из сопла в пустоту;

$f_в=\frac{F_в}{F_{кр}}$ — относительная площадь выходного сечения сопла.

При этом получим следующие дополнительные выражения для определения тяги камеры двигателя:

$$P=p_к F_{кр} K;\quad P_н=p_к F_{кр} K_н;\quad P_п=p_к F_{кр} K_п.$$

Имея в виду, что абсолютная тяга камеры выражается также уравнением

$$P_{\text{н}}=p_{\text{к}}F_{\text{кр}}\sqrt{\frac{2n^2}{n-1}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}\left[1-\left(\frac{p_{\text{в}}}{p_{\text{к}}}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]}+$$
$$+F_{\text{в}}(p_{\text{в}}-p_{\text{а}})=p_{\text{к}}F_{\text{кр}}K_{\text{н}},$$

получим

$$K_{\text{н}}=\sqrt{\frac{2n^2}{n-1}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}\left[1-\left(\frac{p_{\text{в}}}{p_{\text{к}}}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]}+\frac{F_{\text{в}}(p_{\text{в}}-p_{\text{а}})}{p_{\text{к}}F_{\text{кр}}}. \qquad (4.15)$$

Эта формула показывает, что $K_{\text{н}}$ зависит также и от давления атмосферного воздуха $p_{\text{а}}$, значение которого с подъемом на высоту уменьшается и в пустоте равно нулю. Поэтому при заданном режиме работы камеры коэффициент тяги $K_{\text{н}}$ с подъемом на высоту увеличивается и в пустоте достигает максимума $K_{\text{п}}$.

Поскольку тяга камеры в пустоте выражается уравнением $P_{\text{п}}=F_{\text{в}}p_{\text{в}}(1+n\text{M}_{\text{в}}^2)$, то коэффициент тяги ЖРД при работе в пустоте можно выразить так:

$$K_{\text{п}}=\frac{P_{\text{п}}}{p_{\text{к}}F_{\text{кр}}}=\frac{F_{\text{в}}p_{\text{в}}\left(1+n\text{M}_{\text{в}}^2\right)}{p_{\text{к}}F_{\text{кр}}}=f_{\text{в}}\frac{p_{\text{в}}}{p_{\text{к}}}(1+n\text{M}_{\text{в}}^2). \qquad (4.16)$$

Если в этой формуле заменить $f_{\text{в}}$ и $p_{\text{в}}/p_{\text{к}}$ уже известными их выражениями в зависимости от числа $\text{M}_{\text{в}}$, а затем заменить это число его значением в зависимости от коэффициента скорости $\lambda_{\text{в}}$ или выразить последний через отношение $p_{\text{в}}/p_{\text{к}}$, то после соответствующих преобразований получим следующие выражения для коэффициента тяги двигателя при работе в пустоте:

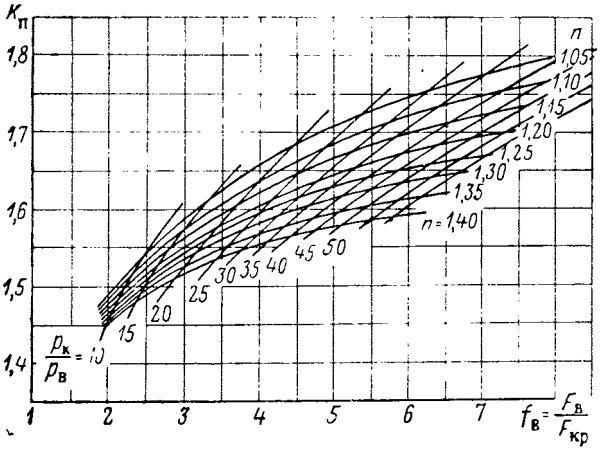
$$K_{\text{п}}=\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}}\frac{1+n\text{M}_{\text{в}}^2}{\text{M}_{\text{в}}\sqrt{1+\frac{k-1}{2}\text{M}_{\text{в}}^2}}=\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{1}{n-1}}\frac{\lambda_{\text{в}}^2+1}{\lambda_{\text{в}}}=$$
$$=2\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{1}{n-1}}\frac{n}{\sqrt{n^2-1}}\sqrt{1-\left(\frac{p_{\text{в}}}{p_{\text{к}}}\right)^{\frac{n-1}{n}}}\left[1+\frac{n-1}{2n}\frac{(p_{\text{в}}/p_{\text{к}})^{\frac{n-1}{n}}}{1-(p_{\text{в}}/p_{\text{к}})^{\frac{n-1}{n}}}\right]. \qquad (4.16')$$

По этим же формулам можно определить и теоретический коэффициент тяги двигателя при работе в пустоте $K_{\text{п.т}}$, если в них соответствующие действительные параметры заменить их теоретическими значениями, полученными при термодинамическом расчете камеры двигателя.

Между действительным коэффициентом тяги двигателя при работе в пустоте $K_п$ и его теоретическим значением $K_{п.т}$ имеется следующая связь:

$$K_п = \varphi_c K_{п.т}, \qquad (4.17)$$

где φ_c — коэффициент полноты скорости истечения газов из сопла камеры двигателя.



Фиг. 4.10. Номограмма для определения геометрических размеров сопла двигателя.

Теоретический коэффициент тяги в пустоте наиболее просто определить по уравнению (4.16′), заменив в ней показатель политропы n показателем адиабаты k.

В существующих двигателях $K_п \approx 1{,}5 \div 1{,}8$. При увеличении $p_к$ и уменьшении n или k значение $K_п$ возрастает.

С учетом изложенного тягу камеры двигателя можно также выразить так:

$$P_н = p_к F_{кр} \varphi_c K_{п.т} - F_в p_а; \quad P_п = p_к F_{кр} \varphi_c K_{п.т}.$$

Приведенные здесь формулы позволяют определить основные геометрические размеры сопла камеры и некоторые ее рабочие параметры. При этом для приближенных расчетов можно пользоваться графиками фиг. 3.9, 4.10 и 4.11.

Пример 1. Определить абсолютную тягу двигателя при работе в пустоте и геометрические размеры сопла камеры, если $p_к = 40$ *ата*, $p_в = 1$ *ата*, $n = 1{,}15$ и $F_{кр} = 39$ *см*^{2}.

Решение.

1. По графику фиг 4.10 при $p_к/p_в = 40/1 = 40$ и $n = 1{,}15$ находим $K_п = 1{,}725$ и $f_в = 6{,}5$.

2. Тяга камеры двигателя в пустоте

$$P_п = p_к F_{кр} K_п = 40 \cdot 39 \cdot 1{,}725 = 2667 \text{ кг}.$$

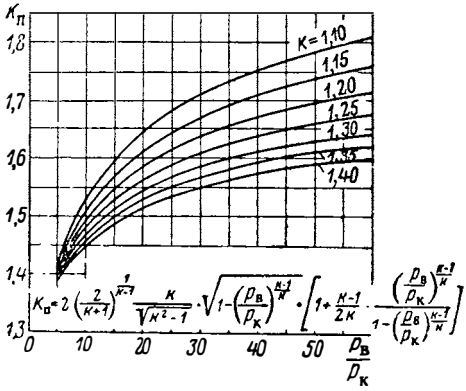
3. Площадь выходного поперечного сечения сопла

$$F_в = f_в F_{кр} = 6{,}5 \cdot 39 = 253{,}5 \text{ см}^2.$$

4. Диаметры критического и выходного сечений сопла:

$$d_{кр} = \sqrt{\frac{4F_{кр}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 39}{3{,}14}} = 7{,}042 \text{ см}; \quad d_в = \sqrt{\frac{4 \cdot 253{,}5}{3{,}14}} = 17{,}92 \text{ см}.$$

Определим также тягу камеры двигателя в пустоте и давление газов в выходном сечении сопла при $p_к = 40$ *ата*, $n = 1{,}15$, $d_{кр} = 7$ *см* и $d_в = 21$ *см*.



Фиг. 4.11. Коэффициент тяги двигателя в пустоте в зависимости от степени расширения газов в сопле и показателя адиабаты k.

Эту задачу решаем следующим образом.

1. Относительная площадь выходного сечения сопла камеры будет

$$f_в = F_в/F_{кр} = d_в^2/d_{кр}^2 = 21^2/7^2 = 8{,}9.$$

2. По графику фиг. 4.10 при $f_в = 8{,}9$ и $n = 1{,}15$ находим степень расширения газов в сопле:

$$p_к/p_в = 60,$$

откуда $p_в = p_к/60 = 40/60 \approx 0{,}67$ *ата*.

3. По графику фиг. 4.11 при $p_к/p_в = 60$ и $n = 1{,}15$ находим коэффициент тяги камеры в пустоте $K_п = 1{,}76$.

4. Площадь критического сечения сопла определим по формуле

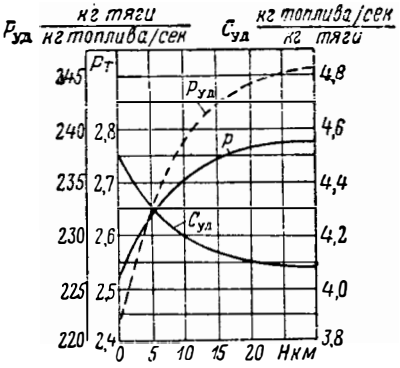
$$F_{кр} = \frac{\pi d_{кр}^2}{4} = \frac{3{,}14 \cdot 7^2}{4} = 38{,}48 \text{ см}^2.$$

5. Тяга камеры двигателя при работе в пустоте:

$$P_п = K_п p_к F_{кр} = 1{,}76 \cdot 40 \cdot 38{,}4 = 2703{,}36 \text{ кг}.$$

§ 7. Удельная тяга двигателя

Экономичность работы ЖРД на данном топливе и соответствующем режиме обычно принято оценивать величиной удельной тяги.



Фиг. 4. 12. Расчетные зависимости абсолютной тяги, удельной тяги и удельного расхода топлива от высоты полета.

При расчете характеристики ЖРД для оценки используемого в нем топлива и качества рабочего процесса величину удельной тяги в зависимости от режима и условий работы двигателя следует определять с учетом секундных расходов компонентов топлива в камеру сгорания, на обслуживание системы топливоподачи и на образование защитной завесы около огневой поверхности оболочки камеры двигателя.

Расчеты показывают, что удельная тяга двигателя значительно зависит от высоты полета H боевого аппарата (см. фиг. 4. 12), причем чем меньше давление в камере сгорания $p_к$, тем больше зависимости $P_{уд}$ от H.

С учетом изложенного следует различать удельную тягу только камеры и двигателя в целом, т. е.

1. Камеры двигателя:

а) в общем случае

$$P_{уд.к} = P_к / G_s; \tag{4.18}$$

б) при работе сопла на оптимальном режиме ($p_в = p_а$)

$$P_{уд.опт} = P_{опт} / G_s = w_в / g;$$

в) при работе сопла на неоптимальном режиме ($p_в \gtrless p_а$)

$$P_{уд.н} = P_н / G_s = w_{эф} / g;$$

г) при работе у земли или на уровне моря ($H = 0$)

$$P_{уд.о} = P_0 / G_s;$$

д) при работе в пустоте ($p_а = 0$) $P_{уд.п} = P_п / G_s$.

2. Двигателя в целом:

а) в общем случае

$$P_{уд\,\Sigma} = P_\Sigma / G_\Sigma; \tag{4.19}$$

б) при работе сопла на неоптимальном режиме ($p_в \gtrless p_а$)

$$P_{уд\,\Sigma\,н} = P_{\Sigma\,н} / G_\Sigma;$$

в) при работе у земли или на уровне моря ($H = 0$)

$$P_{уд\,\Sigma\,0} = P_{\Sigma 0} / G_\Sigma;$$

г) при работе в пустоте ($p_a=0$) $P_{уд\,\Sigma\,п}=P_{\Sigma п}/G_\Sigma$.

Удельную тягу камеры двигателя при работе в пустоте также можно выразить формулой

$$P_{уд.\,п}=P_п/G_s=p_к F_{кр}K_п/G_s=\beta K_п,$$

где $\beta=p_к F_{кр}/G_s$ — действительный импульс давления газов в камере сгорания в *кгсек/кг*.

При этом удельная тяга камеры двигателя при работе сопла на неоптимальном режиме ($p_в \neq p_a$) будет

$$P_{уд.н}=\frac{P_н}{G_s}=\frac{P_п-F_в p_a}{G_s}=\beta K_п-f_{уд.в}p_a=$$

$$=\beta K_п-\beta f_в\frac{p_a}{p_к}=\beta\left(K_п-f_в\frac{p_a}{p_к}\right),$$

где $f_{уд.в}=F_в/G_s$ — действительная удельная площадь выходного сечения сопла камеры в *кг/см²*;

$f_в=F_в/F_{кр}$ — относительная площадь выходного сечения сопла камеры.

В теории ЖРД также принято различать теоретическую удельную тягу камеры двигателя

$$P_{уд.т}=w_{в.т}/g.$$

Так как действительные рабочие характеристики камеры можно выразить следующим образом через соответствующие теоретические характеристики, вычисленные при термодинамическом расчете двигателя:

$$K_п=\varphi_c K_{п.т};\quad \beta=\varphi_{p_к}\beta_т;\quad P_{уд}=\varphi_{уд}P_{уд.т};\quad f_{уд.в}=\varphi_{p_к}f_{уд.в.т},$$

то удельную тягу камеры двигателя можно определить так:

$$P_{уд.п}=\varphi_{p_к}\beta_т\varphi_c K_{п.т};$$

$$P_{уд.н}=(\beta_т\varphi_c K_{п.т}-f_{уд.в.т}p_a)=\varphi_{p_к}\beta_т\left(\varphi_c K_{п.т}-f_в\frac{p_a}{p_к}\right);$$

$$P_{уд.н}=\varphi_{уд}P_{уд.т}+\varphi_{p_к}f_{уд.в.т}(p_в-p_a),$$

где $\varphi_{p_к}=\beta/\beta_т$ — коэффициент полноты давления газов в камере сгорания двигателя;

$P_{уд}=w_в/g$ и $P_{уд.т}=w_{в.т}/g$ — соответственно действительная и теоретическая динамические удельные тяги камеры двигателя.

Удельную тягу камеры при неоптимальной работе сопла $P_{уд.в}$ в удельную тягу при оптимальной работе сопла $P_{уд.опт}$ можно пересчитать по формуле

$$P_{уд.опт} \approx P_{уд.н} \frac{\sqrt{1-(p_a/p_к)^{\frac{n-1}{n}}}}{\sqrt{1-(p_в/p_к)^{\frac{n-1}{n}}}} \frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}. \qquad (4.19')$$

По аналогичной формуле можно пересчитывать удельные тяги двигателей, работающих при разных $p_к$ и одинаковых значениях $p_в$. На величину удельной тяги влияют режим и условия работы двигателя, его конструктивные особенности и другие факторы, как то:

1) вид топлива, его состав и способ распыла;
2) давление в камере сгорания;
3) степень расширения газов в сопле;
4) форма и размеры камеры сгорания;
5) угол раствора и конфигурация сопла двигателя;
6) относительная площадь камеры сгорания $f_к = F_к/F_{кр}$;
7) система охлаждения двигателя;
8) характер защиты оболочки камеры и сопла от перегрева;
9) система топливоподачи, ее конструктивное выполнение и экономичность работы;
10) давление подачи топлива в камеру сгорания;
11) высота полета (см. фиг. 4. 12) и др.

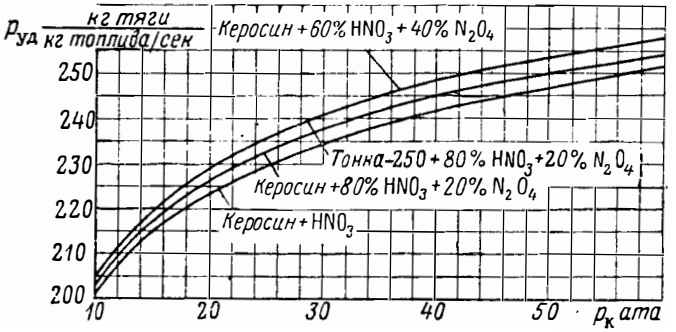
Улучшением распыла и смешения компонентов топлива и отказом от обогащения горючим периферийного факела, часто используемого для защиты оболочки камеры от перегрева, а также применением ряда других мероприятий можно существенно повысить удельную тягу двигателя.

При повышении давления в камере сгорания до $p_к \approx 60$ *ата* удельная тяга возрастает вначале стремительно, от 60 до 100 *ата* рост ее постепенно замедляется и около 200 *ата* она остается почти постоянной (фиг. 4. 13 и 4. 14).

Увеличение $P_{уд}$ за счет повышения $p_к$ выше определенного значения практически ограничено. Повышение $p_к$ при прочих равных условиях вызывает:

1) уменьшение габаритов камеры сгорания из-за меньшего удельного объема образующихся продуктов сгорания топлива;
2) увеличение термического к. п. д. двигателя η_t благодаря увеличению перепада давления газов в сопле;

3) увеличение коэффициента тепловыделения топлива в камере сгорания $\varphi_к$ вследствие интенсификации рабочего процесса за счет уменьшения диссоциации газов и увеличения коэффициента физи-



Фиг. 4.13. Зависимость теоретической удельной тяги двигателя от давления в камере сгорания для некоторых топлив при $p_в = 1$ *ата* и $\alpha = 0{,}8$.

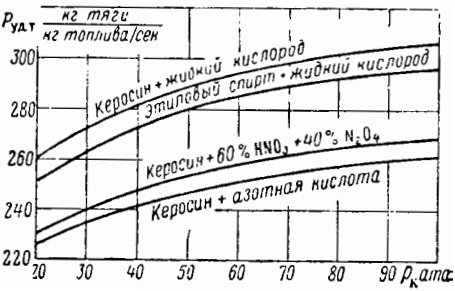
ческой полноты сгорания топлива $\varphi_{п.к}$, что в совокупности с первым фактором увеличивает скорость газов на выходе из сопла и пропорциональную ей удельную тягу двигателя;

4) снижение времени пребывания топлива в камере сгорания $\tau_{пр}$, что также уменьшает ее потребный объем, габариты и вес.

Однако, начиная с некоторой величины $p_к$, дальнейшее увеличение его не дает заметных преимуществ.

С другой стороны, повышение $p_к$ в основном приводит к следующим явлениям:

1) повышению температуры в камере сгорания двигателя и усложнению системы ее охлаждения;



Фиг. 4.14. Теоретическая удельная тяга двигателя в зависимости от давления в камере сгорания для некоторых топлив при $p_в = 1$ *ата* и $\alpha = 0{,}8$.

2) изменению длины сопла камеры двигателя в связи с необходимостью срабатывания в сопле большого перепада давления газов;

3) возрастанию веса двигателя вследствие требования большей прочности камеры сгорания, сопла и других элементов двигателя;

4) увеличению затраты энергии на подачу топлива в камеру сгорания под большим напором и

5) повышению стоимости двигателя.

Практически давление газов в камере сгорания двигателя выбирают в каждом отдельном случае на основании сравнительных расчетов, выявляющих его влияние на удельную тягу, габариты и вес камеры и системы подачи двигателя, на возможность надежного охлаждения двигателя и т. п.

В дальнейшем можно ожидать увеличения в двигателях отношения $p_к/p_в$ за счет повышения $p_к$ и понижения $p_в$, что особенно выгодно для дальнобойных снарядов и некоторых типов самолетов [1].

Вполне вероятны конструкции реактивных двигателей с давлением в камере сгорания до 100—200 *ата* и выше, когда будут построены атомные реакторы, предназначенные для использования тепла ядерных реакций.

Наиболее радикальным средством повышения $P_{уд}$ является использование высокоэффективных топлив. Однако этот путь увеличения $P_{уд}$ приводит к повышению $T_к$, что сильно усложняет проблему охлаждения двигателя.

Расчеты показывают, что практически возможный предел повышения $P_{уд}$ за счет химической энергии топлива лежит около $350—450 \frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$.

Величина удельной тяги, характеризуя экономичность работы двигателя, не вскрывает специфики протекания теплового процесса в камере сгорания и в сопле двигателя, его резервы для повышения экономичности. В этом отношении наиболее показательными являются к. п. д. двигателя.

Земные данные удельной тяги имеют существенное значение только для невысотных двигателей.

Основной характеристикой экономичности работы высотных ЖРД следует считать их удельную тягу в пустоте.

Наиболее полной характеристикой экономичности работы высотного двигателя является его средняя удельная тяга по траектории полета, выражаемая формулой

$$P_{уд.ср} = \frac{\frac{G_s}{g} w_в + F_в (p_в - p_{а.ср})}{G_s} \frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}, \qquad (4.19'')$$

где $p_{а.ср}$ — среднее по траектории полета атмосферное давление в *ата*.

[1] Вопросы ракетной техники, вып. 1 и 2, 1954, ИЛ.

§ 8. Расходы топлива в двигателе

Для определения размеров камеры сгорания, распылительной головки камеры, топливных баков, системы топливоподачи, включая и пуско-регулирующие агрегаты, нужно знать секундные расходы компонентов топлива в двигателе в камеру и на питание средств подачи.

В жидкостном ракетном двигателе в общем случае принято различать следующие секундные расходы топлива:

1) *основной* — в камеру сгорания двигателя при работе его на заданном режиме G_s *кг/сек*;

2) *пусковой* — в камеру сгорания, соответствующий режиму работы двигателя на первой пусковой ступени, $G_{s\,п}$ *кг/сек*;

3) *вспомогательный* — на обслуживание системы топливоподачи (ТНА, ЖАД) G'_s *кг/сек*.

Секундный расход топлива в камеру сгорания при работе двигателя на соответствующем рабочем режиме определяется по формуле

$$G_s = \frac{P_н}{P_{уд.н}} = \frac{P_н}{w_{эф}/g} = \frac{gP_н}{w_{эф}} \text{ кг/сек}. \qquad (4.20)$$

Для проектирования и расчета двигателя необходимо знать связь между секундным расходом топлива в камеру G_s, величиной площади поперечного критического сечения сопла $F_{кр}$ и параметрами газов на входе в сопло из камеры сгорания.

Газодинамика дает следующую зависимость между G_s, $F_{кр}$ и параметрами газа на входе в сопло ЖРД:

$$\left.\begin{aligned} G_s &= p_к F_{кр} \sqrt{\frac{ng}{R_к T_к}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}}} = p_к B = F_{кр} C \text{ кг/сек} \\ \text{или} \\ G_s &= \frac{p_к F_{кр} A}{\sqrt{R_к T_к}} = p_к F_{кр} \frac{A}{\sqrt{R_к T_к}} = \frac{p_к F_{кр}}{\beta}, \end{aligned}\right\} \qquad (4.21)$$

где $A = \sqrt{2g\frac{n}{n+1}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{2}{n-1}}} = \sqrt{ng}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}}$ — коэффициент, незначительно зависящий от показателя политропы n (при увеличении n от 1,1 до 1,2 величина A повышается от 1,98 до 2,03);

$\beta = \frac{\sqrt{R_к T_к}}{A} = \frac{p_к F_{кр}}{G_s}$ — удельный импульс давления газов в камере сгорания, характеризует свойства топлива и полноту его сгорания.

Для случая понижения давления газов по длине камеры сгорания имеем

$$G_s = p'_к F_{кр} \sqrt{\frac{ng}{R'_к T'_к}} \left(\frac{1 + \frac{n-1}{2} M_к^2}{\frac{n+1}{2}} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}} \quad кг/сек. \qquad (4.22)$$

Эти формулы показывают, что при условии неизменности температуры и состава продуктов сгорания топлива значения $p_к$ и $F_{кр}$ изменяются прямо пропорционально изменению G_s.

Пользуясь этими формулами при указанном допущении, можно вычислить зависимости G_s от $p_к$ или $F_{кр}$ и тяги P от G_s или $p_к$ и построить соответствующие графики.

Для двигателей больших тяг требуются большие секундные расходы топлива, что является одной из основных трудностей в деле создания таких двигателей.

Секундные расходы окислителя и горючего определяются из уравнения суммарного расхода топлива в камеру сгорания:

$$G_s = G_{s\,г} + G_{s\,о} \; кг/сек;$$

имея в виду, что $G_{s\,о} = \chi G_{s\,г}$, получим

$$G_s = G_{s\,г} + \chi G_{s\,г} = G_{s\,г}(1 + \chi), \qquad (4.23)$$

откуда

$$\left.\begin{aligned} G_{s\,г} &= \frac{G_s}{1+\chi} \; кг/сек; \\ G_{s\,о} &= \frac{\chi G_s}{1+\chi} \; кг/сек, \end{aligned}\right\} \qquad (4.24)$$

где $\chi = G_{s\,о}/G_{s\,г}$ — действительный весовой коэффициент состава топлива.

Секундные расходы окислителя и горючего в камеру сгорания двигателя также можно определить по формулам:

$$\left.\begin{aligned} G_{s\,о} &= g_о G_s \; кг/сек; \\ G_{s\,г} &= g_г G_s \; кг/сек, \end{aligned}\right\} \qquad (4.25)$$

где $g_о$ и $g_г$ — весовые доли компонентов топлива в *кг/кг*.

Некоторые двигатели больших тяг, предназначенные для снарядов дальнего действия, выполнены с двумя ступенями тяги — пусковой и рабочей. Например, двигатель А-4 имеет пусковую и конечную тягу 8 *т* и рабочую тягу 26 *т*. Вывод двигателя из первой ступени на вторую производится после того, как он нормально вышел на предыдущую, пусковую ступень.

Пусковая ступень тяги вводится с целью запуска двигателя с секундным расходом топлива в камеру сгорания, меньшим расхода на рабочем режиме (подобно двигателю А-4), и избежания тем самым возможного взрыва двигателя при воспламенении скопившейся в камере сгорания горючей смеси в случае неисправности в зажигании топлива при запуске.

В некоторых существующих двигателях для СДД расход $G_{s\,п} \approx 20 \div 30\%$ от G_s.

Секундный расход топлива на обслуживание системы топливоподачи G'_s при работе на расчетном режиме составляет около 1,5—3% от секундного расхода топлива в камеру сгорания двигателя G_s.

При снижении тяги двигателя посредством дросселирования секундного расхода топлива в камеру сгорания процентный расход топлива на привод турбины насосного агрегата возрастает вследствие нарушения при этом оптимальных условий работы газогенератора и турбины системы топливоподачи. Например, при тяге двигателя, равной 20% от расчетного значения, расход топлива на привод ТНА может достигать 10% от G_s.

Экономичность двигателя иногда оценивают величиной удельного расхода топлива:

1) на 1 *кг* тяги в час

$$C_{уд} = \frac{G_s}{P_н} 3600 = \frac{1}{P_{уд.н}} 3600 = \frac{g}{w_{эф}} \frac{кг\ топлива}{кг\ тяги}, \qquad (4.26)$$

2) на тяговую силу-час

$$C_P = \frac{G_s}{N_P} 3600 = \frac{G_s 75}{P_н V} 3600 = C_{уд} \frac{75}{V}\ кг/л.с.ч, \qquad (4.27)$$

где V — скорость полета снаряда в *м/сек*.

Удельный расход топлива в ЖРД в значительной мере зависит от качества самого топлива.

Теоретический удельный расход некоторых топлив в ЖРД при оптимальном соотношении компонентов, $p_к = 40$ *ата* и $p_в = 1$ *ата* имеет следующие приближенные значения:

	кг/т сек
1) керосин+азотная кислота 98%-ная	4,35
2) тонка-250+азотная кислота 98%-ная	4,09
3) керосин+60% HNO_3 98%-ной+40% N_2O_4	3,98
4) тонка-250+60% HNO_3 98%-ной+40% N_2O_4	3,95
5) димазин (ДМГ)+60% HNO_3 98%-ной+40% N_2O_4	3,82
6) этиловый спирт 93,5%-ный+жидкий кислород	3,68
7) керосин+жидкий кислород	3,56
8) гидразин+трифторид хлора	3,51
9) димазин (ДМГ)+жидкий кислород	3,41
10) гидразин+жидкий кислород	3,36

11) гидразин+трифторид азота	3,24
12) керосин+монооксись фтора	3,00
13) аммиак+жидкий фтор	2,92
14) гидразин+жидкий фтор	2,90

Приведенные цифры показывают, что кислородные двигатели имеют относительно меньший удельный расход топлива, что объясняется более высокой H_u топлива на основе кислорода.

При увеличении высоты полета удельный расход топлива уменьшается обратно пропорционально $P_{\text{уд н}}$, если не учитывать инерционные нагрузки.

Удельный расход топлива при работе двигателя на данном режиме в пустоте не зависит от высоты полета и является постоянной величиной.

Можно считать, что экономия в расходе топлива на 1% позволяет при прочих равных условиях увеличить полезную нагрузку снаряда приблизительно на 10%.

Пример 2. Двигатель развивает тягу 1000 *кг* при секундном расходе топлива в камеру сгорания 4,86 *кг*. Определить удельный расход топлива в двигателе.

Решение.

1) удельная тяга двигателя

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{G_s} = \frac{1000}{4{,}86} = 206 \frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}};$$

2) удельный расход топлива

$$C_{\text{уд}} = \frac{1}{P_{\text{уд}}} = \frac{1}{206} = 0{,}00485 \frac{\text{кг топлива/сек}}{\text{кг тяги}} = 4{,}85 \frac{\text{кг топлива/сек}}{\text{т тяги}}.$$

§ 9. Способы и пределы регулирования тяги двигателя

В некоторых случаях к ЖРД предъявляется требование возможности регулирования величины тяги в бо́льших или меньших пределах. Это может потребоваться, например, для осуществления заданного закона изменения тяги и ускорения ракеты по времени, получения заданной скорости полета в момент отсечки двигателя или компенсации изменения характеристик агрегатов двигателя и изменения атмосферного давления с высотой для обеспечения оптимального режима работы и получения при этом наилучших тяговых характеристик.

Жидкостный ракетный двигатель с неизменным секундным расходом топлива в камеру сгорания обеспечивает снаряду полет с переменным ускорением ввиду уменьшения противодавления атмосферы с подъемом в высоту (роста статического члена тяги) и снижения веса снаряда по мере выгорания компонентов топлива на снаряде. Практически же для полета баллистических ракет в атмосфере определенной плотности более целесообразным может ока-

заться полет при постоянном ускорении, что можно осуществить регулированием тяги двигателя. При полете этих ракет в пустоте выгодно иметь двигатель с постоянной тягой. Расчеты показывают, что для получения наилучших летных характеристик ракет различного назначения необходимо регулировать тягу двигателя по времени в соответствии с некоторыми оптимальными для них законами. Это позволяет значительно увеличить полезную нагрузку ракеты по сравнению с ее значением при полете с постоянной тягой.

В случае применения ЖРД для пилотируемых самолетов регулирование их тяги по времени необходимо производить в соответствии с наивыгоднейшими условиями набора высоты, обеспечения максимальной скорости, дальности и продолжительности полета. Например, для получения максимальной скорости полета самолета требуется возможно бóльшая тяга двигателя, а для максимальной дальности и продолжительности полета необходимо, чтобы двигатель работал на соответствующей малой тяге. Для полета самолета на крейсерских режимах и на больших высотах можно регулировать тягу так, чтобы обеспечить в сопле камеры оптимальное расширение газов.

Практически регулирование тяги ЖРД может осуществляться посредством:

1) изменения секундного расхода топлива в камеру сгорания (дросселирования двигателя), т. е. изменения в ней давления;

2) включения или выключения из работы отдельных камер сгорания, если двигатель многокамерный.

Изменять секундный расход топлива в камеру сгорания двигателя можно путем:

а) изменения давления подачи топлива в камеру сгорания через постоянное число форсунок, например, регулированием подачи топлива в газогенератор, в результате чего изменятся число оборотов турбины и производительность насосов системы топливоподачи двигателя;

б) применения поворотных золотников (подобно двигателю БМВ-Р3386), при помощи которых по мере необходимости закрывается или открывается часть форсуночных отверстий в головке камеры сгорания для подачи топлива;

в) применения с той же целью групповой системы форсунок (подобно двигателю «Вальтер» 109-509А), позволяющей по мере надобности включать или выключать из работы отдельные группы топливных форсунок.

В двигателе БМВ-Р3386 поворот регулирующих золотников осуществляется в зависимости от изменения высоты и скорости полета специальным автоматом постоянства числа М. В двигателе «Вальтер» 109-509А камера имеет 12 форсунок щелевого струйного типа. Все эти форсунки объединены в две группы по три форсунки и одну из шести форсунок. Работой этих групп форсунок по мере надобности управляет летчик.

Способ регулирования тяги ЖРД дросселированием является наиболее простым, но весьма неэкономичным, так как при увеличении или уменьшении секундного расхода топлива в камеру сгорания относительно его оптимального значения ухудшаются:

1) процессы распыла и смешения компонентов топлива из-за изменения нормального перепада давления компонентов в форсунках;

2) качество рабочего процесса в камере двигателя вследствие уменьшения в ней давления газов, ухудшения качества распыла и несоответствия объема камеры сгорания и размеров сопла изменившемуся секундному расходу топлива;

3) условия охлаждения камеры двигателя регенеративным способом, особенно в тех случаях, когда один из компонентов топлива служит охлаждающей жидкостью; это может привести к перегреву и даже прогару внутренней оболочки камеры вследствие уменьшения количества топлива в связи с понижением тяги и ухудшения при этом условий теплообмена с оболочкой не соответственно изменившемуся тепловому режиму работы двигателя.

Кроме того, с уменьшением расхода топлива в камеру сгорания в ней снижается давление и поэтому увеличивается степень диссоциации продуктов сгорания, что в общем снижает удельную тягу двигателя и нарушает устойчивость его работы.

Это указывает на то, что способ регулирования тяги двигателя дросселированием может оказаться целесообразным только в сравнительно узких пределах.

Потеря удельной тяги $\Delta P_{уд}$ при дросселировании расхода топлива в камеру двигателя зависит от высоты полета и глубины дросселирования. С подъемом в высоту потеря $\Delta P_{уд}$ уменьшается и в пустоте теоретически равна нулю. Можно считать, что пятикратное уменьшение тяги камеры двигателя за счет дросселирования на уровне моря сопровождается понижением удельной тяги почти на 20% и потерей ее приблизительно на 8% от номинального значения.

Уменьшение потери удельной тяги, обусловленной уменьшением перепада давлений в форсунках в связи с дросселированием расхода топлива, возможно регулированием тяги путем применения упомянутых выше поворотных золотников или групповой системы форсунок. При этих способах регулирования невыключенная часть форсунок работает при расчетных (оптимальных) перепадах давления. Однако такое регулирование тяги также связано с неизбежным ухудшением условий охлаждения камеры двигателя по изложенным выше причинам. Кроме того, выключение из работы части форсунок не обеспечит равномерное распределение компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания, что ухудшит сгорание топлива в относительно большом объеме камеры и вызовет оплавление неработающей части форсунок вследствие притока

к ним газов высокой температуры, а также некоторую асимметрию тяги камеры двигателя.

Качественный распыл компонентов топлива при регулировании тяги двигателя дросселированием расхода топлива возможен при использовании форсунок с сопловым регулированием. Однако такие форсунки конструктивно сложны.

Многокамерные двигатели допускают ступенчатое регулирование тяги выключением или включением отдельных камер для работы на оптимальном режиме без снижения экономичности двигателя. Однако многокамерные (блочные) двигатели имеют сравнительно сложную систему топливоподачи в связи с необходимостью синхронизации тяги отдельных камер и большие габариты. При изменении секундного расхода топлива в камеру сгорания двигателей, работающих с переменной тягой, давление газов в камере должно быть постоянным; значительное снижение его величины приведет к ухудшению рабочего процесса в камере сгорания, к возникновению неустойчивого режима сгорания топлива и другим отрицательным последствиям.

Следовательно, регулирование тяги ЖРД путем дросселирования секундного расхода топлива связано с понижением экономичности работы двигателя, нарушением нормальных условий охлаждения камеры и возникновением неустойчивой работы.

Нижний предел снижения тяги двигателя при дросселировании расхода топлива практически может быть установлен или безопасно допустимым нагревом данной охлаждающей жидкости в тракте камеры или возникновением скачка уплотнения газов в сопле, что может иметь место при отношении давлений газов на выходе из сопла и атмосферного воздуха около $p_в/p_а \leqslant 0{,}4$.

Приведенное отношение давлений показывает, что практически возможная глубина дросселирования двигателя по этому параметру для изменения тяги у земли и на малых высотах меньше, чем на больших высотах. Можно считать, что при понижении тяги и давления газов в камере сгорания двигателя на 80% температура охлаждающей жидкости может повыситься почти на 50%.

Если охлаждающая жидкость допускает только незначительное повышение температуры или требуется весьма глубокое дросселирование камеры двигателя для снижения тяги, то может оказаться необходимым изменение состава топлива для уменьшения температуры продуктов сгорания топлива при весьма малых тягах, применение пленочной защиты оболочки камеры от перегрева и др.

Регулирование тяги двигателя ниже 10% от ее номинального значения практически осуществить невозможно из-за неустойчивого горения топлива в камере сгорания, чрезмерного повышения температуры охлаждающей жидкости и резкого снижения удельной тяги. В некоторых существующих типах авиационных ЖРД, работающих на азотной кислоте и керосине, тяга регулируется в пределах 30—100%. Несколько более широкие пределы регулирования

тяги (12—100%) возможны для двигателей, работающих на самовоспламеняющихся компонентах топлива (табл. 4.1).

Таблица 4.1

Пределы регулирования тяг и некоторых существующих ЖРД

Марка двигателя	Назначение двигателя	Способ регулирования тяги	Тяга двигателя *кг*		Пределы регулирования тяги %
			максим.	миним.	
„Вальтер" 109-509А	Авиационный	Групповые форсунки	1700	200	11,7
BMB-P3386	Зенитный снаряд	Поворотные золотники	380	60	15,7
„Скример"	Авиационный	Дросселирование расхода	3600	450	12,5

Хороший запуск и плавное регулирование тяги двигателя в широких пределах могут быть обеспечены только при сохранении необходимого соотношения компонентов топлива. Это относится также к составу топлива, используемого для работы газогенератора. При невыполнении этого условия может иметь место чрезмерно высокая температура в камере газогенератора или неравномерность сгорания и даже прекращение реакции.

При проектировании любой системы регулирования двигателя необходимо учитывать требования к системе при режимах запуска, нормальной работы и в момент отсечки. В общем случае желательно очень точное регулирование всех трех режимов работы двигателя; однако возможности конструктора в этом отношении ограничены соображениями практического порядка.

Это обстоятельство приводит к появлению новых проблем, в частности, обеспечения одинаковых характеристик насосов, и к усложнению системы регулирования (наличию нескольких цепей обратной связи). Применение блока однокамерных двигателей приводит к дальнейшему усложнению системы в результате появления нескольких цепей регулирования.

Поскольку ЖРД с регулируемой тягой по определенному закону конструктивно очень сложны, то применение их в ряде случаев оказывается нецелесообразным. На этом основании тяга большинства выполненных современных снарядов не регулируется. В двигателях дальнобойных снарядов регулирование тяги может осущест-

вляться в виде одной ступени при запуске и за несколько секунд до остановки двигателя, что вызывается необходимостью обеспечить надежный запуск и остановку двигателя согласно заданной программе.

§ 10. Расходные характеристики двигателя

Расходными или дроссельными характеристиками ЖРД называются зависимости абсолютной P и удельной $P_{уд}$ тяг двигателя при определенных значениях высоты и скорости полета от давления в камере сгорания $p_к$, т. е.

$$P \text{ и } P_{уд} = f(p_к),$$

или от факторов, определяющих величину этого давления, как то: секундного расхода топлива в камеру сгорания C_s; давления подачи компонентов топлива в камеру сгорания $p_п$; числа оборотов n турбонасосного агрегата, если он входит в систему топливоподачи двигателя, и др.

При помощи расходных характеристик обычно устанавливается наивыгоднейший режим работы двигателя в эксплуатационных условиях и выявляются целесообразность и пределы регулирования тяги изменением секундного расхода топлива в камеру сгорания.

Расходные характеристики ЖРД по давлению газов в камере сгорания могут быть построены по данным земных испытаний двигателя на стенде и аналитического расчета для земных или произвольных значений высоты и скорости полета.

Расходные характеристики с работающего двигателя на испытательном стенде обычно снимаются при неизменном весовом соотношении компонентов топлива. Выполнение этого условия при переменных режимах работы двигателя практически весьма затруднено. Расходные характеристики могут также сниматься для определения удельной тяги двигателя при разных весовых соотношениях компонентов топлива.

Рассчитать расходные характеристики двигателя практически можно только приближенно, так как нельзя точно оценить уменьшение коэффициента тепловыделения топлива $\varphi_к$ и изменение показателя политропы n расширения газов в сопле в связи с изменением секундного расхода топлива в камеру сгорания G_s относительно его расчетного номинального значения $G_{s\,р}$. При расчетах расходных характеристик приходится принимать значения $\varphi_к$ и n постоянными и равными их значениям при работе двигателя на оптимальном режиме.

Без учета изменения $\varphi_к$ и n по расходной характеристике двигателя имеют место соотношения:

$$\frac{G_s}{G_{s\,р}} = \frac{p_к}{p_{к.р}},$$

откуда $C_s = G_{s\,р}\frac{p_к}{p_{к.р}}$ *кг/сек*;

$$\frac{p_в}{p_{в.р}} = \frac{p_к}{p_{к.р}},$$

откуда $p_в = p_к \frac{p_{в.р}}{p_{к.р}}$ *ата*;

$$\frac{\Delta p_{с.п}}{\Delta p_{с.п.р}} = \left(\frac{G_s}{G_{s\,р}}\right)^2,$$

откуда $\Delta p_{с.п} = \Delta p_{с.п.р}\left(\frac{G_s}{G_{s\,р}}\right)^2 = \Delta p_{с.п.р}\left(\frac{p_к}{p_{к.р}}\right)^2$,

где $\Delta p_{с.п.р}$ и $\Delta p_{с.п}$ — суммарный перепад давления топлива в вытеснительной системе подачи двигателя при работе камеры соответственно на расчетном и нерасчетном режимах работы в *кг/см*^{2}.

С учетом этих соотношений общему уравнению тяги камеры двигателя можно придать вид

$$P_н = \frac{w_в}{h} G_s + F_в p_в - F_в p_а = \frac{w_в}{g} G_{s\,р}\frac{p_к}{p_{к.р}} + F_в p_к \frac{p_{в.р}}{p_{к.р}} - F_в p_а =$$

$$= \left(\frac{w_в}{g}\cdot\frac{G_{s\,р}}{p_{к.р}} + F_в\frac{p_{в.р}}{p_{к.р}}\right)p_к - F_в p_а = \left(\frac{P_{дин}}{p_{к.р}} + F_в\frac{p_{в.р}}{p_{к.р}}\right)p_к - F_в p_а.$$

Заменяя в этом выражении постоянное значение для данного двигателя $\frac{P_{дин}}{p_{к.р}} + F_в\frac{p_{в.р}}{p_{к.р}} = A$, получим окончательно уравнение для вычисления тяги двигателя при выбранных значениях давления в камере сгорания:

$$P_н = Ap_к - F_в p_а.$$

Так как согласно приведенному выше соотношению $p_к = \frac{p_{к.р}}{G_{s\,р}} G_s$, то последнему уравнению можно придать вид

$$P_н = Ap_к - F_в p_а = A\frac{p_{к.р}}{G_{s\,р}} G_s - F_в p_а = A' G_s - F_в p_а,$$

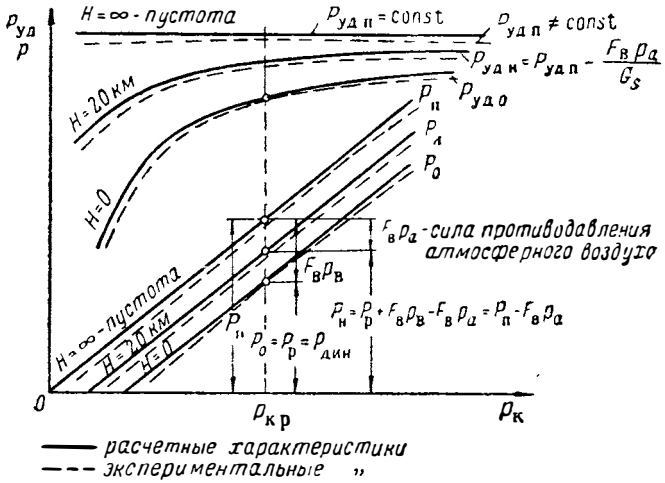
где $A' = \frac{P_{дин} + F_в p_{в.р}}{G_{s\,р}}$ — постоянная величина для данного двигателя.

Секундный расход топлива в камеру сгорания при работе двигателя на расчетном режиме $G_{s\,р}$ определяется по формулам § 8 этой главы.

Тяга камеры двигателя при работе в пустоте, т. е. при $F_в p_а = 0$, определится по формулам:

$$P_п = Ap_к \text{ или } P_п = A'G_s.$$

Эти формулы показывают, что при работе двигателя в пустоте зависимость $P_п$ от $p_к$ или G_s представляет собой прямую линию, проходящую через начало координат, а при работе в атмосфере — прямую линию, расположенную ниже предыдущей на величину $F_в p_а$ (фиг. 4. 15 и 4. 16). Следует иметь в виду, что расходная характеристика двигателя в реальных условиях представляет собой



Фиг. 4. 15. Примерные расходные характеристики двигателя при работе в атмосфере и в пустоте.

почти прямую линию только до расходов топлива в камеру, равных ~30—40% от номинального. При более низких расходах топлива расходная характеристика протекает по круто возрастающей кривой, направленной своей левой ветвью вниз.

Удельная тяга камеры двигателя при соответствующем значении $p_к$ определится по формуле

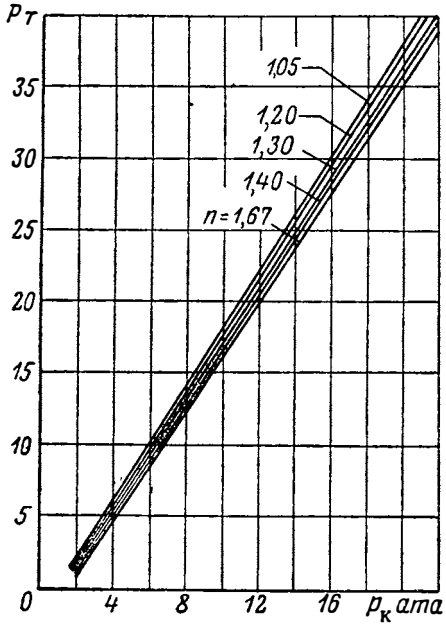
$$P_{уд.н} = \frac{P_н}{G_s} = \frac{Ap_к - F_в p_а}{G_{s\,р}} = \frac{Ap_{к.р}}{G_{s\,р}} - \frac{F_в p_{к.р}}{G_{s\,р}} \frac{p_а}{p_к}.$$

Для данного двигателя отношение $Ap_{к.р}/G_{s\,р}$ есть величина постоянная. Обозначив ее через B и учитывая, что в пустоте $p_а = 0$, находим выражение для работы двигателя в пустоте:

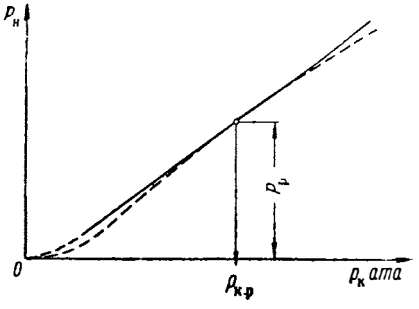
$$P_{уд.п} = \frac{Ap_{к.р}}{G_{s\,р}} = B = \text{const}.$$

Это выражение показывает, что при допущении постоянства $\varphi_к$ и n по дроссельной характеристике изменение удельной тяги в зависимости от $p_к$ или $G_в$ при работе двигателя в пустоте представляет собой горизонтальную линию (см. фиг. 4. 15).

Вследствие ухудшения экономичности работы двигателя в связи с изменением $G_в$ относительно $G_{в\,р}$ и наличия гидродинамических потерь энергии газов ввиду работы сопла в оптимальных условиях реальная зависимость тяги от давления в камере сгорания представляет собой некоторую кривую линию, близкую к прямой (фиг. 4. 17). Так как кривизна этой линии весьма незначительна, то при отсутствии данных стендовых



Фиг. 4. 16. Расходные характеристики двигателя А-4 при работе на уровне моря, вычисленные при различных показателях политропы n.



Фиг. 4. 17. Примерные графики расчетной (сплошная линия) и экспериментальной (пунктирная линия) расходных характеристик двигателя при работе у земли.

испытаний двигателя можно вполне полагаться на расчетные расходные характеристики.

Расчет изменения тяги двигателя от $p_к$ может быть выполнен при помощи номограммы фиг. 4. 10 в следующем порядке:

1) для заданного значения $f_в = F_в/F_{кр}$ и выбранной величины n по номограмме определяют отношение $p_к/p_в$ и коэффициент тяги в пустоте $K_п$;

2) для каждого выбранного значения $p_к$ определяют $K_н = K_п - f_в \frac{p_а}{p_к}$ и вычисляют тягу двигателя по формуле $P_н = K_н p_к F_{кр}$.

В основу расчета зависимости $P_н$ и $P_{уд\,н}$ от $p_к$ также может быть положена уже известная общая формула тяги двигателя:

$$P_{\text{и}}=p_{\text{к}}F_{\text{кр}}\sqrt{\frac{2n^2}{n-1}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}\left[1-\left(\frac{p_{\text{в}}}{p_{\text{к}}}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]}+F_{\text{в}}(p_{\text{в}}-p_{\text{а}}).$$

Для вычисления тяги двигателя по этой формуле при выбранных значениях $p_{\text{к}}$ (например, при $p_{\text{к}}=5$; 10; 15; 20 *ата* и т. д.) нужно задаться предполагаемым средним значением показателя политропы n и при помощи графиков фиг. 3. 9 определить в зависимости от $f_{\text{в}}=F_{\text{в}}/F_{\text{кр}}$ данного двигателя и выбранного значения n отношение $p_{\text{к}}/p_{\text{в}}$, а затем $p_{\text{в}}$.

На фиг. 4. 16 приведены результаты таких расчетов дроссельных характеристик двигателя А-4 при работе на уровне моря при различных значениях n. Для этого двигателя $f_{\text{в}}=3{,}42$.

Кривые этой фигуры показывают, что n незначительно влияет на дроссельную характеристику двигателя. Например, при изменении n от 1 до 1,67 тяга двигателя А-4 при данном $p_{\text{к}}$ изменяется приблизительно на 10%. Увеличение n при неизменном $p_{\text{к}}$ вызывает уменьшение тяги двигателя.

Так как при соответствующих значениях $p_{\text{к}}$ невозможно точно оценить величину показателя политропы n расширения газов в сопле, то и в этом случае результаты расходной характеристики двигателя получаются приближенными.

Для выполненных двигателей среднее значение n достаточно точно можно определить по замеренным во время экспериментов величинам $p_{\text{к}}$ и $p_{\text{в}}$.

Для построения расходных характеристик камеры двигателя можно пользоваться формулами:

$$P_{\text{н}}=p_{\text{к}}F_{\text{кр}}\varphi_{\text{с}}K_{\text{п.т}}-F_{\text{в}}p_{\text{а}};\quad G_s=\frac{G_{s\,\text{р}}}{p_{\text{к.р}}}p_{\text{к}}\ \text{и}\ P_{\text{уд.н}}=\frac{P_{\text{н}}}{G_s}.$$

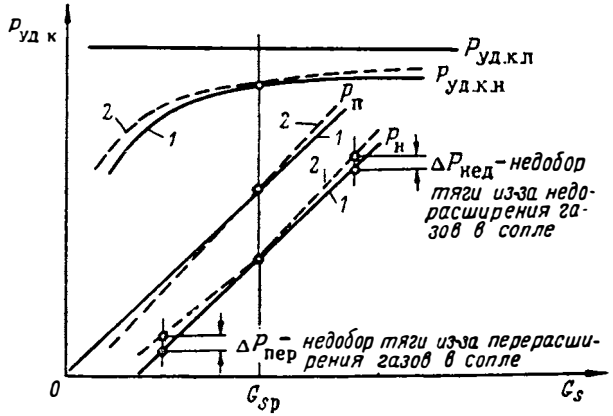
Для расчета расходных характеристик двигателя по давлению подачи компонентов топлива в камеру сгорания $p_{\text{п}}$ можно пользоваться формулой

$$p_{\text{п}}=p_{\text{к}}+\Delta p_{\text{с.п}}=p_{\text{к}}+\Delta p_{\text{с.п.р}}\left(\frac{p_{\text{к}}}{p_{\text{к.р}}}\right)^2=p_{\text{к}}+\Delta p_{\text{с.п.р}}\left(\frac{G_s}{G_{s\,\text{р}}}\right)^2.$$

Двигатели последних ступеней составных снарядов должны начинать и кончать свою работу в пустоте. Это обстоятельство требует знания расходных характеристик высотных и чрезмерно высотных двигателей и уметь строить их на основе данных земных стендовых испытаний.

На фиг. 4. 18 показаны расходные характеристики ЖРД с нерегулируемым высотным соплом по расходу G_s (сплошные линии) и с идеально регулируемым соплом в соответствии с расчетными условиями работы (при $p_{\text{в}}=p_{\text{а}}$).

В данном случае при отклонении G_s от расчетной величины G_{sp} регулирование сопла производят его укорочением или удлинением.

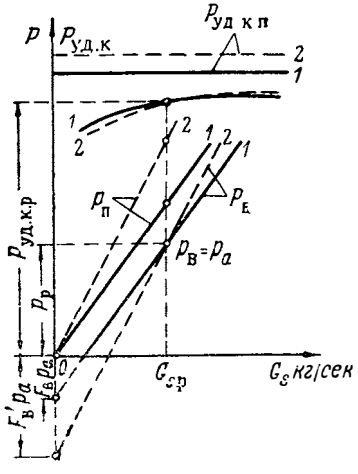


Фиг. 4. 18. Расходные характеристики двигателя с нерегулируемым и с идеально регулируемым по высоте соплом.

1—двигатель с нерегулируемым по высоте полета соплом, *2*—двигатель с идеально регулируемым соплом.

При этом нерегулируемое сопло двигателя работает в неоптимальных условиях, т. е. с перерасширением или недорасширением газов относительно давления окружающей среды p_a.

На фиг. 4. 19 показаны расходные характеристики невысотного и высотного ЖРД при работе в атмосфере и в пустоте (пунктирные линии относятся к высотному двигателю).



Фиг. 4. 19. Расходные характеристики невысотного и высотного двигателей.

1—невысотный двигатель, *2*—высотный двигатель.

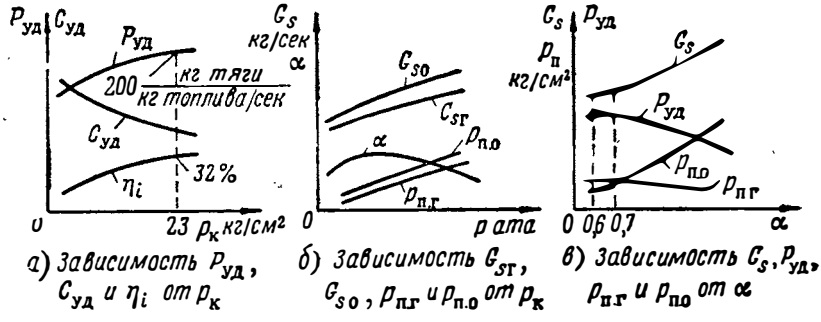
Сравнивать расчетные и экспериментальные расходные характеристики ЖРД можно только при условии приведения их к одинаковым условиям (лучше к нормальным).

Для выбора наивыгоднейшего режима работы двигателя также представляют интерес следующие примерные его характеристики (фиг. 4.20):

1) зависимости удельного расхода топлива $C_{уд}$ и внутреннего к. п. д. η_i двигателя от давления в камере сгорания $p_к$;

2) зависимости секундных расходов в камеру сгорания горючего $G_{s\,г}$ и окислителя $G_{s\,о}$, давлений их подачи $p_{п.г}$ и $p_{п.о}$ и коэффициента избытка окислителя в топливе α от давления в камере сгорания;

3) зависимости секундного расхода топлива в камеру сгорания G_s, давлений подачи компонентов топлива $p_{п.г}$ и $p_{п.о}$ абсолютной P и удельной $p_{уд}$ тяг двигателя от коэффициента избытка окислителя α.



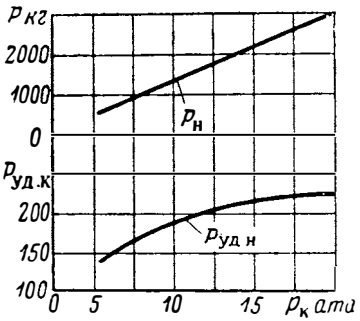
а) Зависимость $P_{уд}$, $C_{уд}$ и η_i от $p_к$

б) Зависимость $C_{sг}$, G_{so}, $p_{п.г}$ и $p_{п.о}$ от $p_к$

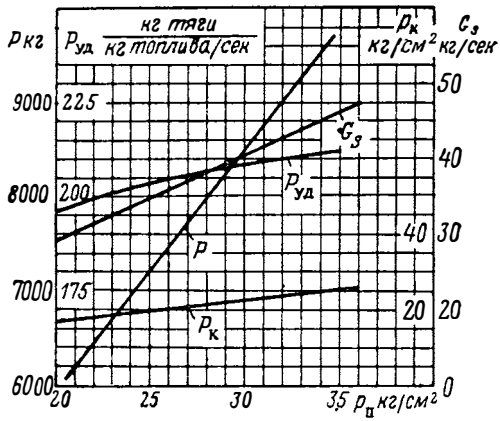
в) Зависимость C_s, $p_{уд}$, $p_{п.г}$ и $p_{по}$ от α

Фиг. 4. 20. Зависимость некоторых параметров рабочего процесса двигателя от давления в камере сгорания и коэффициента избытка окислителя в топливе.

Совокупность различных расходных и высотных характеристик позволяет достаточно точно оценить ЖРД любого типа и конструкции с точки зрения секундного расхода топлива, силы тяги, эффективности работы и тех требований, которые предъявляются к камере, агрегатам системы топливоподачи и регулированию работы двигателя.



Фиг. 4. 21. Расчетные расходные характеристики двигателя (пример 3).



Фиг. 4. 22. Расчетные расходные характеристики двигателя.

Пример 3. Рассчитать расходную характеристику двигателя при $p_к = 20$, 15, 10 и 5 *кг/см²* для $V = 0$ и $H = 0$, если $P_р = 3000$ *кг*, $F_в = 407{,}1$ *см²*, $p_{к.р} = 20$ *кг/см²*, $G_{s\,р} = 13{,}54$ *кг/сек*, $p_{в.р} = 1{,}00$ *кг/см²*.

Решение.

1. При заданных исходных данных двигателя расчетные формулы расходной характеристики примут вид

$$P_н = 170{,}3p_к - 407{,}1 \text{ кг};$$

$$P_{уд.н} = 251{,}1 - \frac{602}{p_к} \frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}}.$$

2. Результаты вычислений абсолютной и удельной тяг для заданных давлений газов в камере сгорания сведены в табл. 4.2 и представлены графически на фиг. 4.21.

Таблица 4.2

$p_к$, кг/см²	20	15	10	5
$P_н$ кг	3000	2150	1296	445
$P_{уд.н}$ $\frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}}$	221	210	191	131

На фиг. 4.22 показана расходная характеристика двигателя в зависимости от давления подачи топлива, имеющего у земли расчетную тягу 8500 *кг* и удельную тягу 213 $\frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}}$, давление в камере сгорания 22 *ата*, давление в выходном сечении сопла 1 *ата*, секундный расход топлива в камеру сгорания 39,9 *кг/сек* и перепад давлений в топливной магистрали 7,7 *ата*. Площадь выходного сечения сопла камеры 1052 *см*².

§ 11. Реальные расходные характеристики ЖРД

Реальные расходные характеристики можно построить по данным стендовых огневых испытаний ЖРД, т. е. с учетом фактических значений различных побочных параметров двигателя, влияющих на его работу в любой момент времени.

При работе двигателя в реальных условиях изменяются следующие параметры, которые влияют на величины абсолютной и удельной тяг:

1) удельные веса рабочих компонентов двигателя (топлива и средств парогазогенерации) в связи с изменением их температуры;

2) напор компонентов топлива перед насосами по мере их расхода;

3) соотношение компонентов топлива (их весовая концентрация);

4) давление парогаза перед ТНА или давление в баках при других системах топливоподачи и др.

При изменении этих параметров соответственно изменяются число оборотов ТНА, секундные расходы рабочих компонентов в двигателе, давление в камере сгорания и, следовательно, тяга двигателя.

Расходные и высотные характеристики ЖРД обычно рассчитывают при постоянных номинальных значениях этих параметров. Они всегда отличаются от его экспериментальных характеристик. Для построения расчетным путем точных характеристик двигателя следует учесть изменение его упомянутых выше факторов; при этом получается следующая система уравнений:

$$\left.\begin{aligned}
\Delta G_{s\,o} &= a\Delta p_o + b\Delta p_г + c\Delta\gamma_o + e\Delta\gamma_г + f\Delta G_{пг} + i\Delta c_1;\\
\Delta G_{s\,г} &= a'\Delta p_o + b'\Delta p_г + c'\Delta\gamma_o + e'\Delta\gamma_г + f'\Delta G_{пг} + i'\Delta c_1;\\
\Delta n &= l\Delta G_{s\,o} + m\Delta G_{s\,г} + o\Delta\gamma_o + q\Delta\gamma_г + r\Delta G_{пг} + s\Delta c_1,
\end{aligned}\right\} \quad (4.28)$$

где $\Delta G_{s\,o}$ и $\Delta G_{s\,г}$ — изменение секундного расхода соответственно окислителя и горючего в *кг/сек*;

Δp_o и $\Delta p_г$ — изменение напоров компонентов топлива перед насосами;

$\Delta\gamma_o$ и $\Delta\gamma_г$ — изменение удельных весов тех же компонентов топлива;

$\Delta G_{пг}$ — изменение расхода парогаза в *кг/сек*;

Δc_1 — изменение скорости парогаза на выходе из сопел турбины ТНА, определяемое изменением температуры и состава рабочего тела парогазогенерации;

Δn — изменение числа оборотов ТНА;

$a, b, c \ldots, a', b', c' \ldots$ — постоянные коэффициенты.

При этом изменение секундного расхода топлива в камеру сгорания двигателя выразится формулой

$$\Delta G_s = \Delta G_{s\,o} + \Delta G_{s\,г} = (a+a')\Delta p_0 + (b+b')\Delta p_г + (c+c')\Delta\gamma_o + \\ + (e+e')\Delta\gamma_г + (f+f')\Delta G_{пг} + (i+i')\Delta c_1. \quad (4.29)$$

Изменение весового коэффициента состава топлива будет

$$\Delta\chi = \frac{G_{s\,o} + \Delta G_{s\,o}}{G_{s\,г} + \Delta G_{s\,г}} - \chi, \quad (4.30)$$

где χ — коэффициент состава топлива при работе двигателя на номинальном режиме (когда все изменения побочных параметров равны нулю).

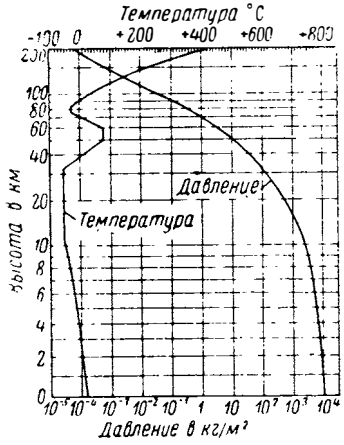
Изменение тяги двигателя при этом находят при помощи расходных характеристик с учетом найденных значений ΔG_s и $\Delta\chi$.

При полете двигателя на различных высотах, с большими скоростями или ускорениями число побочных факторов, влияющих на работу двигателя, увеличивается.

Ускорение боевого аппарата во время полета обусловливается в основном уменьшением веса аппарата вследствие расхода топлива из баков и понижением с высотой сопротивления атмосферного воздуха.

§ 12. Высотные характеристики двигателя

Для целесообразного использования двигателя важно знать, как изменяются его характеристики при изменении внешних условий работы, т. е. высоты H и скорости V полета.



Фиг. 4.23. Температура и давление в атмосфере на высотах от нуля до 200 км.

Высотной характеристикой ЖРД называется зависимость абсолютной P и удельной $P_{уд}$ тяг двигателя от высоты полета H при определенном давлении в камере сгорания $p_к$ и постоянной скорости полета V.

Так как двигатель может работать на режимах максимальной, номинальной и минимальной тяг, то высотную характеристику двигателя необходимо строить для нескольких давлений в камере сгорания, обусловливающих эти режимы работы.

Построение высотных и скоростных характеристик ЖРД опытным путем связано с чрезмерно большими трудностями, так как для этого требуется применить весьма сложное оборудование — специальные аэродинамические трубы и барокамеры, обеспечивающие натурные испытания работающего двигателя на боевом аппарате, оснащенные аппаратурой, позволяющей с достаточной точностью замерить необходимые параметры. Поэтому обычно эти характеристики ЖРД строят расчетным путем. При этом точный расчет этих характеристик весьма усложняется невозможностью точно оценить изменение давления атмосферного воздуха вокруг двигателя и за его соплом при изменении высоты и скорости полета.

Давление окружающей среды $p_а$, в которую происходит истечение газов из сопла двигателя, является основным внешним фактором, влияющим на величины абсолютной и удельной тяг двигателя. Это давление изменяется в зависимости от изменения высоты и скорости полета.

Для построения высотной характеристики ЖРД без учета изменения давления воздуха за соплом двигателя вследствие изменения скорости полета (идеальной высотной характеристики двигателя) значения $p_а$ в зависимости от высоты полета можно брать из

табл. 4. 3 Международной стандартной атмосферы, которая составлена до высоты 75 *км*.

При высотах свыше 25 *км* значение p_a можно оценивать по графикам фиг. 4. 23. Графики эти показывают, что на больших высотах p_a настолько мало, что им можно пренебречь; если на высоте 20 *км* считать $p_a=0$, то ошибка в вычислении тяги не превысит 1%. Поэтому высотные характеристики двигателя с достаточной точностью можно рассчитывать только по данным табл. 4. 3.

Таблица 4.3

Международная стандартная атмосфера

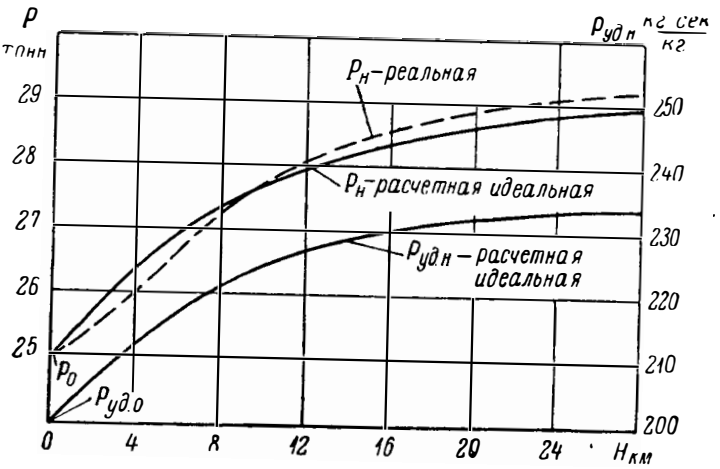
Высота *км*	Давление *кг/см²*	Температура T °К	Высота *км*	Давление *кг/см²*	Температура T °К
0	1,033	288	16	0,113	216,5
1	0,917	281,5	17	0,089	216,5
2	0,811	275	18	0,076	216,5
3	0,715	268,5	19	0,065	216,5
4	0,620	262	20	0,056	216,5
5	0,550	255,5	21	0,048	216,5
6	0,481	249	22	0,041	216,5
7	0,418	242,5	23	0,035	216,5
8	0,363	236	24	0,030	216,5
9	0,314	229,5	25	0,025	216,5
10	0,269	223	26	0,020	216,5
11	0,231	216,5	30	0,0124	
12	0,197	216,5	40	0,003	
13	0,168	216,5	50	0,00093	
14	0,143	216,5	60	0,00031	
15	0,122	216,5	75	0,000031	

Относительное увеличение тяги ЖРД с подъемом на высоту зависит от высотности сопла и в современных двигателях в пределах изменения атмосферного давления от одной атмосферы до пустоты может достигать 10—20%.

Определение p_a в зависимости от скорости полета представляет большие трудности и возможно только на основании аэродинамического расчета боевого аппарата с учетом формы последнего.

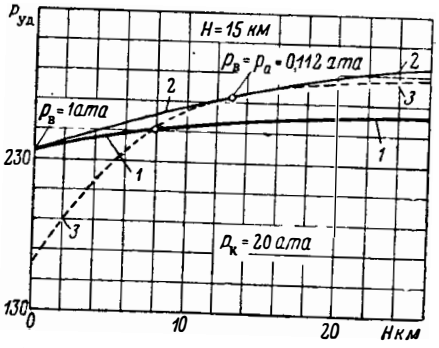
На фиг. 4. 24 показаны высотные характеристики двигателя А-4, имеющего $F_в=4295$ *см²*, $p_в=0.85$ *ата*, $P_0=25$ *т* и $P_{уд}=200$ $\frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}}$.

Кривые этой фигуры показывают, что на высоте 28 *км* двигатель развивает приблизительно на 15,5% бо́льшую тягу, чем у зем-



Фиг. 4. 24. Высотные характеристики двигателя А-4 (пунктиром показана реальная характеристика).

ли, а при работе в пустоте — на 17%. При неизменном расходе в камеру сгорания на столько же процентов возрастает и удельная тяга двигателя.



Фиг. 4. 25. Высотные характеристики невысотного и высотного двигателей, а также двигателя с идеально регулируемым по высоте соплом.

1—невысотный двигатель, *2*—двигатели с идеально регулируемым по высоте соплом, *3*—высотный двигатель.

На фиг. 4. 25 показаны примерные расчетные высотные характеристики невысотного и высотного двигателей, а также двигателя с идеально регулируемым соплом по высоте полета, построенные по значениям p_a, взятым из табл. 4. 7. Все эти двигатели идентичны, т. е. работают на одном и том же топливе и одинаковом давлении в камере сгорания.

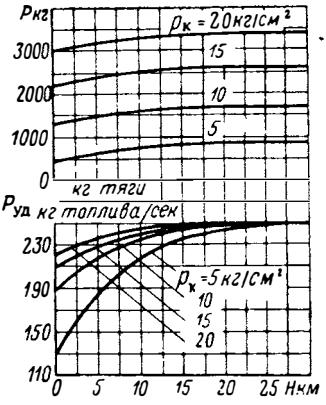
Кривые этой фигуры показывают, что:

1) высотный двигатель имеет относительно малую тягу у земли, что ухудшает стартовые свойства боевого аппарата;

2) при увеличении высоты полета абсолютная тяга высотного двигателя возрастает более интенсивно, чем у невысотного двигателя, причем тем больше, чем больше высотность двигателя;

3) двигатель с идеально регулируемым соплом по высоте полета имеет относительно наиболее благоприятную характеристику, что указывает на необходимость выполнения такого двигателя с регулируемой высотностью хотя бы на одно или два фиксированных положения.

Двигатель, помимо высокой экономичности работы, должен обеспечить аппарату хороший взлет, т. е. его тяга у земли должна в заданное число раз превышать стартовой вес аппарата. Коэффициент относительной тяги двигателя $b=P_0/G_0$ зависит от тактического назначения снаряда. Расчеты показывают, что с повышением давления в камере сгорания увеличение абсолютной и удельной тяг двигателя по высоте полета становится все менее значительным. Следует иметь в виду, что удельная тяга будет изменяться в зависимости от абсолютной тяги двигателя, так как G_s от p_a не зависит и при расчете внешней характеристики остается постоянным.



Фиг. 4.26. Расчетные высотные характеристики двигателя (см. пример 4).

Пример 4. Рассчитать высотные характеристики двигателя при $p_к = 20$; 15; 10 и 5 *кг/см²* для высот полета $H = 0$; 5; 10; 20 и 30 *км*, если $P_р = 3000$ *кг*, $F_в = 407{,}1$ *см²*, $p_к = 20$ *кг/см²*, $G_{s\,р} = 13{,}54$ *кг/сек*, $p_{в.р} = 1{,}00$ *кг/см²*.

Решение.

1. Абсолютную и удельную тяги двигателя определяем по формулам:

$$P_н = AP_к - F_в p_а \text{ и } P_{уд.н} = \frac{P_н}{G_s} = B - C\frac{p_а}{p_к},$$

которые при заданных параметрах приводятся к виду:

а) при $p_к = 20$ *кг/см²* $P_н = 3407 \div 407{,}1\ p_а$;
$P_{уд.н} = 251{,}1 \div 30{,}1\ p_а$;

б) при $p_к = 15$ *кг/см²* $P_н = 2557 \div 407{,}1 p_а$;
$P_{уд.н} = 251{,}1 - 20{,}1 p_а$;

в) при $p_к = 10$ *кг/см²* $P_н = 1703 \div 407{,}1 p_а$;
$P_{уд.н} = 251{,}1 \div 60{,}2 p_а$;

г) при $p_к = 5$ *кг/см²* $P_н = 852 \div 407{,}1 p_а$;
$P_{уд.н} = 251{,}1 \div 120{,}4 p_а$,

где $p_а$ в *кг/см²* и $P_{уд.н}$ в $\frac{\text{кг тяги}}{\text{кг топлива/сек}}$.

2. Атмосферное давление для заданных высот, взятое из табл. 4.7, приведено в табл. 4.4.

3. Результаты вычислений абсолютной и удельной тяг при заданных высотах полета сведены в табл. 4.5 и представлены графически на фиг. 4.26.

Таблица 4.4

H, км	0	5	10	20	30
p_a, кг/см²	1,033	0,550	0,269	0,055	0,011

Таблица 4.5

Значения $P_н/P_{уд.\ н}$ по высоте полета

Давление в камере сгорания $P_к$ кг/см²	Высота полета H в км				
	0	5	10	20	30
20	2986 / 220	3198 / 235	3298 / 243	3385 / 250	3404 / 251
15	2137 / 210	2333 / 229	2448 / 240	2535 / 249	2553 / 251
10	1283 / 189	1479 / 218	1594 / 235	1681 / 248	1699 / 251
5	432 / 127	628 / 185	743 / 210	830 / 245	848 / 250

§ 13. Реальные высотные характеристики ЖРД

В предыдущем параграфе нами рассмотрено изменение абсолютной и удельной тяг двигателя в зависимости от естественного изменения давления невозмущенного атмосферного воздуха по высоте полета. В реальных же условиях работы двигателя давление окружающей среды за соплом камеры всегда меньше давления невозмущенного воздуха. Это явление обусловливается разрежением, возникающим за соплом двигателя при его полете с большими скоростями и ускорениями, и влияет на величину тяги двигателя. Поэтому при точном расчете высотных характеристик двигателя необходимо учитывать конкретные внешние условия его работы.

В реальных условиях работы абсолютная тяга двигателя зависит от следующих факторов:

1) высоты, скорости и ускорения полета боевого аппарата;
2) системы наддува топливных баков;

3) системы топливоподачи двигателя;

4) удельного веса и уровня компонентов топлива в баках и др.

Часть этих факторов влияет в сторону увеличения, а часть — уменьшения абсолютной тяги двигателя. Например, при увеличении высоты и скорости полета боевого аппарата типа А-4 уменьшается давление воздуха вокруг двигателя относительно атмосферного давления, а при большой скорости полета (свыше числа $M=2{,}6$) образующееся за соплом двигателя разрежение доходит даже до полного вакуума, в результате чего происходит следующее.

1. *Увеличивается степень расширения газов за соплом двигателя* вследствие уменьшения противодавления p_a, в связи с чем возрастает тяга двигателя за счет роста статистического члена $P_{ст}=F_в(p_в-p_а)$.

2. *Увеличивается степень расширения отработавших газов турбины насосного агрегата при их истечении в окружающую среду,* в связи с чем возрастает доля тяги отработавших газов турбонасосного агрегата двигателя $\Delta P_{ТНА}$ вследствие уменьшения противодавления $p_а$ (если ТНА входит в систему топливоподачи двигателя и отработавшие в турбине газы при истечении в окружающую среду дополнительно расширяются и создают тягу).

3. *Уменьшается давление бортового газа на выходе из редуктора давления топливной системы двигателя* вследствие уменьшения давления окружающей среды $p_а$ на мембрану редуктора, в связи с чем уменьшается подача парогаза в турбину, обороты ее падают, производительность насосов снижается, что приводит к уменьшению тяги двигателя. Аналогичное влияние на тягу двигателя возможно при наличии других приборов, чувствительных к изменению давления окружающей среды.

4. *Изменяется давление на всасывании топливных насосов* двигателя вследствие изменения наддува топливных баков (если используется скоростной наддув или наддув от бортового источника сжатого газа), в связи с чем изменяется секундная подача топлива в камеру сгорания и, следовательно, тяга двигателя.

5. *Увеличивается напор компонентов топлива перед насосами* за счет инерционных сил, возникающих при ускорении боевого аппарата, причем тем больше, чем выше удельный вес и уровень компонентов топлива в баках перед насосами, что аналогично п. 4 изменяет тягу двигателя.

6. *Уменьшается весовое соотношение компонентов топлива при их подаче в камеру сгорания двигателя* под воздействием факторов, упомянутых в пп. 3—5, в связи с чем изменяются теплоэффективность топлива и, следовательно, тяга двигателя.

Для учета влияния всех перечисленных выше факторов на величину тяги и построения реальной высотной характеристики необходимо иметь основные характеристики:

а) камеры сгорания и сопла двигателя — давление газов в камере и на выходе из сопла, площадь выходного сечения сопла;

б) системы топливоподачи—турбины, насосов, регуляторов давления и т. п. и

в) боевого аппарата — высоту, скорость, ускорение полета, углы поворота во времени, так как один и тот же двигатель может показать различные реальные характеристики в зависимости от того снаряда, на котором он установлен.

Практически эта задача сводится к составлению и совместному приближенному решению нескольких уравнений, учитывающих влияние перечисленных выше факторов на работу двигателя.

Главным из этих факторов является давление атмосферного воздуха за соплом двигателя, поэтому его величину при проектировании ЖРД необходимо оценивать с учетом конкретных условий работы двигателя.

Реальная высотная характеристика двигателя, т. е. с учетом влияния на работу двигателя всех перечисленных факторов, выражается уравнением

$$P_{\Sigma H} = P_{\text{р}}\left(1 + \frac{\Delta G_s}{G_s}\right) + F_{\text{в}}(P_{\text{в}} - p_{\text{а}}) + \Delta P_{\text{ТНА}} - \Delta P_{\text{рул}}, \qquad (4.31)$$

где $P_{\text{р}}$ — тяга двигателя у земли на расчетном номинальном режиме;

$\Delta P_{\text{ТНА}}$ — тяга, создаваемая отработавшими газами ТНА;

$\Delta P_{\text{рул}}$ — потеря тяги двигателя на газовых рулях;

$\Delta G_s = \Delta G_{s\,\text{г}} + \Delta G_{s\,\text{о}}$ — изменение секундного расхода топлива в камеру сгорания в *кг/сек* вследствие:

а) влияния изменения давления окружающего воздуха на работу редуктора давления, определяющего в свою очередь режимы работы ПГГ и ТНА (если таковые входят в систему топливоподачи двигателя);

б) влияния на работу насосов переменного скоростного наддува топливных баков; при увеличении высоты полета скоростной наддув уменьшается, а при увеличении скорости полета — увеличивается;

в) влияния изменения уровня компонентов топлива в баках вследствие их расходов;

г) влияния изменения напора компонентов топлива в баках за счет инерционных сил, возникающих при ускорении боевого аппарата, и других причин.

На фиг. 4. 24 приведены результаты расчета реальной высотной характеристики двигателя А-4, установленного на снаряде дальнего действия.

Очевидно, что один и тот же двигатель может иметь различные реальные высотные характеристики в зависимости от особенностей тех аппаратов, на которых он установлен. Изменение конструкции, емкости топливных баков, скорости и ускорения взлета, величины наддува баков и т. п. неизбежно вызывает изменение давления подачи компонентов топлива в камеру сгорания и, следовательно, тяги двигателя.

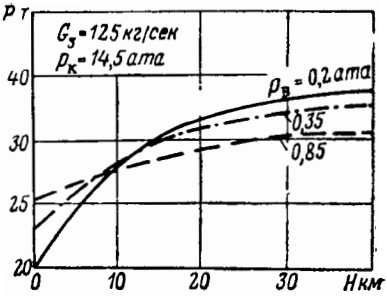
Построение реальных высотных характеристик ЖРД для аппаратов тесно связано с расчетом элементов траектории этих аппаратов. Поэтому высотная характеристика двигателя и траектория полета аппарата должны определяться совместными расчетами.

Кривые фиг. 4. 24 показывают, что реальная высотная характеристика двигателя незначительно отличается (на 1—3%) от идеальной характеристики (пунктирная линия), вычисленной при тех же начальных условиях по упрощенной формуле, учитывающей только за соплом двигателя нормальное давление невозмущенного воздуха по высоте полета. Имея в виду это обстоятельство, можно пользоваться для расчета высотных характеристик упрощенной формулой тяги.

§ 14. Выбор оптимальной высотности сопла камеры двигателя

Одним из основных параметров, непосредственно влияющим на величину абсолютной тяги двигателя, является давление окружающей среды, которое при полете аппарата может изменяться в зависимости от высоты и скорости полета.

Двигатели большинства аппаратов с подъемом на высоту работают без изменения давления газов в камере сгорания, но так как при этом атмосферное давление p_a уменьшается, то возникает необходимость для аппаратов такого типа использовать высотные двигатели, у которых при работе у земли давление газов в выходном сечении сопла $p_в$ несколько меньше давления атмосферного воздуха p_a.



Фиг. 4. 27. Расчетные высотные характеристики двигателя А-4 при условно различных длинах сопла.

При правильном выборе величины $p_в$ двигатель может развивать наибольшую по траектории полета среднюю удельную тягу $P_{уд.ср}$ и обеспечить этим аппарату при прочих равных условиях максимальную дальность полета.

Результаты вычислений и построения высотных характеристик для двигателя А-4 соплами различной высотности при прочих равных условиях (см. фиг. 4. 27) показывают, что:

1) двигатель небольшой высотности ($p_в$=0,85 *ата*) при работе у земли развивает относительно бо́льшую тягу, чем высотный двигатель (см. кривую $p_в$=0,85 *ата*), но зато с подъемом на высоту его тяга возрастает менее интенсивно и в результате на большой высоте оказывается относительно небольшой; в силу этого и $P_{уд.ср}$ будет небольшой;

2) двигатель чрезмерно большой высотности развивает относительно большую тягу на значительных высотах, но он имеет весьма малую тягу у земли и на небольших высотах полета (см. кривую $p_в$=0,2 *ата*), в результате чего и $P_{уд\,ср}$ также получается небольшой;

3) двигатель умеренной высотности, очевидно, будет иметь относительно большую $P_{уд.ср.}$ (см. кривую $p_в$=0,35 *ата*);

4) прирост дальности полета снаряда А-4 при $p_в$=0,35 *ата* составляет около 8% дальности, получаемой при $p_в$=0,85 *ата*.

Так как время работы ЖРД на различных режимах по тяге и высоте полета зависит в основном от траектории полета аппарата, то выбирать высотность сопла проектируемого двигателя нужно только для конкретного реактивного аппарата, на котором будет установлен двигатель.

Для проектируемого двигателя нужно выбирать $p_в$ таким, при котором $P_{уд.ср}$ и, следовательно, дальность полета снаряда при прочих равных условиях будут наибольшими.

Оптимальная высотность сопла двигателя зависит от траектории полета аппарата, что указывает на некоторую трудность вычисления $p_{в.опт}$, требующего предварительно знать траекторию полета проектируемой установки. Чем совершеннее аппарат в конструктивном отношении, т. е. чем меньше его относительный конечный вес $\mu_{кон}$ (для снаряда А-4 имеем $\mu_{кон}=G_к/G_о=0{,}32$) и выше удельная тяга двигателя, тем меньше будет значение $p_{в.опт}$ и больше эффекта следует ожидать от применения сопла оптимальной высотности.

Применение высотных сопел обеспечивает существенный прирост дальности полета аппарата по сравнению с невысотным соплом, тем больший, чем совершеннее аппарат.

При выборе высотности сопла проектируемого двигателя следует иметь в виду, что:

1) увеличение высотности сопла увеличивает габариты и вес сопла, в связи с чем возникают трудности с охлаждением его больших поверхностей, а также резко возрастает затрата энергии на подъем и ускорение прироста веса сопла в связи с уменьшением $p_в$;

2) значительно уменьшается тяга двигателя у земли, что весьма ухудшает стартовые свойства снаряда;

3) при перерасширении газов в сопле до давления ниже $p_в \approx 0{,}3p_а$ происходит отрыв газового потока от стенок сопла в связи с появлением скачков уплотнения, что значительно уменьшает удельную тягу двигателя.

В силу этих причин, а также и потому, что стартовая тяга скороподъемных и тяжелых снарядов типа А-4 практически не должна быть меньше удвоенного веса снаряда при старте, целесообразно некоторое увеличение давления в выходном сечении сопла относительно его оптимального значения. При этом сопло двигателя укоротится, снизится его вес и возрастет стартовая тяга. Последнее

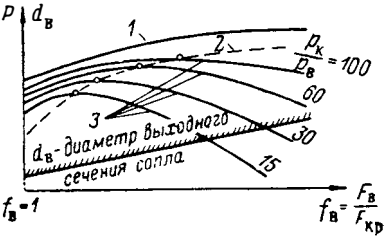
обстоятельство указывает на необходимость сравнительной оценки влияния веса и удельной тяги двигателя на дальность полета снаряда (для достижения наибольшей дальности полета необходимо определять весовой эквивалент тяги).

При проектировании двигателя величиной давления в выходном сечении сопла часто задаются на основании данных статистики (с учетом назначения снаряда).

В настоящее время для двигателей одноступенчатых снарядов давление газов в выходном сечении сопла принимают $p_в = 0{,}6 \div 0{,}85$ *ата*.

Иногда величину $p_в$ принимают равной давлению атмосферного воздуха $p_а$ на той высоте, на которой окажется снаряд после израсходования половины запаса топлива в баках. Такое решение вопроса нельзя считать обоснованным.

Для сопел двигателей второй и последующих ступеней многоступенчатого снаряда, чтобы значительно не увеличивать выходное сечение сопла, можно принимать $p_в = 0{,}1 \div 0{,}3$ *ата*.



Фиг. 4. 28. Зависимость абсолютной тяги двигателя от безразмерной площади среза сопла $f_в$.

При выборе величины $p_в$ необходимо учитывать реальную высотность двигателя, назначение снаряда, характер траектории его полета, способ охлаждения сопла, влияние на дальность полета снаряда увеличения веса двигателя в связи с изменением $p_в$ и ряд других факторов.

На фиг. 4. 28 показаны кривые зависимости абсолютной тяги камеры двигателя P от безразмерной площади сопла $f_в = F_в/F_{кр}$ при различных условиях работы. Кривая *1* показывает изменение P в зависимости от изменения $f_в$ при работе двигателя в пустоте; с увеличением $f_в$ величина P возрастает.

Пунктирная кривая *2* показывает изменение P в зависимости от $f_в$ в случае работы двигателя непрерывно на расчетном режиме; этот режим поддерживают изменением секундного расхода топлива в камеру сгорания.

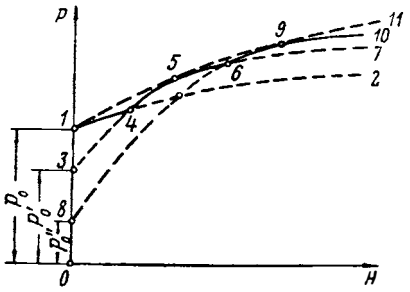
Кривые *3* показывают изменение P в зависимости от изменения $f_в$ при различных степенях расширения газов в сопле; например, $\varepsilon_с = p_к/p_в = 15$; 30; 60 и 100. Каждая из этих кривых имеет максимум при $p_в = p_а$, т. е. когда соответствующая кривая пересекается с кривой *2*.

Кривые этой фигуры показывают, что двигатель при малом давлении в камере сгорания $p_к$ более чувствителен к изменению длины сопла, чем при больших $p_к$. Они также указывают на то, что двигатели с большим $p_к$ можно выполнять невысотными, так как при этом они будут иметь относительно малую потерю в тяге.

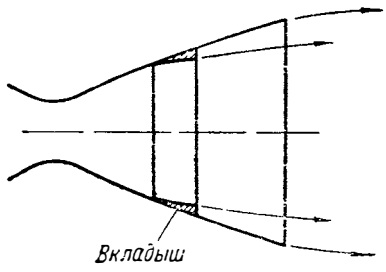
§ 15. Регулирование высотности сопла камеры двигателя

Наилучшую высотную характеристику имел бы двигатель с идеально регулируемым по высоте полета соплом камеры, которое по высоте полета удлиняют для сохранения оптимальных расчетных условий работы двигателя ($p_в = p_а$).

Это указывает на необходимость создания камер двигателей с регулируемыми по высоте полета соплами хотя бы на одно или два фиксированных положения, что при прочих равных условиях значительно увеличивает дальность полета без снижения его стартовой тяги относительно снаряда с невысотным двигателем.



Фиг. 4. 29. Характер двухступенчатого регулирования высотности сопла двигателя.



Фиг. 4. 30. Принципиальная схема одноступенчатого регулирования высотности сопла двигателя.

На фиг. 4. 29 показаны высотные характеристики двигателя:

1) с нормальным земным соплом (кривая *1-4-2*);

2) с переразмерным земным соплом (кривые *3-4-5-6-7* и *8-6-9-10*);

3) с идеально регулируемым по высоте соплом (кривая *1-5-9-11*);

4) с двухступенчатым регулируемым соплом (кривая *1-4-5-6-9-10*), причем первая ступень регулирования включается в работу в точке *4*, а вторая — в точке *6*.

Кривые этих высотных характеристик показывают, что применение регулирования высотности сопла позволяет:

1) увеличивать стартовую тягу двигателя;

2) повышать экономичность работы двигателя, определяемую величиной $P_{уд.ср}$, и

3) увеличивать дальность полета аппарата (за счет первых двух факторов).

Регулирование высотности сопла с подъемом на высоту наиболее эффективно для дальнобойных и сверхдальнобойных снарядов, активная траектория которых близка к вертикальной.

Практическое осуществление регулирования высотности сопла камеры хотя бы в простейшем виде (на один или два фиксированных значения $f_в = F_в/F_{кр}$) весьма сложно. Сопло двигателя обыч-

но работает в условиях высоких температур, поэтому выполнить его регулируемым и к тому же охлаждаемым очень трудно.

Одноступенчатое регулирование высотности сопла можно осуществить без больших конструктивных трудностей применением специального соплового вкладыша (фиг. 4. 30). При старте снаряда и при подъеме его до определенной высоты полета этот вкладыш будет отрывать струю газов от стенок сопла камеры двигателя, и поэтому оно будет работать как нормальное земное сопло. После достижения некоторой высоты сопловой вкладыш сгорает или механически удаляется и сопло начинает работать как высотное.

Практически возможны также и другие способы одноступенчатого регулирования высотности сопла двигателя.

§ 16. Основные характеристики кислородного ЖРД А-4

Ниже приведены основные данные немецкого двигателя А-4, предназначенного для снарядов дальнего действия.

Давление в камере сгорания в *кг/см²*	14,5
Секундный расход топлива в *кг/сек*:	
кислорода жидкого	69
этилового спирта 75%-ной концентрации	56
общий	125
Температура в камере сгорания (замеренная) в °С	2367
Абсолютная тяга на уровне моря в *кг*	25 000
Скорость истечения газов из сопла на уровне моря в *м/сек*:	
действительная	1995
теоретическая	2200
Коэффициент полноты скорости в сопле	0,90
Перепад давления в системе охлаждения в *кг/см²*	4,3
Перепад давления спирта в форсунках (средний) в *кг/см²*	2,4
Диаметр камеры сгорания (максимальный) в *мм*	920
Диаметр критического сечения сопла в *мм*	400
Диаметр выходного сечения сопла в *мм*	740
Характеристическая эквивалентная длина камеры сгорания в *м*	2,87
Расход этилового спирта для создания пленочных завес камеры (от общего расхода спирта в камеру) в %	13
Среднее значение удельного теплового потока в *ккал/м² сек*	510
или *ккал/м² час*	$1{,}83 \cdot 10^6$
Повышение температуры спирта в охлаждающей рубашке камеры в °С	35
Число предкамер грушевидной камеры сгорания	18
Сухой вес в *кг*:	
камеры двигателя	422
турбонасосного агрегата	160
парогазогенератора	73
баллонов со сжатым воздухом	75
силовой рамы двигателя	56

общий вес двигателя (без баков)	930
кислородного бака	120
спиртового бака	76
Вес рабочих компонентов в баках двигателя в *кг*:	
этилового спирта	3814
жидкого кислорода	4900
перекиси водорода 80%-ной концентрации	177
перманганата натрия 28%-ной концентрации	14

Глава 5

ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОПЛИВ ЖРД

Жидкое вещество или совокупность жидких веществ, используемых в ЖРД в качестве источника энергии и рабочего тела для создания реактивной тяги, принято называть топливом двигателя. Каждое из таких жидких веществ, раздельно хранимых и раздельно подаваемых в камеру сгорания и составляющих в совокупности топливо для двигателя, называется компонентом топлива.

Компонент топлива, подвергающийся окислению в процессе сгорания в камере двигателя, принято называть горючим, а компонент топлива, окисляющий горючее в камере сгорания двигателя, — окислителем. При этом окисление понимается в широком смысле этого слова, т. е. собственно окисление — реакция горючих элементов с кислородом, фторирование — реакция горючего с фтором, хлорирование — реакция горючего с хлором и т. д.

На первом этапе развития ЖРД в качестве горючих применяли низкокалорийные углеводороды вроде спиртов, аминов, гидразингидрат и лишь в редких случаях керосин, а в качестве окислителей использовали 80%-ный водный раствор перекиси водорода, азотную кислоту и лишь в редких случаях жидкий кислород.

В настоящее время основное внимание уделяется высококалорийным и более эффективным топливам. Применение этих топлив в ЖРД позволяет получить более высокие значения удельной тяги двигателя, уменьшить его количество при заданной абсолютной тяге и продолжительности работы, а следовательно, уменьшить объем топливных баков, габариты снаряда и при прочих равных условиях достичь относительно большой дальности полета.

При проектировании двигателя в первую очередь выбирают компоненты топлива исходя из соображений эксплуатации и получения наилучших летных характеристик снаряда.

В настоящей главе даны краткие сведения о существующих видах топлива для ЖРД, приведены параметры, характеризующие качество компонентов топлива, и изложены основные требования к топливу для ЖРД.

Физические, термические и другие данные горючих и окислителей, рассматриваемых в настоящей главе, частично заимствованы из Технической энциклопедии, Справочника химика и других источников.

§ 1. Основные виды топлив ЖРД

По характеру использования в ЖРД топливо принято называть основным, пусковым и вспомогательным.

Основным топливом называются жидкие компоненты топлива, используемые непосредственно для работы камеры двигателя, а пусковым топливом — жидкие самовоспламеняющиеся компоненты топлива, используемые только в период запуска двигателя для первоначального воспламенения в камере сгорания несамовоспламеняющихся компонентов основного рабочего топлива.

Вещества, используемые в двигателе в качестве источника тепловой энергии и рабочего тела для питания газогенератора турбины насосного агрегата и жидкостного аккумулятора давления систем подачи из баков в камеру сгорания основных компонентов топлива, иногда называют вспомогательным топливом. Для этой цели также может быть использована небольшая часть компонентов основного топлива или газы, отбираемые из камеры двигателя.

В ЖРД могут быть использованы:

1) *однокомпонентные жидкие топлива,* в которых горючее и окислитель объединены в одном жидком веществе в виде химического соединения или устойчивой механической смеси (унитарные топлива);

2) *двухкомпонентные и многокомпонентные жидкие топлива,* состоящие из двух и более раздельно хранимых компонентов горючего и окислителя и раздельно подаваемых в камеру сгорания двигателя.

К однокомпонентным топливам относятся нитрометан (CH_3NO_2), представляющий собой высококалорийное, но сравнительно дорогое и взрывоопасное унитарное топливо, нитроглицерин ($C_3H_5N_3O_9$), растворы в азотной кислоте четырехокиси азота, тетранитрометана и других окислителей с горючим [1].

Однокомпонентные жидкие топлива характеризуются следующими особенностями:

а) однородностью горючей смеси;

б) постоянством всех ее основных характеристик (значениями коэффициента избытка окислителя, теплотворности, скорости сгорания и др.);

в) кинетическим характером сгорания в первичной стадии (независимо от гидродинамических факторов);

г) значительной склонностью некоторых топлив к разложению, детонации и взрыву.

При использовании унитарного топлива можно существенно упростить всю систему топливоподачи и несколько выиграть в весе двигателя по сравнению с двигателем, работающим на двухкомпонентном топливе. Однако существующие унитарные топлива значительно уступают двухкомпонентным топливам вследствие их:

[1] Экспресс-информация АН СССР, вып. 10, АДС—39, 1959.

1) значительной взрывоопасности (с мощным бризантным действием) при удовлетворительной теплотворности или

2) сравнительно низкой теплотворности при необходимой взрывоопасности.

Попытки примирить эти противоречия пока не дали желательного эффекта. До сих пор не создан ни один двигатель, надежно работающий на жидком унитарном топливе, несмотря на многие попытки конструкторов.

Особенно взрывоопасным и токсичным является нитрометан, представляющий собой при обычной температуре слегка маслянистую жидкость, используемую в промышленности в качестве растворителя и составной части лаков и красок для покрытий. Его температура кипения +110° С, температура плавления —29° С и температура продуктов сгорания при 35 *ата* — около 2170° С, что указывает на благоприятное его использование с термодинамической точки зрения. При горении нитрометана образуется бледное, почти невидимое пламя.

Так как скорость детонации нитрометана во много раз превышает скорость нормального горения, а давление впрыска его в камеру сгорания должно быть таким, чтобы лишь незначительно превысить давление в камере сгорания, то детонационная волна может распространиться по топливопроводам и вызвать в них взрыв и аварию двигателя.

Для запуска двигателя, работающего на нитрометане, требуется специальная система зажигания и для начального воспламенения его — небольшое количество газообразного кислорода.

К числу наиболее распространенных двухкомпонентных топлив относятся:

а) водные растворы этилового спирта с жидким кислородом;

б) керосины с азотной кислотой (96 или 98%-ной концентрации по весу) или с ее растворами и др.

Двухкомпонентные жидкие топлива характеризуются следующими особенностями:

а) раздельным хранением и подачей в камеру сгорания двигателя;

б) относительной безопасностью при хранении и использовании в двигателе;

в) диффузионным (в основном) процессом сгорания в турбулентном потоке при одновременном смешении частиц горючего и окислителя (скорость сгорания обусловливается скоростью смесеобразования);

г) возможностями подбора стабильных и наиболее эффективных компонентов топлива и регулирования скорости сгорания его путем изменения интенсивности смесеобразования, так как при высоких температурах, развиваемых в очаге горения, скорость химической

реакции несоизмеримо больше, чем скорость смесеобразования, и др.

При диффузионном сгорании топлива пределы допустимого форсажа, не нарушающего устойчивого горения, гораздо шире, чем при кинетическом горении, что объясняется в основном предельной неоднородностью газового потока по концентрации компонентов топлива, т. е. по избытку окислителя.

Двухкомпонентные и многокомпонентные топлива делятся на:

1) *несамовоспламеняющиеся* топлива, жидкие компоненты которых при контакте между собой не загораются и для своего воспламенения требуют постороннего источника тепла, и

2) *самовоспламеняющиеся* топлива, жидкие компоненты которых в случае контакта между собой начинают гореть без постороннего источника тепла.

Примером несамовоспламеняющихся топлив служат спирт с кислородом, керосин с азотной кислотой и др.

Для каждого горючего можно подобрать такой окислитель, с которым рассматриваемое горючее будет самовоспламеняться при нормальной температуре. Поэтому деление горючих на самовоспламеняющиеся и несамовоспламеняющиеся лишено смысла, если не приведено указание на применяемый при этом конкретный окислитель, с которым рассматриваются комбинации горючих.

С фтором и озоном самовоспламеняется большинство горючих. Достаточно велико число горючих, самовоспламеняющихся с кислородом (фосфор, бороводороды, некоторые металлорганические соединения и многие другие). Ряд горючих воспламеняется с монооксью фтора. Горючие, самовоспламеняющиеся с азотной кислотой, как правило, самовоспламеняются с жидкими окислами азота, с их растворами в тетранитрометане, с окислами хлора и хлорной кислотой или их растворами, а также с монооксью фтора.

Возникновение самовоспламенения в значительной мере зависит от условий, при которых происходит смешение реагирующих компонентов.

В настоящее время в ЖРД получили применение горючие, самовоспламеняющиеся при контакте с азотной кислотой и перекисью водорода. К группе самовоспламеняющихся горючих с этими окислителями относятся: [1]

а) смесь ксилидина и триэтиламина с азотной кислотой;

б) смесь анилина (65% по весу) и фурфуролового спирта (35%) с азотной кислотой;

в) смесь оптола, анилина, ксилола, бензола и винилэтилового спирта с азотной кислотой;

г) гидразингидрат с перекисью водорода;

---

[1] А. В. Болгарский и В. К. Щукин, Рабочий процесс в жидкостных ракетных двигателях, Оборонгиз, 1953.

д) ксилидин со смесью АМ-50 (смесь состоит по весу из 50% азотной кислоты 98%-ной концентрации и 50% олеума для нитрации, ГОСТ 701—41) и некоторые другие горючие, используемые в различных комбинациях друг с другом и с катализаторами воспламенения в качестве как основных, так и пусковых горючих компонентов топлива.

В качестве пусковых самовоспламеняющихся компонентов топлива успешно используют ксилидин со смесью АМ-40 или АМ-50 и другие сочетания горючих и окислителей.

Основное преимущество использования в ЖРД самовоспламеняющихся компонентов в качестве основного и пускового топлива состоит в следующем:

а) значительно упрощается система запуска двигателя, так как в этом случае не требуется особое устройство для зажигания топлива;

б) уменьшается опасность взрыва горючей смеси в камере сгорания при запуске и остановке двигателя, так как скопление несгоревшего топлива в камере почти невозможно;

в) уменьшаются объем и вес камеры сгорания, так как самореагирующие компоненты не требуют значительного времени для подготовки к сгоранию, что увеличивает литровую тягу двигателя.

Основными недостатками самовоспламеняющихся топлив являются:

а) производство этих топлив значительно сложнее, в силу чего они дороже относительно несамовоспламеняющихся топлив, и

б) большая пожароопасность в случае их течи в коммуникациях двигателя.

Условия воспламенения и горения топлива в камере сгорания требуют, чтобы несамовоспламеняющиеся компоненты топлива имели возможно низкую температуру воспламенения, а самовоспламеняющиеся компоненты топлива — возможно малый период задержки их самовоспламенения (период индукции). Особо важное значение имеет последнее требование.

Под периодом задержки самовоспламенения понимают время, прошедшее от момента соприкосновения между собой жидких самовоспламеняющихся компонентов топлива до их воспламенения.

Для безопасности запуска двигателя время задержки самовоспламенения компонентов топлива не должно превышать 0,03 сек. Для надежности запуска двигателя в различных метеорологических условиях и на различных высотах необходимо, чтобы время задержки самовоспламенения не возрастало чрезмерно при понижении температуры топлива и уменьшении атмосферного давления.

Чем ниже температура воспламенения самовоспламеняющихся компонентов топлива, тем меньше потребная энергия для их активации при зажигании, т. е. тем меньше требуется тепловой энергии извне для того, чтобы эти компоненты зажечь. Если в какой-то группе частиц топливной смеси начнется горение, то энергия

активации для других частиц будет передаваться от ранее химически прореагировавших между собой частиц компонентов топлива.

Величина энергии активации для различных топливных смесей различна. Чем больше потребная энергия активации, тем труднее воспламенить топливную смесь.

Ниже приведены основные характеристики горючих, окислителей и образуемых ими топлив, представляющих наибольший интерес для использования в ЖРД.

§ 2. Параметры, характеризующие качество топлива

Для выбора вида топлива и расчетов его процессов сгорания, а также расчета двигателя необходимо иметь полные и точные сведения о параметрах (физико-химических и др.) горючего, окислителя и топлива в целом.

К таким параметрам, характеризующим качество топлива, относятся:

1) удельный вес топлива и его компонентов в зависимости от температуры;

2) температуры замерзания (плавления) и кипения этих компонентов топлива при данном давлении;

3) их удельная теплоемкость, вязкость и поверхностное натяжение;

4) элементарные составы компонентов топлива;

5) коэффициент состава топлива (соотношение окислителя к горючему) или коэффициент избытка окислителя в топливе;

6) величины теплотворности или энергосодержания топлива и его компонентов;

7) температуры вспышки и самовоспламенения, период индукции и пределы воспламенения данного топлива;

8) температура сгорания топлива при данных условиях;

10) удельное газообразование топлива, т. е. объем образующихся газов при сгорании единицы веса или объема топлива, приведенный к стандартным условиям;

11) удельная тяга, развиваемая двигателем при работе на данном топливе и при определенных условиях;

12) химическая стойкость компонентов топлива и продуктов сгорания топлива;

13) агрессивное действие компонентов топлива и продуктов его сгорания на материальную часть двигателя;

14) взаимная растворимость компонентов топлива и химическое влияние их друг на друга;

15) содержание в компонентах топлива посторонних примесей и их влияние на эксплуатацию двигателя;

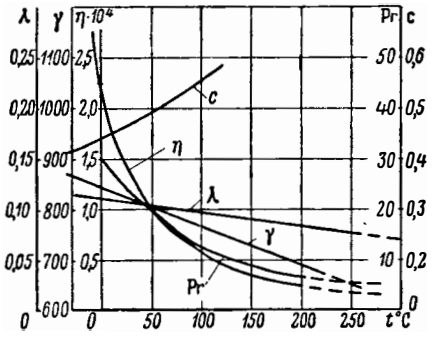
16) химическая активность компонентов топлива, т. е. способность горючего и окислителя вступать в реакцию друг с другом,

характеризуемая скоростью химического превращения реагирующих веществ в данных условиях;

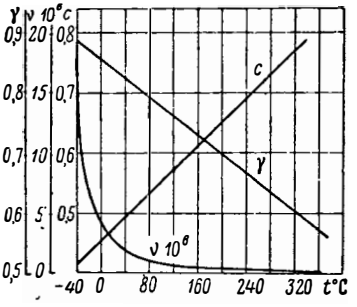
17) теплота образования компонента, подогрева его до температуры кипения и теплота испарения компонентов топлива;

18) гигроскопичность, летучесть и ядовитость компонентов топлива;

19) техническая доступность, стоимость и другие характеристики компонентов топлива.



Фиг. 5. 1. Физические константы тракторного керосина в зависимости от температуры (при нормальном давлении).



Фиг. 5. 2. Физические константы керосина в зависимости от температуры (при нормальном давлении).

Перечисленные свойства и характеристики топлива определяют к. п. д. и удельную тягу двигателя, возможность его охлаждения одним из компонентов топлива, систему питания топливом, надежность работы, удобство и безопасность эксплуатации, возможность и целесообразность использования топлива в двигателе.

Основным показателем, определяющим качество данного топлива, является развиваемая им весовая и объемная удельные тяги.

Удельный вес, температура замерзания и кипения при данных условиях, а также другие характеристики некоторых компонентов топлива приведены в таблицах, заимствованных из справочников и других литературных источников.

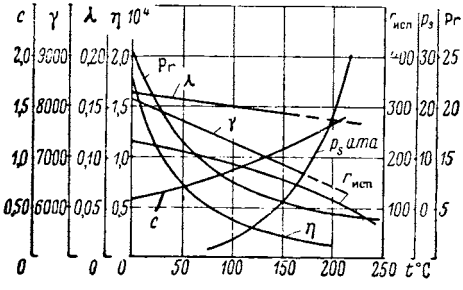
На фиг. 5. 1—5. 7 приведены физические константы (удельный вес, удельная теплоемкость, теплопроводность, вязкость и др.) наиболее широко используемых горючих и окислителей в зависимости от температуры.

Некоторые физические константы топлива или его отдельных компонентов могут быть определены по следующим формулам:

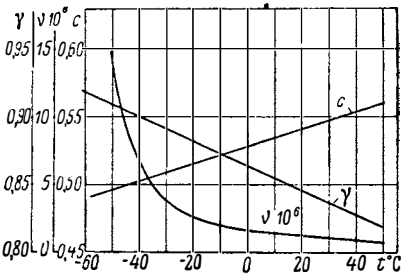
1) удельный вес топлива

$$\gamma_т = \frac{\gamma_г + \chi' \gamma_о}{1 + \chi'} = \frac{\gamma_о \gamma_г (1 + \chi)}{\gamma_о + \chi \gamma_г}, \qquad (5.1)$$

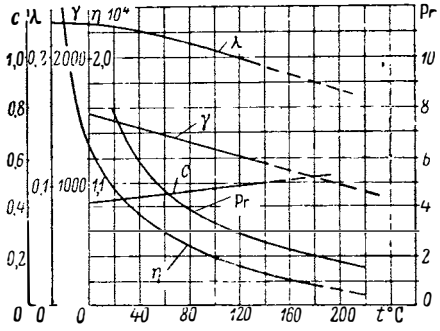
где $\gamma_г$ и $\gamma_о$ — удельные веса соответственно горючего и окислителя при данных значениях температуры и давления;
χ' и χ — объемное и весовое соотношение компонентов топлива;



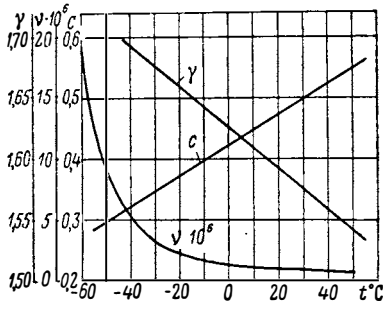
Фиг. 5.3. Физические константы этилового спирта 100%-ной весовой концентрации в зависимости от температуры (при нормальном давлении).



Фиг. 5.4. Физические константы горючего тонка-250 в зависимости от температуры (при нормальном давлении).



Фиг. 5.5. Физические константы азотной кислоты 100%-ной весовой концентрации в зависимости от температуры (при нормальном давлении).



Фиг. 5.6. Физические константы в зависимости от температуры окислителя, состоящего из 80% HNO_3 98%-ной и 20% N_2O_4 (при нормальном давлении).

2) удельный вес смеси нескольких компонентов

$$\gamma = g_1 \gamma_1 + g_2 \gamma_2 + \ldots + \text{и т. д.}, \qquad (5.2)$$

где g_1, g_2 и т. д. — весовые доли соответствующих компонентов в 1 *кг* смеси;

γ_1, γ_2 и т. д. — удельные веса этих компонентов при данных значениях температуры и давления;

3) теплоемкость смеси компонентов

$$c=g_1c_1+g_2c_2+\ldots+\text{ и т. д.}, \qquad (5.3)$$

где c_1, c_2 и т. д. — теплоемкости соответствующих компонентов в смеси при данных значениях температуры и давления;

4) теплопроводность данного жидкого неассоциированного компонента

$$\lambda=\lambda_0\left(\frac{\gamma}{\gamma_0}\right)^{4/3} \text{ ккал/м в час °C}, \qquad (5.4)$$

где $\lambda_0=\frac{1{,}52\cdot10^{-4}}{\mu^{1/3}}c_0\gamma_0^{4/3}$ — теплопроводность в ккал/м час °C;

c_0 — теплоемкость и

γ_0 — удельный вес компонента при данных значениях температуры и давления;

μ — молекулярный вес этого компонента;

5) теплопроводность смеси компонентов (приближенно)

$$\lambda=g_1\lambda_1+g_2\lambda_2+\ldots+\text{ и т. д.}, \qquad (5.5)$$

где λ_1, λ_2 и т. д. — коэффициенты теплопроводности соответствующих компонентов топлива при данных значениях температуры и давления;

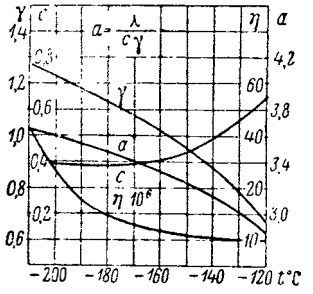
6) коэффициент кинематической вязкости смеси компонентов

$$\nu=\frac{1}{(g_1/\nu_1)+(g_2/\nu_2)+\ldots+\text{ и т. д.}} \text{ м}^2/\text{сек}, \qquad (5.6)$$

где ν_1, ν_2 и т. д. — коэффициенты кинематической вязкости соответствующих компонентов при данных значениях давления и температуры ($\nu=\eta/\rho$, здесь ρ — плотность компонента).

К основным параметрам, характеризующим качество топлива, также относится его эффективность, т. е. величина достигаемой скорости полета снаряда в конце активного участка при работе двигателя на данном топливе, так как эта скорость является основным фактором, определяющим дальность полета реактивного снаряда.

Относительная эффективность данного топлива или его компонентов при одинаковых условиях использования (одинаковых значениях тяги ЖРД и давления в камере сгорания, постоянных секундных



Фиг. 5.7. Физические константы жидкого кислорода в зависимости от температуры.

Таблица 5.1

Упругость насыщенных паров некоторых компонентов топлива, применяемых в образцах иностранных ракет

Вещество	Химическая формула	Давление в *атм*								Критические параметры	
		2	5	10	20	30	40	50	60	$t_{кр}$ °C	$p_{кр}$ *атм*
		Температура, °C									
Этиловый спирт 100%-ный	C_2H_5OH	97,5	126,0	151,8	183,0	203,0	218,0	230,0	242,0	243	63,1
То же 92%-ный	—	100	128	155	183	210	232	250	266	—	—
Метиловый спирт 100%-ный	CH_3OH	84,0	112,5	138,0	167,8	186,5	203,5	214,0	224,0	240	78,7
Изопропиловый спирт 100%-ный	C_3H_7OH	101,3	130,2	155,7	186,0	205,0	220,2	232,0	—	235	53,0
Анилин	C_6H_7N	212,8	254,8	292,7	342,0	375,5	400,0	424,4	—	426	52,4
Аммиак	NH_3	—18,7	+4,7	25,7	50,1	66,1	78,9	89,3	98,3	132,4	111,5
Керосин	—	185	225	287	340	330	—	—	—	404,0	30,6
Тонка-250	—	100	170	214	270	304	—	—	—	358	34
Гидразин	N_2H_4	135	175	205	235	262	275	290	300	380	145
Диметилгидразин несимметричный (димазин)	$C_2H_8N_2$	84	110	142	173	190	208	224	235	249	62
Метилгидразин	CH_5N_2	—	—	—	—	—	—	—	—	257	75
Кислород жидкий	O_2	—176,0	—164,5	—153,1	—140,0	—130,7	—124,1	—	—	—118,9	49,7
Азотная кислота 100%-ная	HNO_3	120	150	190	230	264	290	312	—	—	—
То же 98%-ная	—	100	138	160	205	226	240	—	—	—	—
Четырехокись азота	N_2O_4	37,3	59,8	79,4	100,3	112,3	121,0	127,0	132,2	158,0	99,0
Смесь из 80% HNO_3 98%-ной+20% N_2O_4	—	58	83	103	124	135	144	155	160	198,0	132,0
Вода	H_2O	120,1	152,4	180,5	213,1	234,6	251,1	264,7	270,5	374,15	225,65

расходах топлива и др.) может быть оценена по соответствующим формулам.

В табл. 5.1 приведена упругость насыщенных паров некоторых компонентов топлива, а в приложении VIII — зависимость упругости паров некоторых жидкостей от температуры.

§ 3. Способы пересчета элементарных весовых составов компонентов топлива в условные химические формулы и наоборот

При оценке топлива и термодинамическом расчете ЖРД иногда приходится пересчитывать элементарные весовые составы компонентов топлива в условные химические формулы и наоборот.

В случае использования кислородных окислителей компоненты топлива 100%-ной весовой концентрации в общем виде могут иметь следующие элементарные весовые составы.

Горючее:	Окислитель:
$C_г$—углерод;	$C_о$—углерод;
$H_г$—водород;	$H_о$—водород;
$O_г$—кислород;	$O_о$—кислород;
$N_г$—азот.	$N_о$—азот.
Всего 100% или 1 *кг*	Всего 100% или 1 *кг*

Эти же составы горючего и окислителя могут быть выражены в виде следующих условных химических формул:

а) горючее $C_{c_1}H_{h_1}O_{o_1}N_{n_1}$ и б) окислитель $C_{c_2}H_{h_2}O_{o_2}N_{n_2}$,

где c_1, h_1, o_1, n_1 и c_2, h_2, o_2, n_2 — число атомов отдельных элементов соответственно горючего и окислителя.

Аналогичные условные химические формулы можно написать для большого числа элементов, образующих горючие и окислители, например $C_{c_2}H_{h_2}O_{o_2}N_{n_2}F_{f_2}Cl_{cl_2}$ — сложный окислитель.

Пересчет заданных весовых долей элементов горючего $C_г$, $H_г$, $O_г$, $N_г$ и окислителя $C_о$, $H_о$, $O_о$, $N_о$ % в условные химические формулы сводится в основном к определению числа атомов отдельных элементов компонентов топлива по следующим формулам.

Горючего:

$$c_1=\frac{C_г}{12};\quad h_1=\frac{H_г}{1};\quad o_1=\frac{O_г}{16};\quad n_1=\frac{N_г}{14}. \tag{5.7}$$

Окислителя:

$$c_2=\frac{C_о}{12};\quad h_2=\frac{H_о}{1};\quad o_2=\frac{O_о}{16};\quad n_2=\frac{N_о}{14}. \tag{5.8}$$

Пересчет заданных составов компонентов топлива из условных химических формул в весовые доли элементов производят по следующим формулам.

Горючего:

$$\left.\begin{aligned} C_г &= \frac{12c_1}{\mu_г}; \quad H_г = \frac{h_1}{\mu_г}; \\ O_г &= \frac{16o_1}{\mu_г}; \quad N_г = \frac{14n_1}{\mu_г} \ кг/кг. \end{aligned}\right\} \tag{5.9}$$

Окислителя:

$$\left.\begin{aligned} C_о &= \frac{12c_2}{\mu_о}; \quad H_о = \frac{h_2}{\mu_о}; \\ O_о &= \frac{16o_2}{\mu_о}; \quad N_о = \frac{14n_2}{\mu_о} \ кг/кг, \end{aligned}\right\} \tag{5.10}$$

где $\mu_г = 12c_1 + h_1 + 16o_1 + 14n_1$ — молекулярный вес горючего;
$\mu_о = 12c_2 + h_2 + 16o_2 + 14n_2$ — то же окислителя.

Если горючее и окислитель состоят из нескольких отдельных компонентов, то их весовые доли элементов определяются по следующим формулам.

Горючего:

$$\left.\begin{aligned} C_г &= g_1 C_{г_1} + g_2 C_{г_2}; \quad H_г = g_1 H_{г_1} + g_2 H_{г_2}; \\ O_г &= g_1 O_{г_1} + g_2 O_{г_2} \text{ и } N_г = g_1 N_{г_1} + g_2 N_{г_2}. \end{aligned}\right\} \tag{5.11}$$

Окислителя:

$$\left.\begin{aligned} C_о &= g_1 C_{о_1} + g_2 C_{о_2}; \quad H_о = g_1 H_{о_1} + g_2 H_{о_2}; \\ O_о &= g_1 O_{о_1} + g_2 O_{о_2} \text{ и } N_о = g_1 N_{о_1} + g_2 N_{о_2}, \end{aligned}\right\} \tag{5.12}$$

где g_1 и g_2 — весовые доли смеси горючего в *кг/кг*;

$C_{г_1}, H_{г_1}$ и $C_{г_2}$, $H_{г_2}$ — элементы одного и соответственно другого компонента в смеси горючего в *кг/кг*;

$C_{о_1}$, $H_{о_1}$ и $C_{о_2}$, $H_{о_2}$ — то же окислителя в *кг/кг*

Составы компонентов топлива при заданных концентрациях их в водных растворах можно выразить следующими условными химическими формулами:

$$C_{c_1}H_{h_1}O_{o_1}N_{n_1} \cdot m_г H_2O \text{ и } C_{c_2}H_{h_2}O_{o_2}N_{n_2} \cdot m_о H_2O; \tag{5.13}$$

здесь $m_г$ и $m_о$ — число молей воды, приходящейся на 1 *моль* чистого горючего и соответственно окислителя, определяемое по формулам:

$$m_г = \frac{\mu_г (100 - \sigma_г)}{18\sigma_г} \ моля/моль; \quad m_о = \frac{\mu_о (100 - \sigma_о)}{18\sigma_о} \ моля/моль, \tag{5.14}$$

где $\sigma_г\%$ и $\sigma_о\%$ — концентрация в водном растворе горючего и соответственно окислителя.

Если в данных водных растворах содержится $\sigma_г$% горючего и $\sigma_о$% окислителя, то веса соответствующих растворов по расчету на 1 *моль* чистого горючего будут:

$$\mu'_г = \mu_г + 18m_г = \mu_г \frac{100}{\sigma_г} \text{ кг}; \quad \mu'_о = \mu_о + 18m_о = \mu_о \frac{100}{\sigma_о} \text{ кг}. \quad (5.15)$$

Пример 1. Написать для керосина условную химическую формулу, если весовые доли его элементов следующие: $C_г = 86{,}4\%$ и $H_г = 13{,}6\%$.

Решение.

1. Числа атомов отдельных элементов керосина заданного состава будут

$$c_1 = \frac{C_г}{12} = \frac{86{,}4}{12} = 7{,}2 \text{ и } h_1 = \frac{H_г}{1} = 13{,}6.$$

2. Керосин имеет условную химическую формулу $C_{7{,}2}H_{13{,}6}$.

Пример 2. Определить элементарный весовой состав горючего, состоящего по весу из 50% триэтиламина ($C_6H_{15}N$) и 50% ксилидина ($C_8H_{11}N$).

Решение.

1. Молекулярные веса компонентов горючего:

а) триэтиламина

$$\mu_{г_1} = 12c_1 + h_1 + 14n_1 = 12 \cdot 6 + 1 \cdot 15 + 14 \cdot 1 = 101{,}0;$$

б) ксилидина

$$\mu_{г_2} = 12 \cdot 8 + 11 \cdot 1 + 14 \cdot 1 = 121{,}25.$$

2. Весовые доли элементов компонентов смеси горючего:

а) триэтиламина

$$C_{г_1} = \frac{12c_1}{\mu_{г_1}} = \frac{12 \cdot 6}{101{,}2} = 0{,}7115 \text{ кг} = 71{,}15\%;$$

$$H_{г_1} = \frac{h_1}{\mu_{г_1}} = \frac{15}{101{,}2} = 0{,}1482 \text{ кг} = 14{,}82\%;$$

$$N_{г_1} = \frac{14n_1}{\mu_{г_1}} = \frac{14 \cdot 1}{101{,}2} = 0{,}1403 \text{ кг} = 14{,}03\%;$$

Всего 1 кг или 100%

б) ксилидина

$$C_{г_2} = 12\frac{c_1}{\mu_{г_2}} = \frac{12{,}8}{121{,}25} = 0{,}7939 \text{ кг} = 79{,}39\%;$$

$$H_{г_2} = \frac{h_1}{\mu_{г_2}} = \frac{11}{121{,}25} = 0{,}0907 \text{ кг} = 9{,}07\%;$$

$$N_{г_2} = 14\frac{n_1}{\mu_{г_2}} = \frac{14}{121{,}25} = 0{,}1154 \text{ кг} = 11{,}54\%.$$

Всего 1 кг или 100%

3. Весовые доли элементов смеси горючего:

$$C_г = g_1C_{г_1} + g_2C_{г_2} = 0{,}5 \cdot 0{,}7115 + 0{,}5 \cdot 0{,}7939 = 0{,}7527 \text{ кг};$$

$$H_г = g_1H_{г_1} + g_2H_{г_2} = 0{,}5 \cdot 0{,}1482 + 0{,}5 \cdot 0{,}0907 = 0{,}1194 \text{ кг};$$

$$H_г = g_1N_г + g_2N_{г_2} = 0{,}5 \cdot 0{,}1403 + 0{,}5 \cdot 0{,}1154 = 0{,}1279 \text{ кг}.$$

Всего 1 кг

Пример 3. Написать условную химическую формулу для азотной кислоты 96%-ной весовой концентрации и определить весовые доли ее элементов.

Решение.

1. В водном растворе азотной кислоты содержится воды:

$$m_0=\mu_0\frac{(100-\sigma_0)}{18\sigma_0}=63\frac{(100-96)}{18,96}=0,145\ моля/моль.$$

2. Условная химическая формула данного водного раствора азотной кислоты имеет вид

$$HNO_3\cdot m_0H_2O=HNO_3\cdot 0,145H_2O.$$

3. Вес водного раствора по расчету на 1 *моль* чистой азотной кислоты:

$$\mu_0'=\mu_0\frac{100}{\sigma_0}=63\frac{100}{96}=69,7\ кг.$$

4 Весовые доли элементов компонентов смеси окислителя:

а) азотной кислоты

$$H_{0_1}=\frac{1}{63}=0,016\ кг/кг;\quad N_{0_1}=\frac{14\cdot 1}{63}=0,762\ кг;$$

$$O_{0_1}=\frac{16\cdot 3}{63}=0,222\ кг/кг;$$

всего

$$H_{0_1}+N_{0_1}+O_{0_1}=0,016+0,762+0,222=1\ кг;$$

б) воды

$$H_{0_2}=\frac{1}{18}=0,111\ кг/кг\ и\ O_{0_2}=\frac{16,1}{18}=0,889\ кг/кг;$$

всего

$$H_{0_2}+O_{0_2}=0,111+0,889=1\ кг.$$

5. Весовые доли элементов смеси окислителя:

$$H_0=g_1H_{0_1}+g_2H_{0_2}=0,96\cdot 0,016+0,04\cdot 0,111=0,020\ кг/кг;$$

$$N_0=0,96\cdot 0,762=0,213\ кг/кг;$$

$$O_0=0,96\cdot 0,222+0,04\cdot 0,889=0,763\ кг/кг$$

Всего 1 *кг* или 100%

§ 4. Определение теоретического и действительного количества окислителя для полного сгорания единицы горючего

Для полного сгорания данного количества горючего теоретически требуется вполне определенное количество окислителя.

Например, для полного сгорания 1 *кг* тракторного керосина теоретически (стехиометрически) требуется 14,8 *кг* воздуха, или 7,4 *кг* перекиси водорода, или 5,4 *кг* азотной кислоты 98%-ной концентрации по весу, или 3,42 *кг* жидкого кислорода.

Поэтому для кислородного окислителя состав топлива в общем виде можно выразить следующей условной химической формулой:

$$C_{c_1}H_{h_1}O_{o_1}N_{n_1}+\chi_\mu C_{c_2}H_{h_2}O_{o_2}N_{n_2}, \qquad (5.16)$$

где χ_μ — число молей окислителя, теоретически потребное для полного сгорания 1 *моля* горючего, определяемое из равенства чисел атомов кислорода до и после полного сгорания горючих элементов топлива (табл. 5.2 и 5.3), т. е.

$$o_1+\chi_\mu o_2=2(c_1+\chi_\mu c_2)+0{,}5(h_1+\chi_\mu h_2),$$

откуда

$$\chi_\mu=\frac{2c_1+0{,}5h_1-o_1}{o_2-(2c_2+0{,}5h_2)}\ \textit{моля/моль}. \qquad (5.17)$$

В этой формуле числитель представляет собой число потребных атомов кислорода для полного сгорания 1 *моля* горючего, а знаменатель — число атомов кислорода, содержащихся в 1 *моле* окислителя.

Таблица 5.2

Число атомов отдельных элементов в молекуле горючего, окислителя и топлива в общем виде

Элементы горючего и окислителя	В 1 *моле* горючего	В 1 *моле* окислителя	В топливе из расчета на 1 *моль* горючего
Углерод	c_1	$\chi_\mu\ c_2$	$c_1+\chi_\mu\ c_2$
Водород	h_1	$\chi_\mu\ h_2$	$h_1+\chi_\mu\ h_2$
Кислород	o_1	$\chi_\mu\ o_2$	$o_1+\chi_\mu\ o_2$
Азот	n_1	$\chi_\mu\ n_2$	$n_1+\chi_\mu\ n_2$

Аналогичные формулы можно написать для топлива, состоящего из большого числа элементов горючего и окислителя.

Теоретически потребное количество окислителя для полного сгорания данной весовой единицы горючего часто называют *коэффициентом состава топлива.*

Предыдущие формулы позволяют определить молярный стехиометрический коэффициент состава топлива независимо от концентраций горючего и окислителя.

При 100%-ной весовой концентрации горючего и окислителя весовой и объемный стехиометрические коэффициенты состава топлива определяются по формулам:

$$\chi_o=\frac{G_{s\,o}}{G_{s\,г}}=\chi_\mu\frac{\mu_o}{\mu_г}=\chi_\mu\frac{12c_2+h_2+16o_2+14n_2}{12c_1+h_1+16o_1+14n_1}\ \textit{кг/кг}; \qquad (5.18)$$

$$\chi'_o=\frac{V_{s\,o}}{V_{s\,г}}=\frac{G_{s\,o}/\gamma_o}{G_{s\,г}/\gamma_г}=\chi_o\frac{\gamma_г}{\gamma_o}\ \textit{л/л}, \qquad (5.19)$$

откуда

$$\chi_o = \chi' \frac{\gamma_o}{\gamma_г} \quad кг/кг, \tag{5.20}$$

где $\gamma_г$ и γ_o — удельные веса соответственно горючего и окислителя в *кг/л*.

Таблица 5.3

Потребное число атомов кислорода для сгорания горючих элементов топлива и получаемое при этом число молей продуктов сгорания

Уравнения сгорания горючих элементов топлива	Потребное число атомов кислорода для полного сгорания горючих элементов топлива	Получаемое число молей продуктов полного сгорания 1 *моля* горючего *моля/моль*
$C+O_2=CO_2$ $H_2+0{,}5O_2=H_2O$ Азот не горит	$2(c_1+\chi_\mu c_2)$ $0{,}5(h_1+\chi_\mu h_2)$ Кислорода не требуется	$M_{CO_2}=c_1+\chi_\mu c_2$ $M_{H_2O}=0{,}5(h_1+\chi_\mu h_2)$ $M_{N_2}=n_1+\chi_\mu n_2$
Всего теоретически требуется кислорода и образуется продуктов сгорания топлива	$2(c_1+\chi_\mu c_2)+$ $+0{,}5(h_1+\chi_\mu h_2)=$ $=o_1+\chi_\mu o_2$	$M_г=M_{CO_2}+M_{H_2O}+M_{N_2}=$ $=c_1+0{,}5h_1+n_1+$ $+\chi_\mu(c_2+0{,}5h_2+0{,}5n_2)$

При заданных весовых концентрациях горючего $\sigma_г$% и окислителя σ_o% в водных растворах состав топлива в общем виде выразится следующей условной химической формулой:

$$C_{c_1}H_{h_1}O_{o_1}N_{n_1}m_г H_2O + \chi_\mu (C_{c_2}H_{h_2}O_{o_2}N_{n_2}m_o H_2O), \tag{5.21}$$

где $m_г$ и m_o — числа молей воды в 1 *моле* соответственно горючего и окислителя, определяемые по приведенным выше формулам, в *моль/моль*.

При этом весовой и объемный стехиометрические коэффициенты состава топлива определяются по формулам:

$$\chi_o = \chi_\mu \frac{\mu_o'}{\mu_г'} = \chi_\mu \frac{\mu_o \frac{100}{\sigma_o}}{\mu_г \frac{100}{\sigma_г}} = \chi_\mu \frac{\mu_o \sigma_г}{\mu_г \sigma_o} \quad кг/кг; \tag{5.22}$$

$$\chi_o' = \chi_\mu \frac{\mu_o \sigma_г}{\mu_г \sigma_o} \frac{\gamma_г}{\gamma_o} \quad л/л. \tag{5.23}$$

Можно написать формулы для определения коэффициентов χ_μ и χ_o применительно к конкретным топливам, например:

1) для сложного горючего и водного раствора азотной кислоты различной весовой концентрации

$$C_{c_1}H_{h_1}O_{o_1}N_{n_1}+\chi_\mu(HNO_3\cdot m_oH_2O);$$

$$\chi_\mu=\frac{2c_1+0{,}5h_1-o_1}{3-0{,}5h_2}\ моля/моль;\quad \chi_o=\chi_\mu\frac{63+18m_o}{12c_1+h_1+16o_1}\ кг/кг;$$

2) для сложного горючего и кислорода

$$C_{c_1}H_{h_1}O_{o_1}N_{n_1}+\chi_\mu O_2;$$

$$\chi_\mu=c_1+0{,}25h_1-0{,}5\cdot o_1\ моля/моль;$$

$$\chi_o=\chi_\mu\frac{32}{12c_1+h_1+16\cdot o_1+14n_1}\ кг/кг;$$

3) для горючего и раствора озона в кислороде

$$C_{c_1}H_{h_1}O_{o_1}+\chi_\mu(O_2\cdot m_oO_3);$$

$$\chi_\mu=\frac{2c_1+0{,}5h_1-o_1}{2+3m_o}\ моля/моль;\quad \chi_o=\chi_\mu\frac{32+48m_o}{12c_1+h_1+16\cdot o_1}\ кг/кг.$$

Если топливо задано в виде элементарных составов горючего и окислителя, то весовой стехиометрический коэффициент состава топлива определится по таким формулам.

1. В случае использования окислителя, состоящего из чистого кислорода:

$$\chi_o=\frac{8}{3}C_г+8H_г-O_г\ кг/кг,$$

где $C_г$, $H_г$ и $O_г$ — элементы горючего в *кг/кг*.

2. В случае использования окислителя, в состав которого также входят горючие элементы:

$$\chi_o=\frac{\frac{8}{3}C_г+8H_г-O_г}{O_o-\left(\frac{8}{3}C_o+8H_o\right)}\ кг/кг.$$

В этом случае молярный стехиометрический коэффициент состава топлива определится из предыдущей формулы:

$$\chi_o=\chi_\mu\frac{\mu_o\sigma_г}{\mu_г\sigma_o},\ \text{т. е. }\chi_\mu=\chi_o\frac{\mu_г\sigma_o}{\mu_o\sigma_г}\ кмоля/кмоль.$$

В табл. 5.4—5.6 приведены значения весовых и объемных стехиометрических коэффициентов состава наиболее широко используемых топлив.

Пример 4. Определить χ_μ, χ_o и χ_o' топлива, состоящего из керосина состава $C_{7,15}H_{13,5}$ и азотной кислоты 96%-ной весовой концентрации, если $\gamma_г=0{,}84$ *кг/л*, $\gamma_o=1{,}5$ *кг/л* и $m_o=0{,}184$ *кмоля/кмоль*.

Р е ш е н и е.
Коэффициенты состава данного топлива будут:

а) $\chi_\mu = \dfrac{2c_1 + 0{,}5h_1 - o_1}{o_2 - 0{,}5h_2} = \dfrac{2 \cdot 7{,}15 + 5 \cdot 13{,}5 - 0}{3 - 0{,}5 \cdot 1} = 8{,}16$ *кмоля/кмоль*;

б) весовой

$$\chi_o = \chi_\mu \frac{\mu_o + 18m_o}{12c_1 + h_1 + 16o_1} = 8{,}16 \frac{63 \cdot 18 \cdot 0{,}184}{12 \cdot 7{,}15 + 13{,}5} = 5{,}512 \text{ кг/кг};$$

в) объемный

$$\chi_o' = \chi_o \frac{\gamma_r}{\gamma_o} = 5{,}512 \frac{0{,}84}{1{,}5} = 3{,}081 \text{ л/л}.$$

Пример 5. Определить теоретический расход тетранитрометана $C(NO_2)_4$ для полного сгорания 1 *кмоля* и 1 *кг* керосина следующего состава: $C_г = 86{,}4\%$ и $H_г = 13{,}6$ %.

Р е ш е н и е.
1. Условная химическая формула керосина заданного состава имеет вид

$$\frac{C_{86{,}14}}{12} \frac{H_{13{,}6}}{1} = C_{7{,}2}H_{13{,}6}.$$

2. Стехиометрический коэффициент состава топлива будет:
а) молярный

$$\chi_\mu = \frac{2 \cdot 7{,}2 + 0{,}5 \cdot 13{,}6}{8 - 2{,}1} = 3{,}537 \text{ кмоля/кмоль};$$

б) весовой

$$\chi_o = \chi_\mu \frac{\mu_o}{\mu_г} = 3{,}537 \frac{196}{100} = 6{,}933 \text{ кг/кг}.$$

Те же результаты можно получить другим путем.
Для этого вычислим весовой элементарный состав тетранитрометана, т. е.

$$C_o = \frac{12}{196} 100 = 6{,}12\%; \quad N_o = \frac{4 \cdot 14}{196} 100 = 28{,}58\%;$$

$$O_o = \frac{8 \cdot 16}{196} 100 = 65{,}30\%.$$

При этом получим

$$\chi_o = \frac{\frac{8}{3} C_г + 8H_г - O_г}{O_o - \left(\frac{8}{3} C_o + 8H_o\right)} = \frac{\frac{8}{3} 86{,}4 + 8 \cdot 13{,}6}{65{,}3 - \frac{8}{3} 6{,}12} = 6{,}93 \text{ кг/кг};$$

$$\chi_\mu = \chi_o \frac{\mu_г}{\mu_o} = 6{,}93 \frac{100}{196} = 3{,}537 \text{ кмоля/кмоль}.$$

Пример 6. Определить теоретический расход азотной кислоты 100 и 90%-ной весовой концентрации для полного сгорания 1 *кмоля* и 1 *кг* толуола C_7H_8.
Р е ш е н и е.

1) $\chi_o = \dfrac{2c_1 + 0{,}5h_1 - o_1}{O_2 - (2c_2 + 0{,}5h_2)} = \dfrac{2 \cdot 7 + 0{,}5 \cdot 8}{3 - 0{,}5 \cdot 1} = 7{,}2$ *кмоля/кмоль*;

2) $\chi_o = \chi_\mu \frac{\mu_o}{\mu_r} = 7{,}2\frac{63}{92} = 4{,}93$ *кг/кг*;

3) $\chi_o = \chi_\mu \frac{\mu_o \sigma_r}{\mu_r \sigma_o} = 7{,}2\frac{63 \cdot 100}{92 \cdot 90} = 5{,}46$ *кг/кг*.

Пример 7. Определить теоретически необходимое количество азотной кислоты для сгорания 1 *кг* керосина, если компоненты имеют элементарные составы:

а) керосин:

$$C_r = 85{,}6\% = 0{,}856 \text{ кг};$$
$$H_r = 14{,}4\% = 0{,}144 \text{ кг}$$
$$\text{Всего } 100\% \text{ или } 1 \text{ кг}$$

б) азотная кислота:

$$H_o = 1{,}6 = 0{,}016 \text{ кг};$$
$$O_o = 76{,}2\% = 0{,}762 \text{ кг};$$
$$N_o = 22{,}2\% = 0{,}222 \text{ кг}$$
$$\text{Всего } 100\% \text{ или } 1 \text{ кг}$$

Решение.

$$\chi_o = \frac{\frac{8}{3}C_r + 8H_r - O_r}{O_o - \left(\frac{8}{3}C_o + 8H_o\right)} = \frac{\frac{8}{3}85{,}6 + 8 \cdot 14{,}4}{76{,}2 - 8 \cdot 1{,}6} = 5{,}4 \text{ кг/кг}.$$

§ 5. Определение коэффициента избытка окислителя в топливе

Расчеты и эксперименты показывают, что наибольшую удельную тягу развивает двигатель при работе на топливе с некоторым недостатком окислителя, так как при этом:

1) понижается температура продуктов сгорания топлива вследствие разбавления их горючим и, следовательно, снижаются потери тепла из-за диссоциации газов;

2) образуются продукты сгорания топлива с малым молекулярным весом (газообразный водород и другие легкие газы), а следовательно, с большей газовой постоянной;

3) улучшаются условия для смешения компонентов топлива, так как чем больше отличается состав топливной смеси от стехиометрического, тем легче осуществить перемешивание и получить стехиометрический состав смеси для компонента, находящегося в недостатке; в результате увеличивается полнота сгорания и, следовательно, повышается удельное тепловыделение топлива, что в совокупности с предыдущими факторами увеличивает удельную тягу двигателя.

Но, с другой стороны, при сжигании горючего с недостатком окислителя в продуктах сгорания остается несгоревший компонент

и теряется непроизводительно часть горючего. Поэтому уменьшение окислителя в топливе относительно стехиометрически потребного количества практически должно иметь рациональный предел.

Отношение фактически расходуемого количества окислителя для сгорания единицы количества горючего к теоретически необходимому принято называть *коэффициентом избытка окислителя* в топливе и обозначать буквой α, т. е.

$$\alpha = \frac{\chi'_{\mu}}{\chi_{\mu}} = \frac{\chi}{\chi_0} = \frac{\chi'}{\chi'_0}, \qquad (5.24)$$

откуда действительное количество окислителя для сгорания единицы горючего будет

$$\chi'_{\mu} = \alpha\chi_{\mu} \text{ кмоля/кмоль}; \quad \chi = \alpha\chi_0 \text{ кг/кг} \text{ и } \chi' = \alpha\chi' \text{ л/л},$$

где χ'_{μ}, χ и χ' — соответственно молярный, весовой и объемный действительные коэффициенты состава топлива.

В современных двигателях $\alpha \approx 0{,}70 \div 0{,}98$.

Если в окислителе содержатся горючие элементы, то между коэффициентом избытка окислителя и коэффициентом избытка кислорода (фтора, хлора) имеется существенная разница.

В табл. 5.4 приведены расчетные значения χ и χ' при различных α для топлива, состоящего из керосина $C_{7{,}15}H_{13{,}5}O_{0{,}05}$ ($\gamma_г = 0{,}84$ *кг/л* при 20° С) и водного раствора азотной кислоты различной весовой концентрации, вычисленные при нормальной температуре с учетом изменения удельного веса азотной кислоты в зависимости от ее концентрации.

Таблица 5.4

Концентрация в %	96	98	100	96	98	100
α	χ в *кг/кг*			χ' в *л/л*		
0,6	2,993	2,953	2,935	1,673	1,643	1,622
0,7	3,577	3,534	3,491	1,999	1,966	1,929
0,8	4,175	4,129	4,068	2,333	2,297	2,248
0,9	4,835	4,750	4,668	2,702	2,642	2,580
1,0	5,512	5,400	5,292	3,081	3,004	2,924

Таблица 5.5

Коэффициент α	χ *кг/кг*	χ' *л/л*
0,6	2,054	1,496
0,7	2,397	1,745
0,8	2,793	1,994
0,9	3,082	2,244
1,0	3,424	2,493

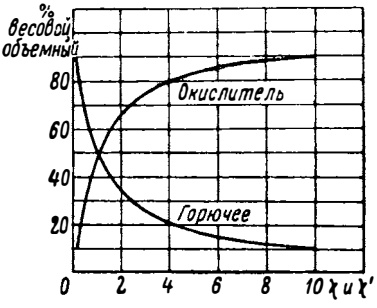
В табл. 5.5 приведены расчетные значения χ и χ' для топлива, состоящего из керосина $C_{7{,}15}H_{14{,}2}$ ($\gamma_г = 0{,}83$ *кг/л* при 20° С) и жидкого кислорода O_2.

В табл. 5.6 приведены значения χ и χ' для топлива, состоящего из водного раствора этилового спирта различной весовой концентрации $C_2H_5OH \cdot m_г H_2O$ и жидкого кислорода O_2.

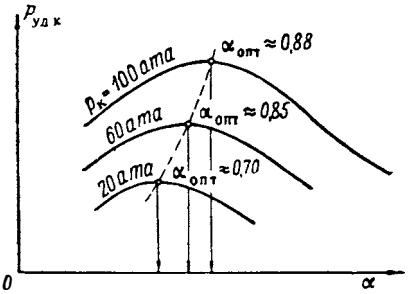
Таблица 5. 6

Концентрация C_2H_5OH в %	75	85	95	100	75	85	95	100
	χ в *кг/кг*				χ' в *л/л*			
0,6	0,745	0,892	1,038	1,112	0,558	0,649	0,731	0,768
0,7	0,950	1,112	1,274	1,355	0,712	0,809	0,797	0,937
0,8	1,154	1,332	1,509	1,598	0,865	0,969	1,063	1,105
0,9	1,359	1,552	1,745	1,841	1,019	1,129	1,229	1,273
1,0	1,564	1,772	1,980	2,085	1,172	1,290	1,395	1,441

Если известно соотношение компонентов топлива по весу или по объему χ', то по графикам фиг. 5. 8 можно приближенно определить содержание горючего и окислителя в топливе в % по весу или объему.



Фиг. 5. 8. Объемное и весовое процентное содержание в топливе горючего и окислителя в зависимости от коэффициентов состава χ и χ'.



Фиг. 5. 9. Удельная тяга двигателя в зависимости от коэффициента избытка окислителя в топливе при разных давлениях в камере сгорания.

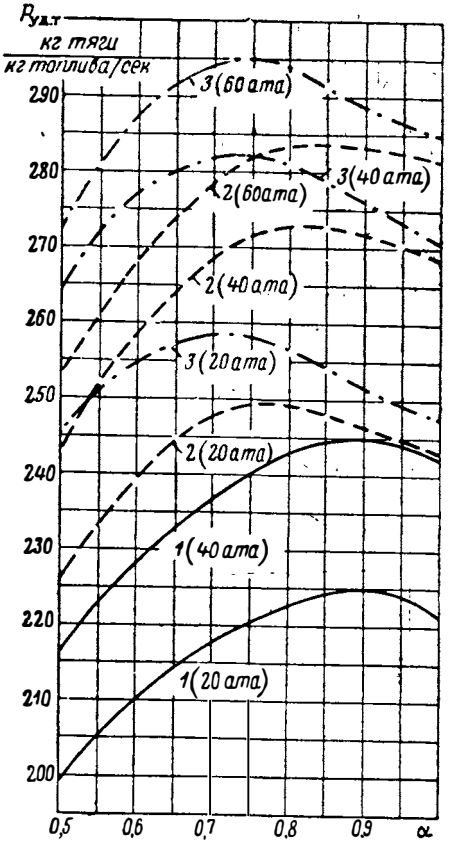
Вопрос оптимального значения $\alpha_{опт}$ для различных топлив в зависимости от давления в камере сгорания еще недостаточно изучен. При заданном давлении в камере сгорания двигателя оптимальным будет то значение коэффициента избытка окислителя, которому отвечает максимум удельной тяги, значение которой, так же как и оптимальное значение этого коэффициента, зависит от характера процесса истечения продуктов сгорания топлива из сопла.

При повышении давления в камере двигателя снижается диссоциация продуктов сгорания топлива (процесс сгорания интенсифицируется), и поэтому значение α по величине максимальной удельной тяги возрастает (фиг. 5. 9).

Расчеты показывают, что у топлив с высокой температурой сгорания (например керосин+жидкий кислород) максимум удельной

тяги лежит в области меньших α (фиг. 5. 10), чем у топлив с относительно низкой температурой сгорания (например керосин+азотная кислота).

При одном и том же давлении в камере двигателя максимум температуры сгорания топлива по величине α лежит ближе к единице, чем максимум удельной тяги.

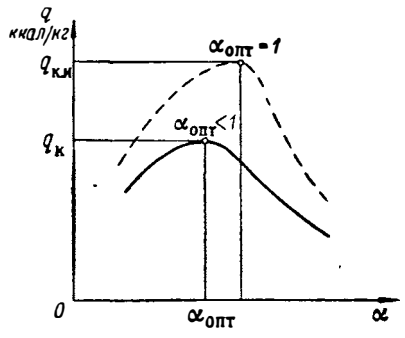


Фиг. 5. 10. Зависимость теоретической удельной тяги некоторых топлив от коэффициента избытка окислителя при давлении в камере сгорания $p_к$=20; 40 и 60 *ата*.

1—керосин +96%-ная азотная кислота, *2*—93,5%-ный этиловый спирт+ жидкий кислород, *3*—керосин+жидкий кислород.

Расчеты показывают, что изменение χ относительно его оптимального значения на 5% снижает $P_{уд}$ на 0,5%, а изменение χ на 2% изменяет температуру продуктов сгорания топлива почти на 50° С и конечную скорость полета снаряда приблизительно на 4%.

Для приближенного определения оптимального значения $\alpha_{опт}$ данного топлива в зависимости от давления в камере сгорания двигателя нужно задаться несколькими предполагаемыми значениями α (не менее четырех) и вычислить при этих значениях удельную тягу двигателя, а затем построить графики зависимости $P_{уд}$ от α.



Фиг. 5. 11. Зависимость идеального и действительного тепловыделений топлива от коэффициента избытка окислителя.

На фиг. 5. 11 показаны кривые удельных тепловыделений топлива в идеальном двигателе $q_{к.и}$ и в реальном двигателе $q_к$ (с учетом побочных теплопотерь) в зависимости от коэффициента избытка окислителя в топливе α.

Из этой фигуры видно, что кривая $q_к$ имеет максимум при $\alpha<1$, располагается ниже кривой $q_{к.и}$ и стремится сблизиться с ней в области пониженных температур, связанных с большим недостатком окислителя (левая ветвь фигуры) или горючего (правая ветвь).

Это сближение обеих кривых вызывается уменьшением диссоциации продуктов сгорания топлива с переходом процесса сгорания в область более низких температур. Резкое понижение обеих кривых в области уменьшенных α (от единицы до нуля) объясняется все бо́льшим недостатком окислителя и резко замедленным ходом процесса сгорания в связи с понижением температуры.

В области $\alpha>1$ эти кривые удельного тепловыделения, а следовательно, и температура процесса сгорания топлива понижаются более круто (по сравнению с областью $\alpha<1$), в связи с чем замедляется и скорость процесса сгорания.

При повышении давления в камере сгорания удельное тепловыделение $q_к$ увеличивается в связи с уменьшением диссоциации продуктов сгорания топлива.

Элементарный весовой состав 1 *кг* топлива при заданном коэффициенте избытка окислителя α определится по формулам:

$$\left.\begin{array}{ll} \text{а) углерода} & \text{в) кислорода} \\ C_т=\dfrac{C_г+\alpha\chi_o C_o}{1+\alpha\chi_o}\ кг/кг; & O_т=\dfrac{O_г+\alpha\chi_o O_o}{1+\alpha\chi_o}\ кг/кг; \\ \text{б) водорода} & \text{г) азота} \\ H_т=\dfrac{H_г+\alpha\chi_o H_o}{1+\alpha\chi_o}\ кг/кг; & N_т=\dfrac{N_г+\alpha\chi_o N_o}{1+\alpha\chi_o}\ кг/кг. \end{array}\right\} \quad (5.25$$

Пример 8. Определить элементарный состав топлива, состоящего из керосина ($C_г=0{,}86$; $H_г=0{,}13$ и $O_г=0{,}01$ *кг/кг*) и азотной кислоты 96%-ной весовой концентрации ($H_o=0{,}020$; $O_o=0{,}767$ и $N_o=0{,}213$ *кг/кг*), если коэффициент избытка окислителя в топливе $\alpha=0{,}8$.

Р е ш е н и е.

1. Потребное количество азотной кислоты заданной весовой концентрации для сгорания 1 *кг* керосина:

а) теоретическое

$$\chi_o=\frac{\frac{8}{3}C_г+8H_г-O_г}{O_o-\left(\frac{8}{3}C_o+8H_o\right)}=\frac{0{,}86+8\cdot0{,}13-0{,}01}{0{,}767-8\cdot0{,}02}=5{,}46\ кг/кг;$$

б) действительное

$$\chi=\alpha\chi_o=0{,}8\cdot5{,}45=4{,}36\ кг/кг.$$

2. Элементарный состав данного топлива будет

$$C_т=\frac{C_г+\chi C_o}{1+\chi}=\frac{0{,}86}{1+4{,}36}=0{,}161\ кг/кг;$$

$$H_т = \frac{O_г + \chi O_о}{1+\chi} = \frac{0.13 + 4{,}36 \cdot 0{,}02}{1+4{,}36} = 0{,}039 \text{ кг/кг};$$

$$O_т = \frac{O_г + \chi O_о}{1+\chi} = \frac{0{,}01 + 4{,}36 \cdot 0{,}767}{1+4{,}36} = 0{,}626 \text{ кг/кг};$$

$$N_т = \frac{N_г + \chi N_о}{1+\chi} = \frac{4{,}36 \cdot 0{,}213}{1+4{,}36} = 0{,}174 \text{ кг/кг}$$

Всего 1,00 кг

§ 6. Определение весовых и объемных частей, удельного веса и удельного объема топлива

При термодинамическом расчете двигателя необходимо знать весовые и объемные доли горючего и окислителя, удельный вес или удельный объем топлива заданного состава.

Эти характеристики топлива можно определить по формулам:

1) весовые доли компонентов топлива

$$g_г = \frac{\mu_г}{\mu_г + \alpha\chi_\mu\mu_о} \text{ кг/кг}; \quad g_о = \frac{\alpha\chi_\mu\mu_о}{\mu_г + \alpha\chi_\mu\mu_о} \text{ кг/кг}, \qquad (5.26)$$

где $\mu_г + \alpha\chi_\mu \mu_о$ — число *кмолей* топлива по расчету на 1 *кмоль* горючего, причем $g_г + g_о = 1$ *кг*;

2) удельные объемы компонентов топлива

$$v_г = g_г / \gamma_г \text{ л/кг}; \; v_о = g_о / \gamma_о \text{ л/кг}, \qquad (5.27)$$

где $\gamma_г$ и $\gamma_о$ *кг/л* — удельные веса соответственно горючего и окислителя; значения их берутся из таблиц и исправляются в зависимости от заданной температуры;

3) удельный объем топлива

$$v_т = v_г + v_о = g_г / \gamma_г + g_о / \gamma_о \text{ кг/л}; \qquad (5.28)$$

4) удельный вес топлива

$$\gamma_т = \frac{1}{v_т} = \frac{1}{(g_г/\gamma_г) + (g_о/\gamma_о)} = \frac{\mu_г + \alpha\chi_\mu\mu_о}{(\mu_г/\gamma_г) + \alpha(\chi_\mu\mu_о/\gamma_о)} \text{ кг/л}; \qquad (5.29)$$

5) объемные доли топлива

$$r_г = \frac{v_г}{v_т} = \frac{g_г/\gamma_г}{(g_г/\gamma_г) + (g_о/\gamma_о)} \text{ л/л}; \quad r_о = \frac{v_о}{v_т} = \frac{g_о/\gamma_о}{(g_г/\gamma_г) + (g_о/\gamma_о)} \text{ л/л}, \qquad (5.30)$$

где $r_г + r_о = 1$ *л*.

§ 7. Определение теплотворности топлива

В теории ЖРД принято различать полное и неполное сгорание топлива.

Полным называется такое сгорание топлива, во время которого один из его компонентов (находящийся в недостатке относительно стехиометрически потребного количества) полностью расходуется на образование продуктов сгорания, неспособных больше гореть.

Неполным называется такое сгорание топлива, во время которого один из его компонентов (находящийся в недостатке относительно стехиометрически потребного количества) расходуется частично на образование продуктов полного сгорания и частично таких продуктов, которые при определенных условиях еще способны гореть.

Количество теплоты, выделяющееся при полном сгорании единицы веса или объема топлива, приведенное к стандартным условиям, принято называть теплотворностью топлива.

Так как за единицы количества топлива приняты 1 *кмоль*, 1 *кг* и 1 *л*, то принято различать молярную, весовую и объемную теплотворность топлива.

Поскольку топливо может иметь стехиометрический и нестехиометрический рабочий составы из горючего и окислителя, то также следует различать теплотворность топлива:

1) *стехиометрическую* (при $\alpha=1$), обычно приводимую в справочной литературе, и

2) *рабочую* (при $\alpha \neq 1$); обычно определяемую расчетом в каждом отдельном случае.

Принято также различать для топлива или его компонентов:

1) *высшую теплотворность* — количество тепла, выделившегося при сгорании единицы топлива или его компонента, без учета при стандартных условиях тепла, уходящего с парами воды, образовавшимися в процессе сгорания топлива;

2) *низшую теплотворность* — то же с учетом тепла, уходящего с парами воды.

Высшая теплотворность не характерна для оценки топлива или его компонентов, так как практически не все выделяемое тепло при охлаждении продуктов сгорания до стандартных условий может быть использовано в двигателе. Поэтому при тепловых расчетах процессов принимают значение низшей теплотворности топлива. Теплотворность топлива в общем случае может обусловливаться теплом, выделяющимся при сгорании горючих элементов горючего и окислителя.

В табл. 5.7 приведены значения стехиометрической теплотворности некоторых горючих.

Если в горючем или окислителе содержится вода, то для ее испарения нужно затратить некоторое количество тепла, на величину которого снижается их теплотворность.

Таблица 5.7

Теплотворность некоторых горючих при сжигании в кислороде

Наименование горючего	$H^{в}_{\mu г}$ *ккал/кмоль*	$H_{\mu г}$ *ккал/кмоль*	$H_{и г}$ *ккал/кг*
Водород	62 644	57 785	28 792
Углерод	94 051	94 051	7 838
Бензол	783 400	751 600	9 609
Толуол	933 600	893 600	9 920
Скипидар	1 470 000	1 385 000	10 180
Этиловый спирт 100%-ный	328 000	296 200	6 440
Метиловый спирт 100%-ный	170 900	149 700	4 680
	Условная формула:		
Бензин авиационный грозненский	$C_{7,13}H_{14,5}$		10 500
Керосин экспортный	$C_{7,13}H_{14,4}$		10 360
•	$C_{7,15}H_{13,5}O_{0,05}$		10 230
•	$C_{4,23}H_{12,76}O_{0,03}$		10 250

Теплотворности и энтальпии продуктов переработки нефти даже для погонов с одинаковым удельным весом обычно не одинаковы. Их значения зависят от месторождения и характеристик исходной нефти, а также от ее переработки. Поэтому для практических расчетов часто приходится пользоваться некоторыми средними значениями теплотворности и энтальпии нефтепродуктов, вычисленными в зависимости от их элементарных составов и удельных весов.

Низшая молярная стехиометрическая теплотворность при температуре 20° С может быть определена по формулам:

1) горючего:

$$H_{\mu г} = 94\,051c_1 + 57\,785 \cdot 0{,}5h_1 - 9718m_г \text{ ккал/кмоль}; \quad (5.31)$$

2) окислителя:

$$H_{\mu о} = 94\,051c_2 + 57\,785 \cdot 0{,}5h_2 - Q_{\mu\ обр} - 9718m_о \text{ ккал/кмоль}, \quad (5.32)$$

где 94 051 и 57 785 — низшая стехиометрическая теплотворность соответственно углерода и водорода при полном сжигания их в кислороде (см. табл. 5.7) в *ккал/кмоль*;

c_1, h_1 и c_2, h_2 — числа атомов соответственно углерода и водорода в 1 *кмоле* горючего и окислителя;

$0{,}5h_1$ и $0{,}5h_2$ — число кмолей паров воды, образующихся при полном сгорании 1 *кмоля* безводного горючего и соответственно окислителя;

9718 — количество теплоты, затрачиваемое на испарение 1 *кмоля* воды при давлении 1 *атм*

и температуре реакции (при 1 *атм* теплота испарения воды $r_{исп}$=539,4 *ккал/кг*);

$m_г$ и $m_о$ — число *кмолей* воды в виде примеси в 1 *кмоле* соответственно горючего и окислителя, определяемое по приведенным выше формулам;

$Q_{\mu\,обр}$ — теплота образования окислителя из элементов H, C, N и O в *ккал/кг*; значение ее может быть положительным и отрицательным в зависимости от того, было получено или затрачено тепло при образовании данного окислителя.

В зависимости от количества тепла, выделяющегося при сгорании горючих элементов окислителя, и величины теплоты его образования теплотворность окислителя может быть положительной и отрицательной. Например, при 100%-ной концентрации окислителя имеем теплотворность:

а) азотной кислоты HNO_3 при $Q_{\mu\,обр}$=41 660 *ккал/кмоль*

$$H_{\mu о}=57\,785\cdot 0{,}5\cdot 1-41\,660=-12\,767{,}5\ ккал/кмоль;$$

б) перекиси водорода H_2O_2 при $Q_{\mu\,обр}$=44 840 *ккал/кмоль*

$$H_{\mu о}=57\,785\cdot 0{,}5\cdot 2-44\,840=12\,945\ ккал/кмоль.$$

Теплотворность окислителя с концентрацией меньше 100% нужно определять с учетом теплоты растворения воды в данном компоненте и расхода тепла на испарение этой воды. Процесс растворения веществ в жидкостях в большинстве случаев протекает экзотермически, т. е. с выделением тепла.

Теплота растворения воды в данном компоненте топлива может быть приближенно определена по формуле

$$Q_{\mu\,раств}=\frac{Am_о}{a+m_о}, \qquad (5.33)$$

где $m_о$ — число *кмолей* воды, приходящееся на 1 *кмоль* данного компонента топлива;

A и a — коэффициенты, постоянные для каждого вещества, например для азотной кислоты A=8974 и a=1,737.

Если теплота $Q_{\mu\,раст}$ отдельно не указывается, а присоединяется к $Q_{\mu\,обр}$, т. е. для водных растворов величина $Q_{\mu\,обр}$ принимается большей, чем она есть на самом деле, то об этом должна быть сделана особая оговорка.

Низшая рабочая теплотворность данного топлива по расчету на 1 *кмоль*, 1 *кг* и 1 *л* горючего определяется по формулам:

1) молярная

$$H_{\mu\,т}=\alpha(H_{\mu\,г}+\chi_\mu H_{\mu о})\ ккал/кмоль; \qquad (5.34)$$

2) весовая

$$H_u=\frac{H_{\mu\,т}}{\mu_г+\alpha\chi_\mu\mu_о}=\frac{\alpha(H_{\mu\,г}+\chi_\mu H_{\mu\,о})}{\mu_г+\alpha H_\mu\mu_о}\ ккал/кг; \qquad (5.35)$$

3) объемная

$$H'_u = \gamma_т H_u \text{ ккал/л}, \tag{5.36}$$

где $\gamma_т$ — удельный вес топлива в *кг/л*.

Если известны низшие рабочие весовые теплотворности горючего и окислителя, то низшую рабочую весовую теплотворность топлива можно определить по формуле

$$H_u = \frac{H_{u\,г} + \alpha\chi_o H_{u\,o}}{1 + \alpha\chi_o} \text{ ккал/кг}, \tag{5.37}$$

где χ_o — весовой стехиометрический коэффициент состава топлива.

При коэффициенте избытка окислителя $\alpha \geqslant 1$ теплотворность топлива равна химической энергии, определяемой по формулам:

$$I_{\mu\,х.т} = H_{\mu\,г} + \alpha\chi_\mu H_{\mu o} \text{ ккал/кмоль}; \tag{5.38}$$

$$I_{х.т} = \frac{I_{\mu\,х.т}}{\mu_г + \alpha\chi_\mu\mu_o} = \frac{H_{\mu\,г} + \alpha\chi_\mu H_{\mu o}}{\mu_г + \alpha\chi_\mu\mu_o} \text{ ккал/кг}. \tag{5.39}$$

Пользуясь этими формулами, можно построить графики зависимостей молекулярных и весовых химических энергий и теплотворностей любого заданного топлива в зависимости от коэффициента избытка окислителя α (фиг. 5. 12).

Низшая весовая стехиометрическая теплотворность топлив, применяемых в современных двигателях, $H_u \approx 1400 \div 2500$ *ккал/кг*.

В табл. 5. 8 приведены значения низшей стехиометрической теплотворности этилового и метилового спиртов при различных их концентрациях в водных растворах.

Таблица 5.8

Концентрация %	Этиловый спирт (C_2H_5OH)		Метиловый спирт (CH_3OH)	
	$H_{\mu\,г}$ *ккал/кмоль*	$H_{u\,г}$ *ккал/кг*	$H_{\mu\,г}$ *ккал/кмоль*	$H_{u\,г}$ *ккал/кг*
100	296 200	6440	149 700	4680
95	294 780	6080	148 710	4410
90	293 200	5740	147 620	4150
85	293 200	5380	146 390	3890
80	289 450	5030	145 010	3620
75	287 200	4680	143 440	3360
70	284 650	4330	141 650	3090
65	281 680	3980	139 600	2830
60	278 220	3630	137 200	2570

Если в качестве горючего или окислителя применяются сжиженные газы, т. е. жидкости, температура кипения которых ниже условно принятой температуры начала реакции (обычно 15—20° С), то при определении теплотворности топлива в этом случае необходимо

учесть тепло, расходуемое на испарение этого компонента и нагрев его до температуры t °С, пользуясь формулой

$$Q_{\mu\ исп+под} = \mu_{комп}\,[r_{исп} + c_p\,(t - t_{кип})]\ \textit{ккал/кмоль}, \qquad (5.40)$$

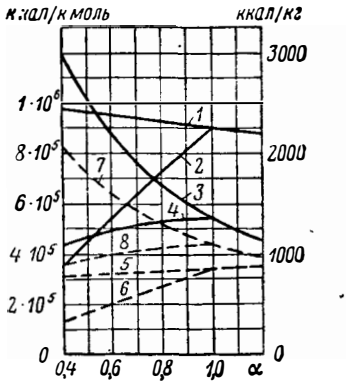
где $\mu_{комп}$ — молекулярный вес;
$r_{исп}$ — скрытая теплота испарения в *ккал/кг*;
c_p — теплоемкость в *кал/кг* °С;
$t_{кип}$ — температура кипения данного компонента в °С.

Например, для кислорода имеем $\mu r_{исп} = 1630$ *ккал/моль*, $\mu c_p = 7$ *ккал/кмоль* и $t_{кип} = -182{,}97$° С.

Теплоты испарения и подогрева сжиженных окислителей до нормальной температуры равны в *кал/моль*:

окислитель:						
O_2	F_2	OF_2	O_2F_2	O_3	FNO_3	NF_3
$Q_{\mu\ исп+под}$:						
3,1	3,0	4,0	5,2	3,6	6,0	4,4

Теплотворность является лишь статической характеристикой топлива и не отражает собой динамики процесса горения его в камере двигателя. В реальных условиях два разных по виду топлива, но имеющих почти одинаковую теплотворность, могут развивать весьма различные удельные (с единицы веса) тепловые эффекты. По этой причине теплотворность не может служить единственной характеристикой качества топлива.



Фиг. 5.12. Изменение химической энергии и теплотворности топлива в зависимости от коэффициента избытка окислителя. Топливо—керосин+95%-ная азотная кислота.

1—молярная химическая энергия $I_{\mu\ x.т}$; *2*—молярная теплотворность $H_{\mu\ т}$; *3*—весовая химическая энергия $I_{x.т}$; *4*—весовая теплотворность H_{μ}. Топливо—95%-ный этиловый спирт +80%-ная перекись водорода. *5*—молярная химическая энергия $I_{\mu\ x\ т}$; *6*—молярная теплотворность $H_{\mu\ т}$; *7*—весовая химическая энергия $I_{x.т}$; *8*—весовая теплотворность H_{μ}.

При данной емкости баков снаряда выгоднее иметь топливо с большим удельным весом; поэтому для удобства оценки качества топлива теплотворность его иногда целесообразно относить не к 1 *кг*, а к 1 *л* топлива. В связи с тем, что вес топливных баков и системы топливоподачи двигателя составляет значительную часть веса снаряда, то при выборе компонентов топлива для проектируемого двигателя снаряда за критерий калорийности топлива можно брать его объемную теплотворность.

Пример 9. Определить низшую стехиометрическую теплотворность топлива ($\alpha = 1$), состоящего из керосина и азотной кислоты 98%-ной весовой концентрации, если $C_г = 85{,}75\%$, $H_г = 13{,}50\%$ и $O_г = 0{,}75\%$, $H_{u\,г} = 10\,230$ *ккал/кг*, $\gamma_г = 0{,}841$ *кг/л* и $\gamma_o(100\%) = 1{,}520$ *кг/л*.

Решение.

1. Условная химическая формула керосина заданного состава имеет вид

$$C_{7,15}H_{13,4}O_{0,05}.$$

2. Удельный вес данного водного раствора азотной кислоты

$$\gamma_o = \frac{1}{g_1/\gamma_1 + g_2/\gamma_2} = \frac{1}{0,98/1520 + 0,02/1} = 1,491 \text{ кг/л}.$$

3. Стехиометрический коэффициент состава топлива:

а) молярный

$$\chi_\mu = \frac{2c_1 + 0,5h_1 - o_1}{o_2 - (2c_2 + 0,5h_2)} = \frac{2 \cdot 7,15 + 0,5 \cdot 13,4 - 0,05}{3 - 0,5 \cdot 1} = 8,4 \text{ кмоля/кмоль};$$

б) весовой

$$\chi_o = \chi_\mu \frac{\mu_o}{\mu_г} = 8,4 \frac{63}{100} = 5,292 \text{ кг/кг}.$$

4. Удельный вес топлива

$$\gamma_т = \frac{\gamma_o \gamma_г (1 + \chi_o)}{\gamma_o + \chi_o \gamma_г} = \frac{1,520 \cdot 0,841 (1 + 5,292)}{1,520 + 5,292 \cdot 0,841} = 1,34 \text{ кг/л}.$$

5. Количество воды в 1 *кмоле* азотной кислоты заданной концентрации

$$m_o = \frac{\mu_o (100 - \sigma_o)}{18\sigma_o} = \frac{63 (100 - 98)}{18,98} = 0,078 \text{ кмоля/кмоль}.$$

6. Низшая молярная стехиометрическая теплотворность данного керосина при $H_{u\,г} = 10\,230$ *ккал/кг* (см. табл. 5.7).

$$H_{\mu\,г} = \mu_г H_{u\,г} = 1\,023\,000 \text{ ккал/кмоль}.$$

7. Низшая молярная стехиометрическая теплотворность азотной кислоты заданной концентрации при $Q_{\mu\,обр} = 41\,660$ *ккал/кмоль* и $Q_{\mu\,раств} = -325$ *ккал/кмоль*

$$H_{\mu o} = 94\,051c_2 + 28\,892h_2 - (Q_{\mu\,обр} + Q_{\mu\,раств} + Q_{\mu\,исп+под}) =$$

$$= 28\,892 \cdot 1 - (41\,660 + 325) = -13\,093 \text{ ккал/кмоль}.$$

8. Низшая стехиометрическая теплотворность топлива:

а) молярная

$$H_{\mu т} = \alpha (H_{\mu\,г} + \chi_\mu H_{\mu\,o}) - 9718 (m_г + \alpha\chi_\mu m_o) = 1 (1\,023\,000 - 8,4 \cdot 13\,093) -$$

$$- 9718 \cdot 1 \cdot 8,4 \cdot 0,078 \simeq 906\,653,5 \text{ ккал/кмоль};$$

б) весовая

$$H_u = \frac{H_{\mu т}}{\mu_г + \alpha\chi_\mu \mu_o + 18 (m_г + m_o)} = \frac{906\,653,5}{100 + 8,4 \cdot 63 + 18 (\upsilon + 0,078)} =$$

$$= 1437,7 \text{ ккал/кг};$$

$$H'_u = \gamma_т H_u = 1,34 \cdot 1437,7 = 1926,5 \text{ ккал/л}.$$

Пример 10. Определить низшую рабочую теплотворность топлива, состоящего из водного раствора этилового спирта 90%-ной концентрации и жидкого кислорода, если $\gamma_г = 0,818$ *кг/л*, $\gamma_o = 1,14$ *кг/л*, $\chi_\mu = 2,88$ *кмоля/кмоль* и $\alpha = 0,8$.

Р е ш е н и е.

1. Весовые доли компонентов топлива

$$g_г = \frac{\mu_г \sigma_о}{\mu_г \sigma_о + \alpha \chi_\mu \mu_о \sigma_г} = \frac{46{,}100}{46 \cdot 100 + 0{,}8 \cdot 2{,}88 \cdot 32 \cdot 90} = 0{,}399 \text{ кг/кг};$$

$$g_о = \frac{\alpha \chi_\mu \mu_о \sigma_г}{\mu_г \sigma_о + \alpha \chi_\mu \mu_о \sigma_г} = \frac{0{,}8 \cdot 2{,}88 \cdot 32 \cdot 90}{46 \cdot 100 + 0{,}8 \cdot 2{,}88 \cdot 32 \cdot 90} = 0{,}601 \text{ кг/кг}.$$

2. Удельный вес топлива

$$\gamma_т = \frac{1}{g_г/\gamma_г + g_о/\gamma_о} = \frac{1}{0{,}399/0{,}818 + 0{,}601/1{,}14} = 0{,}99 \text{ кг/л}.$$

3. Число *кмолей* воды в 1 *кмоле* этилового спирта заданной концентрации

$$m_г = \frac{\mu_г (100 - \sigma_1)}{18 \sigma_г} = \frac{46 (100 - 90)}{18 \cdot 90} = 0{,}284 \text{ кмоля/кмоль}.$$

4. Низшая стехиометрическая теплотворность этилового спирта заданной концентрации

$$H_{\mu г} = 296\,200 - 9718 m_г = 296\,200 - 9718 \cdot 0{,}284 = 294\,440 \text{ ккал/кмоль}.$$

5. Низшая рабочая теплотворность топлива при теплоте испарения и подогрева жидкого кислорода до нормальной температуры, равной $Q_{\mu\,исп+под} = 3100$ *ккал/кмоль*, будет:

а) молярная

$$H_{\mu т} = \alpha (H_{\mu г} + \chi_\mu H_{\mu о}) = \alpha (H_{\mu г} - \chi_\mu Q_{\mu\,исп+под}) =$$
$$= 0{,}8 (293\,200 - 2{,}8 \cdot 3100) = 227\,370 \text{ ккал/кмоль};$$

б) весовая

$$H_и = \frac{H_{\mu т}}{\mu_г \frac{100}{\sigma_г} + \alpha \mu_о \frac{100}{\sigma_о}} = \frac{227\,370}{46 \frac{100}{90} + 0{,}8 \cdot 2{,}88 \cdot 32} = 1775 \text{ ккал/кг};$$

в) объемная

$$H'_и = \gamma_т H_и = 0{,}99 \cdot 1775 = 1755 \text{ ккал/л}.$$

§ 8. Определение энергосодержания топлива

При расчете процессов сгорания топлива необходимо знать энергосодержание 1 *кмоля* или 1 *кг* горючего, окислителя и топлива (исходных веществ). Согласно закону сохранения энергии энергосодержание топлива до сгорания равно энергосодержанию продуктов полного сгорания (газов) этого топлива.

На этом основании для 1 *кмоля* горючего при $\alpha = 1$ уравнение баланса энергии выразится так:

$$I'_г + \chi_\mu I'_о = I'_{газ} \text{ ккал/кмоль}, \qquad (5.41)$$

откуда энергосодержание 1 *кмоля* горючего будет

$$I'_г = I'_{газ} - \chi_\mu I'_о \text{ ккал/кмоль}.$$

Если в качестве окислителя применяется кислород, то состав топлива в общем случае выразится формулой

$$C_{c_1}H_{h_1}O_{o_1}N_{n_1} + \chi_\mu O_2,$$

а энергосодержание продуктов полного сгорания этого топлива будет

$$I'_{газ} = c_1 I'_{CO_2} + 0{,}5h_1 I'_{H_2O} + 0{,}5n_1 I'_{N_2} + H_{\mu г} = I'_г \ ккал/кмоль.$$

Отсюда получается формула для определения низшей стехиометрической теплотворности 1 *кмоля* горючего при применении в качестве окислителя кислорода:

$$H_{\mu г} = I'_г - (c_1 I'_{CO_2} + 0{,}5h_1 I'_{H_2O} + 0{,}5n_1 I'_{N_2}) \ ккал/кмоль,$$

где I'_{CO_2}, I'_{H_2O} и I'_{N_2} — энергосодержание соответственно углекислоты, водяного пара и азота в *ккал/кмоль* (берется из таблицы).

Энергосодержание 1 *кмоля* окислителя, состав которого в общем случае выражается условной химической формулой $C_{c_2}H_{h_2}O_{o_2}N_{n_2}$, можно определить по уравнению

$$I'_o = c_2 I'_{CO_2} + 0{,}5h_2 I'_{H_2O} + 0{,}5o_2 I'_{O_2} + 0{,}5n_2 I'_{N_2} - Q_{\mu\,обр} \ ккал/кмоль.$$

Отсюда также получается формула для определения теплоты образования 1 *кмоля* окислителя:

$$Q_{\mu\,обр} = I'_o - (c_2 I'_{CO_2} + 0{,}5h_2 I'_{H_2O} + 0{,}5o_2 I'_{O_2} + 0{,}5n_2 I'_{N_2}) \ ккал/кмоль,$$

где I'_{CO_2}, I'_{H_2O}, I'_{O_2} и I'_{N_2} — энергосодержание соответственно углерода, водорода, кислорода и азота в *ккал/кмоль* (берется из таблицы).

Поскольку в некоторых компонентах топлива (азотной кислоте, спиртах, перекиси водорода) обычно содержится некоторое количество воды, то при вычислении их энергосодержания необходимо учитывать выделяющуюся теплоту при растворении воды в данном компоненте топлива (см. табл. 5.9), уменьшив на ее величину энергосодержание этого компонента без воды. Энергосодержание воды обычно учитывается отдельно.

Содержание воды в азотной кислоте зависит от ее сорта и может доходить до 4% по весу.

Энергосодержание горючего или окислителя, состоящего из нескольких компонентов, можно определить по формуле

$$I_{комп} = \sum g_k I_k + Q_{раств} \ ккал/кг, \qquad (5.42)$$

где $g_к$ — весовая доля $к$-того компонента в смеси горючего или окислителя в *кг/кг*;

$I_к$ — энергосодержание $к$-того компонента в смеси горючего и окислителя в *ккал/кг*;

$Q_{\text{раств}}$ — теплота растворения одного компонента в другом в *ккал/кг*.

Например, энергосодержание водного раствора азотной кислоты определится по формуле

$$I_{HNO_3} = g_{HNO_3} I_{HNO_3} + g_{H_2O} I_{H_2O} + g_{H_2O} Q_{\text{раств}} \text{ ккал/кг},$$

где g_{HNO_3} и g_{H_2O} — весовые доли чистой азотной кислоты и воды в смеси в *кг/кг*;

I_{HNO_3} и I_{H_2O} — энергосодержание чистой азотной кислоты и соответственно воды в *ккал/кг*;

$Q_{\text{раств}}$ — теплота растворения воды в азотной кислоте, равная 325 *ккал/кг*.

Зная энергосодержание горючего и окислителя, можно определить энергосодержание топлива, пользуясь формулами:

1) молярное

$$I'_т = I'_г + \alpha \chi_\mu I'_о \text{ ккал/кмоль}; \tag{5.43}$$

2) весовое

$$I_т = \frac{I'_т}{\mu_г + \alpha \chi_\mu \mu_о + 18 (m_г + \alpha \chi_\mu m_о)} \text{ ккал/кг} \tag{5.44}$$

или

$$I_т = \frac{I'_г + \alpha \chi_о I'_о}{1 + \alpha \chi_о} \text{ ккал/кг}, \tag{5.45}$$

где $I_г$ и $I_о$ — энергосодержание 1 *кг* соответственно горючего и окислителя в *ккал/кг*.

В табл. 5.9 приведены значения энергосодержания некоторых наиболее часто применяемых компонентов топлива.

Если известны низшая теплотворность 1 *кг* данного компонента топлива и элементарный весовой состав, то его энергосодержание можно определить по формуле (5.41).

Энергосодержание данного вещества зависит от принятой системы отсчета его величины и от того, куда отнесена химическая энергия: к горючему или окислительному элементу или к веществу, образующемуся в результате химической реакции.

В литературе встречаются различные способы отсчета энергосодержаний веществ. При расчетах ЖРД выбор той или иной системы отсчета величины энергосодержания данного вещества не является существенным, так как в этом случае нас интересует не абсолютное значение энергосодержания, а только относительное изменение его в течение данного процесса. Необходимо только весь расчет производить в одной системе отсчета.

Таблица 5.9

Энергосодержание (полная энтальпия) некоторых компонентов топлива при 20° С, применяемых в образцах иностранных ракет

Компоненты топлива	Формула	Энергосодержание	
		ккал/кмоль	*ккал/кг*
Горючие			
Водород (при —252,8° С)	H_2	—1 836	—918
Керосин состава $C_г$=85,75%, $H_г$ = =13,5% и $O_г$=0,8%	$C_{7,75}H_{13,5}O_{0,05}$	—47 000	—470
Керосин состава $C_г$ =86,76%, $H_г$= =12,76% и $O_г$=0,48%	$C_{7,23}H_{12,76}O_{0,03}$	—43 050	—430,5
Этиловый спирт 100%-ный	C_2H_5OH	—66 486	—1443
То же 93,5%-ный	—	—	—1609
Метиловый спирт 100%-ный	CH_3OH	—57 020	—1778
Изопропиловый спирт 100%-ный	C_3H_7OH	—76 260	—1271
Фурфуроловый спирт 100%-ный	$C_4H_2OCH_2OH$	—63 112	—644
Тонка-250 (состоит из 50% ксилидина и 50% триэтиламина)	—	—	—107,7
Анилин	C_6H_7N	8 450	91
Аммиак жидкий (при —33,5° С)	NH_3	—17 050	—1001,5
Гидразин	N_2H_4	12 050	376,5
Гидразингидрат	$(NH_2)_2 \cdot H_2O$	— 57 950	—1158
Диметилгидразин несимметричный (димазин)	$C_2H_8N_2[(CH_3)_2N_2H_2]$	11 125	185
Метилгидразин	CH_6N_2	13 445	292
Диэтиламин	$C_4H_{11}N$	—30 100	—412
Метан жидкий (при —184° С)	CH_4	—17 630	—1102
Бензол	C_6H_6	11 700	150
Изопропилнитрат	$C_3H_7O.\ NO_2$	—72 828	—476
Пентаборан	B_5H_9	7 800	123
Окислители			
Азотная кислота 100%-ная	HNO_3	—41 404	—657
То же 96%-ная	—	—	—798
Четырехокись азота	N_2O_4	—6 740	—73,3
Смесь из 80% HNO_3 98%-ной + +20% N_2O_2	—	—	—658
Тетранитрометан	$C(NO_2)_4$	8 900	45,4
Перекись водорода 100%-ная	H_2O_2	—44 500	—1310
Кислород жидкий (при —183° С)	O_2	—3 100	—97
Хлорная кислота	$HClO_4$	—18 091	—110

Продолжение

Компоненты топлива	Формула	Энергосодержание	
		ккал/кмоль	*ккал/кг*
Озон (при —112° С)	O_3	+30 200	+629
Фтор жидкий (при —188° С)	F_2	+3 000	+79
Монооксись фтора жидкая (при —145° С)	OF_2	+2 860	+53
Трифторид азота жидкий (при —129° С)	NF_3	—31 900	—449
Трифторид хлора	ClF_3	—32 100	—347
Вода (иногда входит в состав компонентов топлива)	H_2O	—68 370	—3798
Теплота растворения в воде			
Азотной кислоты 96%-ной	—	—5 850	—325
То же 98%-ной	—	—5 850	—325
Этилового спирта	—	—250	—14
Перекиси водорода	—	—200	—11

В дальнейшем будем пользоваться наиболее распространенной и удобной системой отсчета, предложенной А. П. Ваничевым [1]. В этой системе химическая энергия (теплота образования) относится к веществу, образовавшемуся в процессе химической реакции. За нуль отсчета энергосодержаний принята температура 20° С (293, 16° К). При этом все вещества обладают только химической энергией. Так как их физическое теплосодержание равно нулю, то и энергосодержание элементов при этой температуре также равно нулю.

Химическая энергия продуктов сгорания топлива в камере ЖРД (CO_2, H_2O, CO, OH, NO, H, O и N) равна соответственно теплоте образования этих веществ, причем химическая энергия продуктов сгорания CO_2, H_2O и CO отрицательна, а других газов — положительна.

Теплотой образования вещества называется действительная теплота, выделяющаяся или затрачиваемая на образование данного вещества из элементов, взятых в стандартном состоянии (углерод в виде графита, а кислород, водород и азот в виде молекулярных газов O_2, H_2, N_2).

Теплота образования горючих и окислительных элементов, а также продуктов сгорания при 20° С (193,16° К) приведена в табл. 5. 10.

[1] Ваничев А. П. Термодинамический расчет горения и истечения в области высоких температур. Изд. БНТ, 1947.

Таблица 5.10

Теплота образования и энергия диссоциации некоторых веществ при температурах 20° С (293,16° К) и 25° С (298,16° К)

Наименование вещества	Химическое обозначение вещества	Молекулярный или атомный вес	Теплота образования *ккал/кмоль*		Энергия диссоциации *ккал/кмоль*
			293,16° К	298,16° К	
Углерод	Графит	12,010	0	0	170 016 (теплота сублимации)
Водород	H_2	2,016	0	0	103 242
Кислород	O_2	32,00	0	0	117 946
Азот	N_2	28,16	0	0	225 000
Сера	$S_{ромб}$	32 00	0	0	—
Фтор	F_2	38,00	0	0	37 000
Углекислый газ	CO_2	44,010	—94 051	—94 052	66 765(CO_2=CO+0,5O_2)
Водяной пар	H_2O	18,016	—57 785	—57 798	57 102(H_2O=H_2+0,5O_2)
Окись углерода	CO	28,010	—26 423	—26 426	256 189
Сернистый ангидрид	SO_2	64,07	—70 932	—70 947	67 528(SO_2=SO+0,5O_2)
Окись серы	SO	48,035	—2 806	—2 813	118 689
Метан	CH_4	16,042	—17 851	—17 889	392 487
Гидроксил	OH	17,008	+8 455	8 456	65 500(H_2O=0,5H_2+OH)
Окись азота	NO	30,008	21 600	21 600	21 481(0,5N_2+0,5O_2=NO)
Атомарные газы:					
водород	H	1,008	52 082	52 090	—
кислород	O	16,00	59 534	59 542	—
азот	N	14,008	112 936	112 944	—
углерод	C	12,010	171 312	171 327	—
сера	S	32,00	57 441	57 441	—
фтор	F	19,00	18 995	19 003	—
Ацетилен	C_2H_2	26,036	54 197	54 199	388 947
Этилен	C_2H_4	28,052	12 535	12 496	531 986

В принятой нами системе отсчета энергосодержание данного горючего или окислителя в общем случае состоит из:

1) *физического теплосодержания,* которое может быть положительным или отрицательным, в зависимости от того, нагрето или охлаждено используемое в двигателе вещество, относительно той температуры, при которой дана его теплота образования;

2) *теплоты перехода вещества из одного агрегатного состояния в другое,* если теплота образования относится не к тому агрегатному состоянию, в котором данное вещество применяется в двигателе (эту теплоту необходимо учитывать с соответствующим знаком).

Физическим теплосодержанием называется то количество тепла, которое затрачивается на нагрев при постоянном давлении данной весовой единицы химически неизмененного вещества от выбранной температуры отсчета T_0 до температуры T, при которой оно применяется в двигателе. Это тепло равно $c_p\ (T—T_0)$ *ккал/кг,*

где c_p *ккал/кг* °С — средняя удельная теплоемкость вещества при постоянном давлении.

Теплотой образования называется та энергия, которая выделяется или поглощается при образовании данного вещества из элементов, взятых в стандартном состоянии.

Теплота образования и химическая энергия не равны друг другу, хотя и связаны между собой, потому что в процессе образования вещества при любой температуре, отличной от абсолютного нуля, всегда происходит изменение физического теплосодержания. Это объясняется различными значениями теплоемкости веществ, вступивших в химическую реакцию, и вещества, получившегося в результате этой реакции. Только при температуре абсолютного нуля в процессе химической реакции не происходит изменение физического теплосодержания, и поэтому теплота образования в точности равна химической энергии.

Так как химическая энергия топлива определяется теплотой образования горючего и окислителя, то чем больше значения будет иметь теплота образования компонентов топлива, тем выше будет его теплотворность. Поскольку теплота образования различных веществ изменяется в широких пределах и может быть положительной и отрицательной, то с этой точки зрения более выгодно то топливо, компоненты которого имеют положительную теплоту образования.

Пример 11. Определить энергосодержание воды при температуре 20° С.

Решение.

Энергосодержание жидкой воды состоит из:

а) теплоты образования водяного пара из элементов в количестве $Q_{\text{м обр}} = -57\,785$ *ккал/кмоль* и

б) теплоты перехода воды из газообразного состояния в жидкое при 1 *ата* и 20° С в количестве $Q_{\text{м пер}} = -106\,000$ *ккал/кмоль,* т. е.

$$I_{\text{в}} = Q_{\text{м обр}} + Q_{\text{м пер}} = -57\,785 + (-10\,600) = -68\,385 \text{ ккал/кмоль}$$

или

$$I_{в} = \frac{-I'_{в}}{\mu_{в}} = \frac{-68\,385}{18} = -3798 \text{ ккал/кг}.$$

Пример 12. Определить энергосодержание жидкого кислорода при температуре кипения (90° К).

Решение.

Энергосодержание жидкого кислорода состоит из:

а) теплоты, отводимой от кислорода при его охлаждении от температуры 293 до 90° К, в количестве $Q_{\mu\,охл} = c_p(90 - 293) = 7\,(90 - 293) = -1420$ *ккал/кмоль* и

б) теплоты перехода кислорода из газообразного состояния в жидкое, которая при температуре 90° К и атмосферном давлении равна

$$Q_{\mu\,пер} = -1680 \text{ ккал/кмоль},$$

т. е.

$$I'_{O_2} = Q_{\mu\,охл} + Q_{\mu\,пер} = -1420 - 1630 = -3100 \text{ ккал/кмоль}$$

или

$$I_{O_2} = \frac{-I'_{O_2}}{\mu_{O_2}} = \frac{3100}{32} \simeq -96{,}9 \text{ ккал/кг}.$$

Пример 13. Определить энергосодержание азотной кислоты 100%-ной весовой концентрации при температуре 20° С.

Решение.

Энергосодержание азотной кислоты 100%-ной весовой концентрации при температуре 20° С в принятой нами системе отсчета равно теплоте образования, т. е.

$$I'_{HNO_3} = Q_{\mu\,обр} = -41\,660 \text{ ккал/кмоль}$$

или

$$I_{HNO_3} = \frac{-41\,660}{63} = -660{,}1 \text{ ккал/кг}.$$

Пример 14. Определить энергосодержание азотной кислоты 96%-ной весовой концентрации (4% воды) при температуре 20° С, если теплота растворения в ней воды $Q_{раств} = -325$ *ккал/кг*.

Решение.

Энергосодержание азотной кислоты заданной весовой концентрации будет

$$I_{HNO_3} = 0{,}96 I_{HNO_3} + 0{,}04 I_{H_2O} + 0{,}04 \cdot Q_{раств} = 0{,}96\,(-660{,}1) + 0{,}04\,(-3798) + 0{,}04\,(-325) \simeq -798 \text{ ккал/кг}.$$

Пример 15. Определить низшую стехиометрическую теплотворность топлива, состоящего из жидкого кислорода O_2 и диэтиламина $C_4H_{11}N$, если $C_г = 0{,}657$; $H_г = 0{,}152$ и $N_г = 0{,}191$ *кг/кг*, а также $C_т = 0{,}166$; $H_т = 0{,}038$ и $N_т = 0{,}049$ *кг/кг*.

Решение.

1. Теоретически потребное количество жидкого кислорода для полного сгорания 1 *кг* диэтиламина будет

$$L_0 = \frac{8}{3} C_г + 8 H_г = \frac{8}{3} 0{,}657 + 8 \cdot 0{,}152 = 2{,}97 \text{ кг/кг}.$$

2. Энергосодержание топлива при температуре 20° С определится по формуле

$$I_т = \frac{I_г + \chi_0 I_0}{1 + \chi_0} = \frac{-412 + 2{,}97\,(-97)}{1 + 2{,}97} = -176{,}3 \text{ ккал/кг}.$$

3. Весовые доли продуктов сгорания будут

$$g_{CO_2} = \frac{11}{3} C_т = \frac{11}{3} 0{,}166 = 0{,}608;$$

$$g_{H_2O} = 9H_т = 9 \cdot 0{,}038 = 0{,}343 \text{ и } g_{N_2} = 0{,}049 \text{ кг/кг}.$$

4. Энергосодержание продуктов полного сгорания топлива при температуре 20° С

$$I_{газ} = g_{CO_2} I_{CO_2} + g_{H_2O} I_{H_2O} + g_{N_2} I_{N_2} = -2140 \cdot 0{,}608 + (-3120)\,0{,}343 =$$
$$= -2370 \text{ ккал/кг},$$

где I_{H_2O} — энергосодержание паров воды при 20° С.

5. Низшая теплотворность данного топлива определится как разность энергосодержаний топлива и продуктов его сгорания, взятых при заданной температуре топлива T_0, т. е.

$$H_u = (I_т - I_{газ})\,T_0$$

или

$$H_u = I_{ф.т} + I_{х.т} - (I_{ф.газ} + I_{х.газ}) = (I_{ф.т} - I_{ф.газ}) + (I_{х.т} - I_{х.газ}).$$

Эта формула показывает, что теплотворность топлива представляет собой сумму разностей физических и химических энергосодержаний топлива и продуктов сгорания.

Поскольку теплотворность топлива определяется обычно при низких температурах (18—25° С, так что $T_0 \approx 298°$ К), то при этом условии изменение физических и химических энергосодержаний при сгорании топлива (превращении его в продукты сгорания) сравнительно невелико, и теплотворность в основном состоит из изменения химических энергий. На этом основании можно считать, что

$$H_u \approx I_{х.т} - I_{х.газ} = I_т - I_{газ} = -176{,}3 - (-2370) = 2194 \text{ ккал/кг}.$$

Пример 16. Определить энергосодержание керосина, если $C_г = 0{,}858$; $H_г = 0{,}135$ и $O_г = 0{,}007$ *кг/кг*; $H_{u\,г} = 10\,170$ *ккал/кг*, стехиометрический коэффициент состава топлива $\chi_0 = 3{,}35$ *кг/кг* и $\mu_{кер} = 100$.

Р е ш е н и е.

1. Количество продуктов полного сгорания 1 *кг* керосина в газообразном кислороде будет

$$G_{CO_2} = \frac{11}{3} C_г = \frac{11}{3} 0{,}858 = 3{,}14 \text{ кг/кг};$$

$$G_{H_2O} = 9 \cdot H_г = 9 \cdot 0{,}135 = 1{,}21 \text{ кг/кг},$$

что составляет

$$G_г = G_{CO_2} + G_{H_2O} = 3{,}14 + 1{,}21 = 4{,}35 \text{ кг/кг}.$$

2. Энергосодержание продуктов полного сгорания керосина с учетом данных табл. 5. 10

$$I_{CO_2} = \frac{Q_{u\,обр}}{\mu_{CO_2}} = \frac{-94\,051}{44} = -2137{,}5 \text{ ккал/кг};$$

$$I_{H_2O} = \frac{-57\,785}{18} = -3210{,}3 \text{ ккал/кг}.$$

3. Энергосодержание данного керосина определится из баланса энергии до и после сгорания:

$$I_{\text{кер}} + \gamma_o I_{O_2} = G_{CO_2} I_{CO_2} + G_{H_2O} I_{H_2O} + H_{и\,г},$$

т. е.

$$I_{\text{кер}} = G_{CO_2} I_{CO_2} + G_{H_2O} I_{H_2O} + H_{и\,г} - \chi_o I_{O_2} =$$

$$= 3{,}14\,(-2137{,}5) + 1{,}21\,(-3210{,}3) + 10\,170 - 0 = -426{,}2 \text{ ккал/кг}.$$

Пример 17. Определить энергосодержание топлива при 20° С, состоящего из керосина и азотной кислоты 96%-ной весовой концентрации, если $\chi = 4{,}2$ кг/кг, $I_{\text{кер}} = -426$ ккал/кг и $I_{HNO_3(96\%)} = 798$ ккал/кг.

Решение.

Энергосодержание заданного топлива будет

$$I_т = \frac{I_г + \chi I_o}{1 + \chi} = \frac{-426 + 4{,}2\,(-798)}{1 + 4{,}2} = -726{,}4 \text{ ккал/кг}.$$

Пример 18. Определить при температуре 2820° К теплосодержание продуктов сгорания топлива следующего объемного состава:

$CO_2 = 12{,}1\%$; $CO = 20{,}3\%$; $H_2O = 41{,}0\%$; $H_2 = 10{,}1\%$; $OH = 1{,}8\%$;

$H = 0{,}8\%$; $N_2 = 13{,}8\%$ и $O_2 = 0{,}1\%$.

Решение.

1. Теплосодержание заданных компонентов продуктов сгорания топлива при температуре 2820° К согласно данным таблицы (приложение I) будет

$$I'^{2820^\circ}_{CO_2} = I'^{2800^\circ}_{CO_2} + \frac{I'^{2900^\circ}_{CO_2} - I'^{2800^\circ}_{CO_2}}{100} 20 - I'^{300^\circ}_{CO_2} =$$

$$= \left[\left(-60{,}309 + \frac{-58{,}81 - (-60{,}309)}{100} 20 - (-93{,}990)\right)\right] 10^3 =$$

$$= 33{,}980 \cdot 10^3 \text{ ккал/кмоль};$$

$$I'^{2820^\circ}_{CO} = I'^{2800^\circ}_{CO} + \frac{I'^{2900^\circ}_{CO} - I'^{2800^\circ}_{CO}}{100} 20 - I'^{300^\circ}_{CO} =$$

$$= \left[\left(-5{,}803 + \frac{-4{,}916 - (-5{,}803)}{100} 20^\circ - (-26{,}375)\right)\right] 10^3 =$$

$$= 20\,749 \cdot 10^3 \text{ ккал/кмоль}.$$

Аналогично находим $I'_{H_2O} = 27{,}50103$; $I'_{H_2} = 19{,}609 \cdot 10^3$; $I'_{OH} = 19{,}854 \cdot 10^3$; $I'_H = 12{,}519 \cdot 10^3$; $I'_{N_2} = 10{,}565 \cdot 10^3$; $I'_{O_2} = 21{,}719 \cdot 10^3$ ккал/кмоль.

2. Теплосодержание продуктов сгорания 1 *моля* горючего при той же температуре

$$I'_к = \sum r_i I'_i = (0{,}121 \cdot 33{,}980 + 0{,}203 \cdot 20{,}749 + 0{,}410 \cdot 27{,}50 + 0{,}101 \cdot 19{,}609 +$$

$$+ 0{,}018 \cdot 19{,}854 + 0{,}008 \cdot 12{,}519 + 0{,}138 \cdot 20{,}565 + 0{,}001 \cdot 21{,}319)\, 10^3 = 24\,895 \text{ ккал/кмоль}.$$

§ 9. Требования, предъявляемые к топливу ЖРД

Некоторые качества топлива и его компонентов имеют решающее влияние на конструкцию двигателя, эффективность его работы и дальность полета снаряда с этим двигателем.

К топливу ЖРД предъявляются следующие основные требования:

1. *Возможно высокие значения теплотворности топлива* и к. п. д. двигателя на этом топливе, так как при этом требуется меньший удельный и часовой расход топлива, а также меньшие габариты и вес летательного аппарата в целом. Теплотворность топлива является основным параметром, характеризующим его качество. Теплотворность топлива и к. п. д. двигателя при работе на этом топливе оказывают существенное влияние на скорость истечения продуктов сгорания из сопла. Однако следует иметь в виду, что иногда топливо с меньшей теплотворностью в силу других своих качеств может оказаться выгоднее топлива, имеющего большую теплотворность.

2. *Возможно больший удельный вес топлива,* так как при этом в тех же емкостях баков можно поместить больше по весу топлива или при данном весе топлива уменьшить габариты и вес баков, вес системы топливоподачи и аэродинамическое сопротивление летательного аппарата, что при прочих равных условиях обеспечит снаряду большую дальность полета. Сжиженные компоненты топлива имеют относительно малый удельный вес, что является их большим недостатком.

Вопрос о запасе топлива и размещении его на летательном аппарате с ЖРД имеет особо важное значение вследствие весьма больших секундных расходов топлива в двигателе.

3. *Возможно большое удельное газообразование топлива.* Чем больше удельный объем получаемых продуктов сгорания при прочих равных условиях, тем меньше их температура реакции и больше к. п. д.

Большой удельный объем газообразования означает меньший удельный вес этих продуктов, бо́льшую их теплоемкость и высокое значение газовой постоянной (все эти параметры связаны между собой), а следовательно, и бо́льшую скорость истечения газов из сопла двигателя и пропорциональную ей удельную тягу.

Большой удельный объем продуктов сгорания топлива обычно получается при применении горючих, богатых водородом и другими легкими атомами, или при использовании углеводородных топлив с большим избытком горючего, ввиду чего образуется значительное количество газообразного водорода, не связанного с кислородом.

Этим в основном и объясняется то, что оптимальный состав многих двухкомпонентных топлив не совпадает со стехиометрическим составом и обычно соответствует смеси, богатой горючим; при этом условии получаются продукты сгорания, обладающие малым молекулярным весом.

4. *Возможно большее отношение теплоемкостей продуктов сгорания топлива* ($k=c_p/c_v$), так как при прочих равных условиях увеличение значения k обусловливает повышение удельной тяги двигателя.

5. *Возможно малая вязкость и небольшое поверхностное натяжение компонентов топлива,* так как при этом уменьшается расход энергии на подачу их в камеру и улучшается распыл компонентов топлива. Распыливать компоненты топлива тем легче, чем меньше их коэффициент поверхностного натяжения. Знание коэффициента вязкости компонентов топлива необходимо при гидравлическом расчете двигателя и его агрегатов.

6. *Возможно высокие значения теплоемкости, теплопроводности, температур кипения и разложения* тех компонентов топлива, которые предназначаются для охлаждения двигателя.

Компонент топлива должен обладать достаточной термической стойкостью во избежание кипения при данном давлении, испарения и химического разложения при соприкосновении с оболочкой камеры двигателя, нагретой до температуры порядка 300—600° С, и образования твердых и маслянистых осадков, ухудшающих теплоотвод от оболочки к жидкости. Чем выше теплоемкость, теплопроводность, теплота испарения и температура кипения компонента топлива, тем лучше его эксплуатационные свойства как охлаждающего агента.

7. *Возможность самовоспламенения компонентов топлива при их смешении в камере двигателя,* так как при этом не требуется система зажигания топлива при запуске и упрощаются конструкция и система запуска двигателя.

8. *Возможно малый период задержки воспламенения смешиваемых компонентов* в широких пределах соотношения их между собой, так как запаздывание воспламенения на доли секунды при большом секундном расходе топлива в камеру сгорания двигателя может привести к большому скоплению в камере горючей смеси и последующему ее взрыву, а следовательно, к аварии двигателя.

Для обеспечения наилучшего срабатывания топлива в двигателе при высоком к. п. д. с минимальной задержкой воспламенения и при наименьшем времени пребывания газов в камере сгорания температура самовоспламенения топлива должна быть по возможности ниже, пределы воспламенения шире, а скорость горения выше (при прочих равных условиях).

9. *Возможно бóльшая скорость сгорания топлива,* так как при этом получается более устойчивая работа двигателя и уменьшается время пребывания данного топлива в камере сгорания, уменьшаются габариты и вес последней, а следовательно, при прочих равных условиях увеличивается дальность полета снаряда.

10. *Возможно меньшая температура сгорания топлива* в камере двигателя при высоком удельном тепловыделении; чем ниже температура сгорания, тем меньше будет потеря тепла вследствие диссоциации продуктов сгорания топлива и тем при более благоприятных условиях будут работать камера сгорания и сопло двигателя. Температура сгорания топлива должна допускать создание надежной системы охлаждения двигателя.

11. *Достаточно высокая физическая и химическая стойкость компонентов топлива* при эксплуатационных давлениях и температурах, обеспечивающих длительное хранение их в неизмененном состоянии и эффективное использование в двигателе снаряда.

Летучесть компонентов топлива особенно нежелательна, если их пары огнеопасны или ядовиты.

При длительном хранении компоненты топлива не должны выделять твердые и смолистые осадки. Для предохранения некоторых компонентов топлива от смолообразования к ним прибавляют специальные вещества — антиоксиданты (ингибиторы).

Хранение сжиженных компонентов топлива представляет большие трудности, так как температура их кипения в большинстве случаев очень низка (они весьма неустойчивы). Это обстоятельство надо иметь в виду при выборе топлива для проектируемого двигателя.

12. *Возможно низкая температура замерзания компонентов топлива* (не выше минус 40° С) и *возможно высокая температура их кипения* (не ниже плюс 50° С), чтобы в условиях полета компонент топлива при незначительном понижении температуры не перешел в твердое состояние и не сделался настолько густым, что подача его в камеру сгорания станет затруднительной или совсем невозможной, а при незначительном повышении температуры не закипел, что важно при использовании компонента для охлаждения камеры сгорания и сопла двигателя. Это требование не относится к сжиженным и газообразным компонентам топлива.

13. *Возможно малая химическая активность (коррозийное действие) компонентов топлива по отношению к материалам двигателя*, что позволяет хранить компоненты топлива в баках, выполненных из некислотоупорных материалов. Азотная кислота с небольшой примесью воды разрушает некоторые металлы, претерпевая при этом структурное изменение, ухудшающее ее качество как окислителя. Перекись водорода претерпевает качественное изменение при соприкосновении с поверхностью металлов, не разрушая их. Для азотной кислоты и перекиси водорода требуются баки и трубопроводы из специальных материалов.

14. *Возможно малая гигроскопичность компонентов топлива,* т. е. склонность их к поглощению влаги из атмосферы, что снижает концентрацию компонентов, засоряет их кристаллами при вымораживании и делает агрессивными для многих металлов.

15. *Безопасность при хранении и эксплуатации компонентов топлива,* т. е. компоненты топлива не должны бурно испаряться, взрываться и воспламеняться в присутствии атмосферного воздуха.

Парообразование топлива в баке при хранении может вызвать повышение давления и взрыв бака.

Некоторые компоненты топлива являются неустойчивыми (жидкий кислород, жидкий аммиак и др.) и огнеопасными веще-

ствами, склонными к детонации при загрязнении, повышении температуры при ударе (например перекись водорода, нитрометан и др.).

Огнеопасность особенно присуща многим окислителям, входящим в химическое соединение со значительным количеством органических веществ (например азотная кислота и перекись водорода вызывают самовоспламенение при контакте со многими органическими веществами). Большинство горючих легко воспламеняется при небольшом нагревании на воздухе.

Азотная кислота, перекись водорода, анилин и некоторые другие компоненты топлива, попадая на тело человека, вызывают серьезные ожоги. При применении таких компонентов топлива требуются соответствующие меры предосторожности. Огнеопасность горючих определяется температурой вспышки; чем ниже эта температура, тем огнеопаснее горючее.

16. *Компоненты топлива не должны быть токсичными как в жидком, так и в газообразном состояниях,* чтобы избежать отравления ими обслуживающего персонала. Однако при соответствующих мерах предосторожности токсичность эффективного компонента топлива не может служить препятствием для его применения.

17. *Недефицитность и дешевизна получения компонентов топлива с отечественных баз.* Широко применяемые в настоящее время компоненты топлива, особенно окислители, имеют более высокую стоимость, чем горючие для воздушно-реактивных и поршневых двигателей.

Содержание в компонентах топлива посторонних примесей недопустимо, так как они снижают характеристики и надежность работы двигателя. Твердые примеси в компонентах топлива вызывают износ форсунок и насосов и по авиационным нормам не должны превышать 0,005%.

Перечисленные требования к топливу определяют его техническое применение, развиваемую им удельную тягу, способ охлаждения камеры сгорания и сопла, систему топливоподачи, надежность и безотказность работы двигателя на данном топливе.

В настоящее время не существует такого топлива, которое полностью удовлетворяло бы всем перечисленным требованиям. Поэтому приходится из большого числа известных химических соединений выбирать такие комбинации, которые для заданных условий работы двигателя способны дать наилучшие результаты.

Наибольшие трудности представляет выбор окислителя, так как почти все окислители малоустойчивы, взрывоопасны, ядовиты и дороги.

Многообразие требований, предъявляемых к компонентам топлива, приводит к тому, что в настоящее время практическое применение имеют лишь некоторые из них. Во многих случаях приходится отказываться от ряда перечисленных выше требований к виду дру-

гих полезных качеств данного топлива. Например, часто приходится пренебрегать ядовитостью, химической агрессивностью и другими отрицательными свойствами компонентов топлива.

§ 10. Основные характеристики горючих ЖРД

Горючими в общем случае называют вещества, в состав которых в преобладающем количестве входят горючие элементы (C, H, Be, Al и др.).

С технической точки зрения горючим может считаться любое вещество, характеризующееся значительным тепловыделением при сгорании единицы веса или объема, достаточной активностью к вступлению в реакцию сгорания с данным окислителем, распространенностью и доступностью для массового применения.

По основным характерным признакам существующие горючие топлив подразделяются:

1) по числу горючих элементов — на элементарные, состоящие из одного горючего элемента, например H, Be, B и др., и сложные, образуемые различными сочетаниями горючих и негорючих элементов;

2) по физическому состоянию при обычной температуре — на жидкие, газообразные и твердые;

3) по числу компонентов, составляющих горючее, — на однокомпонентные и многокомпонентные;

4) по характеру реагирования горючего при контакте с окислителями — на несамовоспламеняющиеся (несамореагирующие) и самовоспламеняющиеся (самореагирующие);

5) по характеру применения — на основной или рабочий компонент топлива и вспомогательный или пусковой компонент топлива, т. е. применяемый только при запуске двигателя.

В настоящее время в ЖРД получили применение в основном сложные горючие. К числу основных, заслуживающих наибольшего внимания сложных горючих ЖРД относятся:

1) углеводородные горючие — керосины и близкие к ним углеводороды, в том числе бензол, нитробензол и нитротолуол,

2) кислородоуглеводородные горючие — спирты: этиловый, метиловый, пропиловый, фурфуриловый и их растворы;

3) азотноуглеводородные горючие — амины: анилин, диэтиламин, триэтиламин, ксилидин и их растворы;

4) азотноводородные горючие — аммиак, гидразин и их производные (гидразингидрат, метилгидразин, диметилгидразин) и

5) бороводородные горючие — пентаборан, диборинамид и др.

Все эти горючие, кроме аммиака, при обычных условиях находятся в жидком состоянии, что существенно облегчает их применение.

Углеводородные горючие. В качестве горючего для ЖРД большого внимания заслуживают углеводородные горючие,

являющиеся продуктами перегонки нефти, — тракторный керосин и др.

В табл. 5.11 приведены основные характеристики углеводородных горючих при сжигании их в кислороде при $\alpha=1$.

Таблица 5.11

Теплотворности и энергосодержания продуктов перегонки нефти при температуре 20° С

Наименование углеводородного горючего	Удельный вес γ	Весовой элементарный состав %		Теплотворность при сжигании в кислороде *ккал/кг*		Энергосодержание $I_г$ *ккал/кг*
		$C_г$	$H_г$	$H^в_{иг}$	$H_{иг}$	
Бензин авиационный	0,70	84,5	15,5	11 370	10 560	—536,7
То же	0,72	84,8	15,2	11 310	10 518	—517,4
Бензин автомобильный	0,74	85,1	14,9	11 249	10 472	—500,0
То же	0,76	85,4	14,6	11 188	10 425	—485,2
Бензин тракторный (лигроин)	0,78	85,7	14,3	11 122	10 376	—470,0
То же	0,80	86,0	14,0	11 056	10 325	—457,4
Керосин тракторный	0,82	86,3	13,7	10 993	10 273	—446,6
Керосин осветительный	0,84	86,6	13,4	10 992	10 219	—437,5
Газойль	0,86	86,9	13,1	10 850	10 157	—430,5
„	0,88	87,2	12,8	10 779	10 106	—424,0

Керосин как горючее ЖРД имеет существенные преимущества перед многими другими углеводородами благодаря своей доступности и дешевизне. Он обладает значительным удельным весом, высокой температурой вспышки, имеет относительно низкую температуру самовоспламенения, что благоприятствует его срабатыванию в двигателе. Перевозка и хранение керосина также не вызывают трудностей, а производство его обеспечено широким развитием нефтеперерабатывающей промышленности.

Керосин может применяться в качестве горючего со всеми окислителями на основе окислов азота. Низшая стехиометрическая теплотворность керосина с азотной кислотой равна $H_и \approx 1450$ *ккал/кг*.

При использовании в ЖРД керосина в качестве горючего возможно нагарообразование на поверхности внутренней оболочки камеры, которое снижает теплоотдачу от газов к оболочке камеры и облегчает условия ее охлаждения. Нагарообразование объясняет-

ся химической природой керосина и зависит от коэффициента состава топлива и условий его сгорания.

В случае применения керосина для охлаждения камеры двигателя нужно учитывать его склонность при высоких температурах к смолообразованию на охлаждаемой поверхности оболочки камеры, которое может значительно ухудшить условия охлаждения двигателя. Керосин такого назначения необходимо контролировать на содержание в нем фактических и потенциальных смол.

По чисто эксплуатационным соображениям в некоторых случаях целесообразно применить другие горючие. Так, в качестве горючего ЖРД может быть успешно использован керосин, представляющий фракцию, выкипающую в пределах 150—280° С при прямой перегонке нефти.

Этот керосин имеет следующие основные характеристики:

1) элементарный весовой состав: $C_г = 86{,}76\%$; $H_г = 12{,}76\%$ и $O_г = 0{,}48\%$;

2) низшая теплотворность при сжигании в кислороде 10 250 *ккал/кг*;

3) физические свойства при 20° С: удельный вес 0,819 *кг/л*; вязкость 1,84 *сст*, теплоемкость 0,49 *ккал/кг* °С;

4) температура застывания минус 60° С, кипения +150° С, конца перегонки 98% — около 280° С;

5) теплота образования — плюс 35 *ккал/кмоль*, теплота испарения — около 79 *ккал/кг*.

Несколько лучше должно сгорать в ЖРД совместно с кислородом дизельное горючее, обладающее минимальной задержкой воспламенения и достаточно низкой температурой застывания.

Жидкий водород не может быть рекомендован для применения в качестве горючего ЖРД вследствие его крайне низкого удельного веса, трудностей получения, хранения и использования в жидком состоянии, несмотря на его относительно высокую теплотворность.

Кислородоуглеводородные горючие. Из углеводородов, содержащих кислород, наибольшее применение в ЖРД в качестве горючего получил этиловый спирт 75—92%-ной концентрации по весу в водном растворе. Этиловый спирт разбавляют водой для снижения его температуры сгорания и облегчения при этом охлаждения двигателя.

В табл. 5.12 приведены основные характеристики спиртов и других кислородоуглеводородных горючих, применяемых в том или ином виде в ЖРД.

Спирты характерны большим относительным содержанием их в топливных смесях с окислителями (около 40—50% по объему). По удельному весу они мало отличаются от углеводородов.

Теплотворность большинства углеводородов, содержащих кислород, меньше теплотворности углеводородов вследствие высокого положительного значения их теплот образования. Однако приме-

Таблица 5.12

Основные характеристики кислородоуглеводородных горючих

Характеристики \ Горючие	Этиловый спирт C_2H_5OH	Метиловый спирт CH_3OH	Изопропиловый спирт C_3H_8O	Фурфуроловый спирт $C_5H_6O_2$	Фурфурол C_5H_4O	Винилэтиловый эфир C_4H_8O	Фенол C_6H_6O
Элементарный состав горючего, %:							
углерода	52,2	37,5	59,96	61,3	62,5	66,7	76,6
водорода	13,1	12,5	13,42	6,2	4,2	11,1	6,4
кислорода	34,7	50,0	26,62	32,5	33,3	22,2	17,0
Молекулярный вес	46,07	32,04	60,09	98,10	96,08	72,07	94,11
Удельный вес при 20° С *кг/л*	0,789	0,792	0,781	1,133	1,160	0,754	1,071 (25°)
Температура[1], °С:							
плавления	—117,3	—97,9	—88,5	—32	—38,7	—50	—40,6
кипения	78,5	64,6	82,26	171,0	161,7	36	189,9
Теплота образования, *ккал/г-моль*	—66,48	—57,02	—76,5	—63,1	—	—46,0	—37,3
Удельный вес топлива, *кг/л*	1,00	0,97	1,01	1,14	1,15	0,99	1,12
Низшая теплотворность топлива:							
весовая, *ккал/кг*	2020	1850	2070	2060	—	2200	2130
объемная, *ккал/л*	2010	1790	2090	2340	—	—	2390
Газообразование:							
л/кг	789	840	769	654	653	723	—
л/л	786	841	773	745	750	717	—

[1] При атмосферном давлении.

нение этих дорогих горючих объясняется низкой температурой их горения, позволяющей создать облегченные в тепловом отношении ЖРД, а высокие значения теплоемкости — успешно использовать их для охлаждения камеры двигателя; этому благоприятствует высокая температура кипения спиртов.

В табл. 5.13 приведены некоторые характеристики топлива, состоящего из жидкого кислорода и водных растворов этилового спирта различной концентрации.

Таблица 5.13

Основные характеристики водных растворов этилового спирта

Характеристики топлива и его продуктов сгорания при $\alpha=1$	Концентрация спирта в водных растворах, % по весу							
	60	70	75	80	85	90	95	100
Весовой состав топлива, %:								
спирта	44,4	40,7	39,0	37,5	36,1	34,8	33,6	32,4
кислорода	55,6	59,3	61,0	62,5	63,9	65,2	66,4	67,6
Объемный состав топлива, %:								
спирта	50,6	47,4	46,0	44,8	43,6	42,6	41,7	40,9
кислорода	49,4	52,6	54,0	55,2	56,4	57,4	58,3	59,1
Коэффициент состава топлива:								
весовой	1,251	1,459	1,564	1,668	1,772	1,876	1,981	2,085
объемный	0,977	1,111	1,174	1,235	1,292	1,346	1,397	1,443
Удельный вес, *кг/л*:								
спирта	0,789	0,868	0,856	0,844	0,831	0,818	0,804	0,789
топлива	1,014	1,011	1,009	1,007	1,005	1,003	1,000	0,996
Весовой состав продуктов полного сгорания топлива, %:								
CO_2	50,9	54,4	55,9	57,3	58,6	59,8	60,9	62,0
H_2O	49,1	45,6	44,1	42,7	41,4	40,2	39,1	38,0
Низшая стехиометрическая теплотворность топлива:								
весовая, *ккал/кг*	1560	1700	1770	1820	1880	1930	1980	2010
объемная, *ккал/л*	1580	1720	1780	1840	1890	1940	1980	2010
Газовыделение при полном сгорании топлива:								
л/кг	870	845	834	823	814	805	797	789
л/л	882	854	841	829	818	807	797	789

Заменителями этилового спирта могут служить смеси других спиртов, имеющие почти такие же теплотворности, температуры горения и другие характеристики, что весьма важно для расширения возможности эксплуатации двигателей определенной конструкции.

Для форсирования работы кислородно-спиртовых двигателей возможен перевод их на горючее, состоящее из спирта и авиацион-

ного бензина (двойные горючие смеси) или смеси спирта, бензина и бензола (тройные горючие смеси), которые не расслаиваются

Таблица 5.14

Основные характеристики нитросоединений

Горючие / Характеристики	Анилин C_6H_7N	Диэтиламин $C_4H_{11}N$	Триэтиламин $C_6H_{15}N$	Ксилидин $C_8H_{11}N$	Нитробензол $C_6H_5NO_2$	Нитротолуол $C_7H_7NO_2$
Весовое содержание элементов горючего, %:						
углерода $C_г$	77,4	65,7	71,2	79,2	58,5	61,3
водорода $H_г$	17,6	15,2	14,9	9,2	4,1	5,1
азота $N_г$	15,0	19,1	13,9	11,6	11,4	10,2
кислорода $O_г$	—	—	—	—	26,0	23,4
Молекулярный вес	93,08	73,14	101,07	121,12	123,0	137,1
Удельный вес, *кг/л*	1,022	0,711	0,728	0,977	1,207	1,068
Температура[1], °С:						
плавления	−6,2	−38,9	−114,8	−54	5,7	−10,6
кипения	184,4	55,9	89,5	210	210,6	222,3
Теплота образования, *ккал/г-моль*	+7,08	30,1	−14,71	−8,42	−3,8	4,0
Удельный вес топлива на основе жидкого кислорода, *кг/л*	1,022	0,99	1,0	1,09	—	—
Коэффициент состава топлива:						
весовой	2,66	2,95	3,08	2,84	—	—
объемный	2,39	1,84	1,97	2,43	—	—
Теплотворность топлива:						
весовая, *ккал/кг*	2200	2230	2240	2130	2150	2230
объемная, *ккал/л*	2430	2200	2250	2330	—	—
Газообразование:						
л/кг	657	775	760	675	—	—
л/л	726	767	760	738	—	—

[1] При атмосферном давлении.

при достаточно высоких температурах. При увеличении содержания воды в спиртах температура расслоения горючей смеси повышается.

Фурфуроловый спирт прибавляют к некоторым горючим для их самовоспламенения при смешении с окислителем. Он представляет собой бесцветную ароматическую жидкость, слабо растворимую в нефтяных углеводородах, с температурой вспышки около 91,3° С.

Азотноуглеводородные горючие. К азотноуглеводородным горючим относятся алифатические и ароматические амины. Из них в качестве горючих в ЖРД получили применение анилин, диэтиламин, триэтиламин и ксилидин. В табл. 5. 14 приведены основные характеристики аминов и нитросоединений.

В качестве самостоятельных горючих наибольшее применение получили анилин и горючее тонка-250, состоящее из 50% триэтиламина и 50% ксилидина. Остальные упомянутые амины в том или ином количестве могут входить в состав других смесей горючих.

Ксилидин весьма плохо смешивается с водой. Триэтиламин достаточно хорошо смешивается с водой и этим создает возможность обводнения горючего тонка-250 до весьма заметной величины без выпадения фазы.

Основные характеристики горючего тонка-250:

1) элементарный весовой состав: $C_г = 75{,}252\%$; $H_г = 12{,}046\%$ и $N_г = 12{,}702\%$;

2) низшая теплотворность при сгорании в кислороде 9095 *ккал/кг*;

3) температура застывания —50° С, кипения +85° С;

4) удельный вес 0,845 *кг/л* при 20° С, теплоемкость 0,55 *ккал/кг* °С и кинематическая вязкость 1,19 *сст* (при 20° С);

5) теплота испарения при температуре от —60 до +250° С соответственно 80,3—59,3 *ккал/кг*.

Азотноводородные горючие. Из числа азотноводородных горючих (гибридов азота) наибольшего внимания заслуживают аммиак, гидразин и его производные: гидразингидрат, метилгидразин и диметилгидразин.

Аммиак (NH_3) при нормальных условиях представляет собой бесцветный газ с резким характерным запахом. Он ядовит, поражает слизистую оболочку глаз и дыхательных органов. Безопасно допустимая концентрация его на 1 *л* воздуха не более 0,02 *мг*. В жидком состоянии его можно длительно хранить под давлением. Он хорошо растворяется в большом числе органических и неорганических соединений и даже в металлах.

Основные физико-химические характеристики аммиака:

молекулярный вес	17,03
температура плавления, °С	—77,75
температура кипения, °С	—33,44

критическая температура, °С	132,4
критическое давление, *ата*	111,5
удельный вес при —33,44° С, *кг/л*	0,68
теплоемкость при 20° С, *ккал/кг* °С	1,14
теплопроводность при 20° С, *ккал/м час* °С	0,42
вязкость при —33,44° С, *дин сек/см²*	0,00254
поверхностное натяжение при 20° С, *дин/см*	66,67
теплота образования при —33,44° С, *ккал/кг*	—1000,0
теплота испарения при —33,44° С, *ккал/кг*	327,65
низшая теплотворность, *ккал/кг*:	
а) при сжигании в кислороде	1640
б) „ „ во фторе	2310

Поскольку в аммиаке по весу содержится горючего всего 17,8% (водорода), он не может гореть на воздухе и способен гореть только в кислороде желтым пламенем, самовоспламеняясь при 700° С. Однако применение в ЖРД аммиака с кислородом нецелесообразно из-за вялости его в химических реакциях, низкой температуры кипения и токсичности, хотя его температура горения ниже и охлаждающие свойства (в случае применения для охлаждения камеры двигателя) лучше, чем керосина.

Гидразин (N_2H_4) получается из аммиака и представляет собой при нормальных условиях бесцветную, дымящуюся на воздухе ядовитую жидкость, поглощающую из атмосферы влагу, углекислоту и кислород. Он смешивается с водой, спиртами, аммиаком и другими неполярными жидкостями.

Гидразин обладает нестабильностью, в безводном состоянии подвергается каталитическому и термическому разложению на элементы и на смесь аммиака с азотом. На воздухе он горит синим пламенем. Гидразин не чувствителен к удару, температура воспламенения его в кислороде ниже, чем в воздухе, и выше всего в азоте. Он разрушает резину и многие органические материалы.

Основные физико-химические характеристики гидразина:

молекулярный вес	32,05
температура плавления, °С	2,0
температура кипения, °С	113,5
критическая температура, °С	380
критическое давление, *ата*	145
удельный вес при 20° С, *кг/л*	1,0083
теплоемкость при 20° С, *ккал/кг* °С	0,735
вязкость при 20° С, *дин сек/см²*	0,01038
поверхностное натяжение при 25° С, *дин/см*	66,67
теплота образования при 25° С, *ккал/кг*	+374,41
теплота плавления при 2° С, *ккал/кг*	94,38
теплота испарения при 113,5° С, *ккал/кг*	304,52

низшая теплотворность, *ккал/кг*:

а) при сжигании в кислороде	1940
б) „ „ во фторе	2430

Гидразин является наиболее эффективным и универсальным горючим, поскольку он обеспечивает повышение $P_{уд}$ в сочетании почти со всеми окислителями. Для применения необходимо улучшить эксплуатационные свойства гидразина и удешевить его производство. Весьма желательно понизить его температуру плавления введением примесей, например, раствора в нем воды или раствора его в аммиаке, с которым он растворяется неограниченно. Добавление к гидразину 10% по весу воды понижает его температуру плавления до —9° С, а при добавлении 20% воды — почти до —30° С.

Весьма перспективными горючими для ЖРД оказываются метилгидразин ($CH_3N_2H_2$) и несимметричный диметилгидразин $(CH_3)_2N_2H_2$, являющиеся производными от гидразина жидкими веществами при нормальных условиях. Эти горючие имеют низкую температуру плавления, бóльшую стойкость, чем гидразин, и образуют с монооксью фтора весьма эффективные топлива, что указывает на необходимость их подробного изучения и освоения.

Метилгидразин гигроскопичен, имеет $t_{пл} = -52{,}4°$ С, $t_{кип} = 87°$ С (при 745 *мм* рт. ст.), $t_{кр} = 257°$ С, $p_{кр} = 75$ *ата*, $\gamma_г = 0{,}876$ *кг/л*, $Q_{обр} = 292$ *ккал/кг*, $Q_{исп} = 209{,}78$ *ккал/кг* и $Q_{пл} = 54{,}13$ *ккал/кг*.

Несимметричный диметилгидразин (димазин) представляет бесцветную весьма гигроскопичную легкоподвижную при нормальных условиях жидкость с аммиачным запахом, растворимую в воде, спиртах, углеводородах и аминах.

Основные физико-химические характеристики димазина (ДМГ):

молекулярный вес	60,08
температура плавления, °С	—58
температура кипения, °С	63
удельный вес при 20° С, *кг/л*	0,795
коэффициент расширения	0,0013
критическая температура, °С	249
критическое давление, *атм*	62
вязкость, сантипуазы	0,586
температура вспышки (в закрытом сосуде), °С	1,1
теплоемкость при 20° С, *ккал/кг* °С	0,653
теплота образования, *ккал/кг*	184,75
теплота сгорания, *ккал/кг*	7900
теплота плавления, *ккал/кг*	40
теплота ~~образования~~, *ккал/кг*	134
теплопроводность при 20° С, *ккал/м час* °С	0,18
коэффициент поверхностного натяжения, *кг/м*	0,0025

энергосодержание, *ккал/кг* 218
низшая теплопроводность при сжигании в кислороде (при 20° С), *ккал/кг* 2200

В настоящее время димазин используется в качестве горючего ЖРД, самовоспламеняющегося в смеси с азотной кислотой и ее производными. Его можно использовать и с жидким кислородом; последние при смешении между собой не самовоспламеняются.

Бороводородные горючие. Элементарный бор имеет низшую теплотворность около 13 670 *ккал/кг* и образует с водородом ряд соединений, которые называются боранами. Лучшими из них являются: диборан (B_2H_6—газ), пентаборан (B_5H_9—жидкость), декаборан ($B_{10}H_{14}$—твердое вещество) и др.

Низшая теплотворность бороводородных соединений при сжигании в кислороде достигает 16 300 *ккал/кг,* тогда как у керосинов она равна 10 300 *ккал/кг.* Поэтому удельная тяга их почти в 1,6 раза больше, чем у керосинов. Диборан и пентаборан в воздухе самовоспламеняются. При добавлении к ним углерода они стабилизируются в отношении самовоспламенения, но снижают низшую теплотворность до 13 880 *ккал/кг.* Полученные таким образом углеводороды принято называть алкиборанами или карборанами.

Основные физические свойства упомянутых здесь горючих следующие:

Горючее	$\mu_г$	γ *г/см*^{3} при 20° С	$t_{пл}$ °С	$t_{кип}$ °С
Керосин	—	0,82	—60	150
Диборан (B_2H_6)	27,7	0,42	—165	—92
Пентаборан (B_5H_9)	63,2	0,61	—47	60
Декаборан ($B_{10}H_{14}$)	122,3	0,97	100	213
Карборан	—	0,82	—	260

Эти горючие во много раз дороже керосина. Кроме того, использование их по ряду причин весьма затруднено.

В качестве горючего для ЖРД представляет интерес пентаборан [1], являющийся бесцветной токсичной и легкоподвижной жидкостью при нормальных условиях с неприятным запахом. При обычных условиях он может храниться годами. При нагревании медленно разлагается в основном до окиси бора, которая способна вызывать коррозию и создавать осадки, закупоривающие проточные сечения форсунок, что очень затрудняет его использование. Пентаборан можно использовать в качестве присадки к другим горючим, а также для отработки неустойчивых процессов сгорания в ЖРД

[1] Экспресс-информация АН СССР, вып. 9, АДС—37, 1959.

аминов и производных гидразина в сочетании с моноокисью фтора или фтороаммиачных топлив.

Из топлив на основе бора наиболее приемлемой следует считать суспензию его в керосине, немногим уступающую по энерговыделению смеси с пентабораном, но значительно более удобную в эксплуатации.

Использование в качестве горючих кремневодородов и трисиламина Si_3H_9N (самовоспламеняющаяся на воздухе легкоподвижная бесцветная жидкость) из-за трудности получения их в эксплуатации не оправдывается.

Рассмотрение теплового эффекта существующих элементарных горючих с наиболее эффективными окислителями позволяет сделать вывод, что наиболее теплотворными из них являются водород, литий, бериллий, бор, углерод, натрий, алюминий, магний, кремний, фосфор, сера, калий и кальций. Причем расчеты показывают, что наиболее эффективными элементами среди них являются водород, литий, бериллий и бор, при сгорании которых в жидком фторе можно увеличить дальность полета снарядов.

Наибольшую удельную тягу (около 400 $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$) развивают топлива фтороводород и фторолитий. Повышением давления в камере сгорания при оптимальном коэффициенте избытка окислителя и перерасширении газов в сопле (фториды металлов находятся в твердом состоянии, а фториды металлоидов — в газообразном) за счет этих топлив можно получить удельную тягу в пустоте около 450 $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$, что, видимо, является достижимым пределом для химических источников энергии реакций окисления.

Хотя применение малодоступных и дорогих твердых горючих элементов в ЖРД технически возможно и наиболее целесообразно в виде суспензий в керосине, аминах, гидразине и его производных, однако практическое использование их в настоящее время сомнительно из-за большой вязкости, недостаточной стабильности (образуются сгустки) и относительно высокой температуры сгорания, затрудняющих эксплуатацию и охлаждение двигателя. Вследствие большой вязкости суспензий перепад давления в форсунках камеры сгорания при прочих равных условиях должен быть в 3—6 раз больше, чем при керосине.

Не исключено применение некоторых металлов и металлоидов для активации горючих или обеспечения химического зажигания основного топлива при запуске двигателя.

§ 11. Основные характеристики окислителей горючих ЖРД

Окислителями называют вещества, в которых содержится по весу преобладающее количество окисляющих элементов (O_2, O_3, H_2O_2 и др.).

Из всех потенциально возможных окислителей техническое значение могут иметь лишь те из них, которые при достаточной эффективности взаимодействия с горючим оказываются распространенными и доступными для применения.

К числу главнейших окислителей относятся элементарные окислители — фтор, кислород, хлор и другие сложные окислители, представляющие собой соединения друг с другом кислорода, фтора, хлора, азота в различных сочетаниях, некоторых соединениях их с горючими элементами (углеродом, водородом, серой и т. п.), а также растворы окислителей друг в друге.

Существующие окислители горючих ЖРД можно разделить по ряду следующих характерных признаков.

1. *По физическому состоянию* при нормальных условиях — на жидкие, газообразные и твердые окислители.

2. *По окислительной основе* — на окислители:

а) кислородные — жидкий кислород, его аллотропические видоизменения и соединения с горючими элементами;

б) азотные окислы и окислители, содержащие окислы азота или являющиеся их производными;

в) фторные — фтор, фториды кислорода, хлора, азота и другие фторсодержащие соединения;

г) хлорные — хлор, окислы хлора и окислители, содержащие окислы хлора или являющиеся их производными.

Растворы различных окислителей друг в друге можно относить к одной из перечисленных выше групп подразделения окислителей по окислительной основе в зависимости от того, какие окислители являются наиболее характерными в химическом отношении.

В порядке убывающей активности в химических реакциях существующие наиболее эффективные элементарные окислители располагаются в ряд: фтор, кислород, хлор, бром и иод. До настоящего времени в ЖРД применяется лишь небольшое число окислителей.

В табл. 5. 15 приведены физико-химические характеристики наиболее эффективных окислителей, а в табл. 5. 16 — низшие стехиометрические теплотворности толуола с этими окислителями. При вычислении теплотворности на основе сжиженных окислителей учтена теплота их испарения и подогрева до нормальной температуры.

В табл. 5. 17 приведен элементарный состав рассматриваемых окислителей. Из этой таблицы видно, что азотная кислота, перекись водорода, хлорная кислота и тетранитрометан содержат в себе горючие элементы.

Ниже приведены краткие сведения об основных свойствах рассматриваемых окислителей, имеющих первостепенное значение при их эксплуатации.

Азотная кислота в чистом виде представляет бесцветную ядовитую гигроскопическую жидкость, дымящуюся на воздухе, с сильно раздражающим запахом. Вследствие применения двуокиси азота она имеет окраску от желтой до бурой. При попадании на кожу

Таблица 5.15

Физико-химические свойства некоторых окислителей

Наименование окислителя	Химическая формула	Молекулярный вес	Удельный вес в жидком состоянии	Температура, °С		Теплота *кал/кмоль*		Вязкость
				$t_{зам}$	$t_{кип}$	образования	испарения	
Азотная кислота 100%-ная	HNO_3	63,02	1,51(20° С)	—41,60	86,0	—41,40	9,43	0,58 *сст* (20° С)
Перекись водорода 100%-ная	H_2O_2	32,02	1,44(20° С)	—1,7	151,4	—45,16	11,67	1,272 *с-пуаз* (19,6° С)
Четырехокись азота	N_2O_4	92,02	1,45(20° С)	—11,20	21,15	—6,75	9,11	1,307 *сст* (18° С)
Хлорная кислота	$HClO_4$	100,46	1,77(20° С)	—112,0	110,0	—18,1	—	—
Тетранитрометан	CN_4O_8	196,04	1,64(20° С)	13,8	125,7	+8,8	+9,2	0,0165 *пуаза* (15° С)
Жидкий трифторид азота	NF_3	71,01	1,55(—129,6° С)	—206,79	—129,06	—31,9	2,77	—
Жидкий нитрат фтора	NO_3F	81,01	1,61(—80° С)	—181,0	—80,0	—1,0	4,73	—
Трифторид хлора	ClF_3	92,46	1,85(12° С)	—76,32	11,75	—32,1	6,58	4,35 *с-пуаз* (20° С)
Жидкий кислород	O_2	32,00	1,14(—183° С)	—218,76	—182,97	—3,1	1,63	0,142 *с-пуаз* (—170° С)
Жидкая перекись фтора	O_2F_2	70,00	1,45(—57° С)	—163,5	—57,0	0	4,57	—
Жидкий фторид кислорода (окись фтора)	OF_2	54,0	1,52(—144,3° С)	—223,8	—144,8	2,86	2,65	0,2826 *с-пуаз* (—145,3°С)
Жидкий фтор	F_2	38,00	1,51(—188,4° С)	—219,62	—187,92	—3,0	1,58	0,257 *с-пуаз* (190° С)
Жидкий озон	O_3	48,00	1,35(—112° С)	—192,5	—112,0	30,2	3,5	—
Серная кислота	H_2SO_4	98,00	1,834(18° С)	—10,5	340	193,75 (18° С) *ккал/кмоль*	—	20,2 *с-пуаз* (25° С)
Вода	H_2O	18,00	0,9982(20° С)	0	100	68,39	539,1 *кал/г*	1 *с-пуаз* (20,2° С)

Примечание. Температуры замерзания и кипения, а также другие характеристики окислителей приведены при атмосферном давлении.

Таблица 5.16

Эффективность основных окислителей при стехиометрическом сжигании в них толуола

Наименование окислителя	Удельный вес при 20° С кг/л	Низшая стехиометрическая теплотворность ккал/кг		Удельное газовыделение л/кг	Удельное газовыделение л/л	Газовая постоянная $\frac{кгм}{кг\ °C}$
Азотная кислота	1,34	1460	1970	747	1010	28,3
Перекись водорода	1,32	1600	2110	922	1220	34,9
Четырехокись азота	1,29	1720	2250	686	890	26,0
Хлорная кислота	1,50	1730	2490	640	960	24,2
Тетранитрометан	1,47	1760	2510	660	970	25,0
Трифторид азота	1,44	1860	2670	499	718	18,9
Нитрат фтора	1,33	2050	2730	705	937	26,7
Кислород	1,06	2280	2415	650	689	24,6
Перекись фтора	1,29	2500	3222	657	847	24,8
Окись фтора	1,36	2650	3590	582	791	22,0
Фтор	1,39	2680	3700	433	600	16,4
Озон	1,25	2830	3530	650	812	24,6

Примечание. В таблице окислители расположены в порядке возрастания весовой низшей стехиометрической теплотворности топлива.

Таблица 5.17

Элементарный весовой состав основных окислителей

Наименование окислителя	Весовое содержание отдельных элементов в окислителе %					
	кислорода	фтора	хлора	азота	водорода	углерода
Азотная кислота	76,2	—	—	22,2	1,6	—
Перекись водорода	94,0	—	—	—	6,0	—
Четырехокись азота	69,6	—	—	30,4	—	—
Хлорная кислота	63,7	—	35,3	—	1,0	—
Тетранитрометан	65,3	—	—	28,6	—	6,1
Трифторид азота	—	80,3	—	19,7	—	—
Нитрат фтора	59,2	23,5	—	17,3	—	—
Кислород	100	—	—	—	—	—
Перекись фтора	45,7	54,3	—	—	—	—
Окись фтора	29,6	70,4	—	—	—	—
Фтор	—	100	—	—	—	—
Озон	100	—	—	—	—	—

вызывает поражение тканей с образованием желтых пятен. Если кислоту немедленно не смыть и не нейтрализовать, на коже образуются раны. В благоприятных условиях при соприкосновении горючих твердых материалов (сухая деревянная стружка, вата в больших количествах) взрывоопасна. В твердом состоянии образует снежно-белые кристаллы.

Перекись водорода представляет собой бесцветную, в толстом слое голубоватую ядовитую малолетучую жидкость без запаха. При попадании на кожу вызывает белые пятна, сопровождающиеся зудом и жжением, но исчезающие через несколько часов; при длительном соприкосновении на коже появляются пузыри. Шерсть, уголь, вата и некоторые другие горючие материалы воспламеняются с перекисью водорода. Взрывоопасна, стабилизируется. В твердом состоянии — бесцветная кристаллическая масса.

Четырехокись азота в чистом виде является бесцветной ядовитой жидкостью. Окислитель имеет обычно желтую окраску, которая усиливается с повышением температуры вследствие разложения на двуокись азота. Низкая температура кипения обусловливает сильную ее летучесть, пары ее удушливы. При попадании на кожу или на горючие материалы ведет себя аналогично азотной кислоте, в некоторых случаях может вызвать самовоспламенение, взрывоопасна. В твердом состоянии — белая кристаллическая масса.

Хлорная кислота в чистом виде представляет собой бесцветную гигроскопическую ядовитую жидкость, дымящуюся на воздухе, с едкими парами. На коже вызывает болезненные и опасные раны. Взрывоопасна при соприкосновении с горючими веществами (уголь, бумага, дерево и т. п.); частично стабилизируется при добавлении к ней около 1—2% четыреххлористого углерода.

Тетранитрометан в чистом виде представляет собой бесцветную безвкусную жидкость. Он ядовит в большей степени, чем все прочие высококипящие окислители, кроме, возможно, фторсодержащих. Летуч, вызывает обильное слезоточение. Пары бесцветны, удушливы, обладают резким запахом окислов азота. При попадании на кожу вызывает ее поражение. Горючие и твердые материалы (ткани, древесина) при соприкосновении с ним не воспламеняются. Взрывоопасен, стабилизируется, в твердом состоянии образует белые кристаллы.

Трифторид азота представляет собой сжиженный газ. В газообразном состоянии он бесцветен, весьма ядовит, взрывоопасен, устойчив к нагреванию и различным химическим воздействиям. В воде почти нерастворим; с водой в обычных условиях не реагирует. Взаимодействие с водяными парами начинается лишь под действием электрической энергии и протекает медленно. До настоящего времени недостаточно изучен.

Нитрат фтора представляет собой сжиженный газ. В газообразном состоянии бесцветен, ядовит, обладает удушливым запахом. При хранении разлагается, а при соприкосновении с некоторыми

горючими (спирт, эфир и др.) взрывается. В воде растворяется и немного разлагается.

Жидкий кислород представляет собой голубую низкокипящую жидкость (сжиженный газ). Газообразный кислород бесцветен, без запаха и вкуса. При кратковременном вдыхании безопасен. Кратковременное соприкосновение жидкого кислорода с телом человека (доли секунды) безопасно, при более длительном происходит обмораживание. Обычно горючие материалы в кислороде не воспламеняются. Взрывоопасен; в твердом состоянии — белая масса.

Жидкий фтор представляет собой желтую низкокипящую жидкость (сжиженный газ). Является наиболее сильным окислителем, реагирующим практически со всеми органическими и неорганическими веществами (за исключением инертных газов) с выделением тепла.

Давление насыщенных паров фтора в диапазоне температур плавления 53,54—90° К определяется уравнением

$$\lg p = 7{,}08718 - \frac{357{,}258}{T} \frac{1{,}3155 \cdot 10^{13}}{T^3},$$

где p — давление в *мм* рт. ст. и T — температура в градусах абс.

Критическое давление 55 *атм*, критическая температура —129° С.

Газообразный фтор в тонком слое почти бесцветен, в толстых слоях имеет зелено-желтый цвет. Он очень ядовит, обладает резким раздражающим запахом. Кратковременное воздействие паров фтора на кожу вызывает нарывы с воспалением. Взрывоопасен. В твердом состоянии — белая масса.

На основе фтора возможны окислители: жидкая перекись фтора O_2F_2, жидкая окись фтора OF_2, трехфтористый хлор ClF_3, пятифтористый бром BrF_5 и др. Эти окислители подобно самому фтору термодинамически устойчивы и имеют неограниченный срок хранения.

Жидкая перекись фтора представляет собой кроваво-красную низкокипящую жидкость (сжиженный газ). В газообразном состоянии имеет бледно-коричневую окраску; при 50° С обесцвечивается вследствие распада на элементы. В твердом состоянии — оранжево-красные кристаллы. Недостаточно изучена. По поведению схожа с окисью фтора и фтором.

Жидкая окись фтора представляет собой желтую низкокипящую жидкость (сжиженный газ). В газообразном состоянии бесцветна с неприятным запахом фтора. По токсичности и агрессивности к материалам она немного уступает фтору. Эффективность топлив на основе моноокиси фтора выше кислородных, но ниже фторных, производство же моноокиси фтора сложнее, чем элементарного фтора.

Кратковременное соприкосновение с твердыми горючими материалами не приводит к воспламенению. Относительно взрывоопасна.

Трифтористый хлор имеет молекулярный вес 92,46, температуру плавления —76,32° С, температуру кипения +11,75° С, критическую температуру +153,5° С, удельный вес 1,885 *кг/л* (при 0° С).

Пятифтористый бром имеет молекулярный вес 174,92, температуру плавления —62,5° С, температуру кипения +40,3° С, критическую температуру около 197° С, удельный вес 2,547 *кг/л* (при 0° С).

Жидкий озон представляет собой фиолетового цвета низкокипящую очень ядовитую жидкость (сжиженный газ), в газообразном состоянии — голубого цвета с резким характерным запахом. По отношению к горючим материалам более агрессивен, чем окись фтора, и вызывает воспламенение большинства жидких горючих (углеводороды, спирты, амины и др.) и твердых.

Весьма взрывоопасен, особенно в газообразном состоянии, средства стабилизации не найдены. В твердом состоянии — черного цвета с фиолетовым блеском.

Следовательно, все эти окислители по тем или иным причинам опасны в эксплуатации, так как они в большей или меньшей мере ядовиты и пожароопасны (кроме тетранитрометана), а примерно половина из них — взрывоопасны. Наименее безопасным в эксплуатации является жидкий кислород. Все окислители, кроме фтора, при повышенной температуре разлагаются, что является существенным их недостатком.

Из табл. 5. 15 и приведенной выше краткой характеристики окислителей видно, что первые пять окислителей при нормальной температуре являются жидкими телами, а остальные — газообразными.

Для эксплуатации газообразные окислители должны быть сжижены. Использование таких окислителей в ЖРД затруднено в связи с их бурным парообразованием и низкой температурой, вызывающей замерзание клапанов двигателя, затвердевание уплотнительных резиновых прокладок и резиново-металлических деталей, с усилением опасности кавитации насосов и т. п.

Из табл. 5. 17 видно, что наименьший удельный вес имеют топлива на основе кислорода и озона (1,07—1,26) и наибольший — топлива на основе тетранитрометана и хлорной кислоты (1,48—1,51), тогда как удельный вес топлив с окислителями колеблется в пределах 1,3—1,45.

Наиболее легкие и теплотворные топлива образуют низкокипящие окислители, а наиболее тяжелые и наименее теплотворные—высокипящие окислители. Однако фтор, окись фтора и трифторид азота образуют более тяжелые топлива, чем азотная кислота, перекись водорода и четырехокись азота.

В порядке возрастающей теплотворности с толуолом упомянутые окислители располагаются в ряд: азотная кислота, перекись водорода, четырехокись азота, хлорная кислота, тетранитрометан, трифторид азота, нитрат фтора, кислород, перекись фтора, фтор и озон.

Теплотворность топлива на основе хлорной кислоты и тетранитрометана больше, чем топлива на основе кислорода, а по отношению к последнему теплотворность при азотной кислоте меньше почти на 18% (см. табл. 5. 16). Существенно большую теплотвор-

ность имеют топлива на основе фтора, окиси и перекиси фтора и озона.

Наибольшее газообразование и наименьшую температуру горения имеет топливо на основе концентрированной перекиси водорода, а за ней следует топливо на основе азотной кислоты (см. табл. 5.16). Не отличаются существенно газообразованием и температурой горения топлива на основе хлорной кислоты, тетранитрометана и четырехокиси азота.

Теплотворность этих топлив практически также одинакова. Более высокую температуру горения имеет топливо на основе кислорода и особенно озона. Очевидно, значительная эффективность этих топлив и объясняется высокой температурой их горения, что весьма невыгодно для эксплуатации двигателя (его охлаждения). Это также относится и к фтору и фторсодержащим окислителям. Преимущество фтора перед кислородом состоит в большой активности его в реакциях и летучести фторидов при сравнительно большей теплотворности.

Очевидно, что при одинаковой теплотворности преимущество будет за тем окислителем, на основе которого при прочих равных условиях получается топливо с наибольшим газовыделением и с наименьшей температурой горения. Однако при этом не следует также забывать и другие свойства этих окислителей, оказывающие существенное влияние на их выбор и использование.

Содержание того или другого окислителя в топливных смесях обычно велико, что создает трудности при смешивании его с горючим в камере ЖРД. В этом отношении выгоднее низкокипящие окислители, которые легко испаряются и быстро заполняют объем камеры сгорания.

Эффективность окислителей в значительной мере зависит от подобранного к ним горючего. Для предварительной оценки окислителя, горючего и топлива в целом необходимо учитывать их удельный вес, удельную тягу и относительный запас топлива в баках снаряда.

Расчеты показывают, что в случае применения в качестве горючего керосина рассматриваемые окислители в порядке возрастающей относительной эффективности располагаются в ряд: азотная кислота, четырехокись азота, перекись водорода, хлорная кислота, тетранитрометан, трифторид азота, нитрат фтора, фтор, озон, окись фтора и перекись фтора. При применении этих окислителей с другими горючими картина их эффективности для керосина может быть несколько другой.

Углеводородные топлива на основе безводных азотной кислоты и перекиси водорода, хлорной кислоты, четырехокиси азота, тетранитрометана и трифторида азота обеспечивают практически одинаковые удельные тяги (с керосином около 270—285 $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$, разница составляет менее 6%). Кислород,

фтор и нитрат фтора с углеводородами обеспечивают относительно большую, но практически одинаковую удельную тягу (с керосином 300—305 $\left(\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}\right)$.

Из числа жидких при нормальной температуре окислителей наибольшую ценность представляет азотная кислота, так как она является наиболее доступным и дешевым продуктом химической промышленности.

В двигателях она удовлетворительно срабатывает с окислами азота и без них, как с самовоспламеняющимися при контакте, так и с несамовоспламеняющимися горючими.

Основными недостатками азотной кислоты являются:

1) относительно малые значения удельных тяг;

2) недостаточная стабильность, затрудняющая хранение ее в герметично закрытых баках соответствующих аппаратов при температуре 50—60° С;

3) недостаточно низкая температура замерзания (—41,3 для химически чистой и —43÷45° С—для технической 98%-ной азотной кислоты), исключающая или значительно осложняющая применение ее при окружающей температуре —50—60° С;

4) высокая агрессивность к металлам, что заставляет применять для нее нержавеющие стали и алюминевые сплавы.

Для повышения качества азотной кислоты целесообразно растворять в ней более эффективные высококипящие окислители — четырехокись и пятиокись азота и хлорную кислоту.

При нормальной температуре насыщение четырехокисью азотной кислоты наступает при 52—54% по весу. Максимум удельного веса раствора соответствует 42% четырехокиси азота в азотной кислоте, но этот раствор имеет температуру замерзания около —20° С и низкую температуру кипения (29° С). При уменьшении содержания в растворе четырехокиси азота понижается температура замерзания, но температура кипения остается почти неизменной (табл. 5.18).

Для получения раствора с температурой замерзания выше —40° С содержание четырехокиси азота в азотной кислоте не должно превышать 35% по весу. При этом вязкость раствора при температуре +20° С в 1,6 раза, при температуре —20° С — в 4 раза, а при —40° С—в 12 раз больше, чем у азотной кислоты.

Применение этого раствора с керосином увеличивает $P_{уд}$ на 2,6%, а удельный вес на 3,8%, что соответствует увеличению эффективности топлива относительно азотной кислоты на 3—5%.

Основные характеристики окислителя 80% HNO_3 98%-ной +20% N_2O_4:

1) физические свойства при 20° С: удельный вес 1,600 *кг/л;* кинематическая вязкость 5,8 *сст*; теплоемкость 0,48 *ккал/кг* °С;

Таблица 5.18

Характеристики растворов в азотной кислоте четырехокиси азота при нормальном давлении

Весовое содержание, %		Температура, °С		Удельный вес при 20° С *кг/л*
азотной кислоты	четырехокиси азота	замерзания	кипения	
0	100	—10,2	22	1,448
50	50	—15	23	1,616
60	40	—21,4	27	1,618
70	30	—58,5	30	1,607
80	18	—73	37	1,590
90	10	—60	50	1,547
100	0	—42	87	1,503

2) температура кипения +48,6° С, застывания —60° С, разложения — около 152° С;

3) теплота испарения при температуре от —60° С до +150° С соответственно 177,2—152,5 *ккал/кг*.

На основе четырехокиси азота и тетранитрометана получаются более эффективные топлива. К существенным недостаткам этих окислителей относятся низкая температура кипения у четырехокиси азота (+22,15° С) и высокая температура застывания у тетранитрометана (+13,8° С). Поэтому практически их можно использовать при охлаждении или нагревании соответственно перед заправкой в баки снаряда либо в виде растворов друг в друге и в некоторых других окислителях. Применение тетранитрометана в чистом виде также ограничено его взрывчатостью (скорость распространения детонации достигает 5800 *м/сек*).

Тетранитрометан может служить добавкой к горючим для увеличения полноты сгорания и удельного веса, что может увеличить $P_{уд}$ и эффективность топлива на основе жидкого кислорода или кислородных соединений. Содержание его в горючих может достигать бо́льших значений и лимитируется взрывчатостью раствора в рабочем интервале температуры (взрывные свойства не обнаруживаются до 5% тетранитрометана в керосине и до 60% — в бензоле и этиловом спирте).

Основным преимуществом гидроперекиси водорода является ее низкая температура горения, а хлорной кислоты — большой удельный вес и значительная активность в реакциях (задержка воспламенения в 10 раз меньше, чем при азотной кислоте). Однако концентрированная перекись водорода имеет высокую температуру замерзания (—9,4° С при 90%-ной концентрации по весу), а хлорная кислота концентрации свыше 72% легко взрывается.

Введение в азотную кислоту пятиокиси азота (N_2O_5) в количестве до 30% понижает ее температуру застывания и увеличивает удельный вес раствора, однако при этом значительно снижается температура кипения. Кроме того, раствор 20—30%-ной весовой концентрации пятиокиси в азотной кислоте недостаточно стабилен при длительном хранении, если температура окружающей среды выше нуля.

Растворы хлорной кислоты в азотной также увеличивают удельный вес, активность такого сложного окислителя и теплотворность топлив на его основе, но эти растворы еще недостаточно изучены. Очевидно, практический интерес могут представлять растворы с содержанием хлорной кислоты не менее 18% по весу, имеющие при этой концентрации температуру кристаллизации —40° С.

Применению жидкого кислорода способствуют его относительная доступность и дешевизна. В жидком виде он составляет не менее 99% по объему от общей массы. В жидком кислороде не допускаются механические примеси, ацетилен, вода, масло и т. п.; содержание углекислоты в 1 *л* жидкого кислорода не должно превышать 8 *см*^{3}.

Из окислителей, не содержащих фтор, наиболее эффективным является озон в чистом виде и в качестве присадки его к жидкому кислороду, но практически применение его из-за неустойчивости и взрывоопасности пока затруднено. Очевидно, добавка к жидкому кислороду озона меньше 20% по весу не дает существенного увеличения эффективности такого раствора.

Основным преимуществом фтора перед кислородом являются его большая активность в реакциях окисления и значительная летучесть фторидов. Но агрессивность фтора пока затрудняет его использование в качестве окислителя горючих ЖРД.

Большой интерес представляет использование окиси и перекиси фтора, температура кипения которых выше и удельная тяга больше, чем топлива на основе жидкого кислорода. С одинаковым горючим эти окислители имеют почти ту же эффективность. Фтор и фториды кислорода, видимо, являются наиболее эффективными из рассматриваемых нами окислителей. Фтор стабильнее озона.

На основании изложенного выше, можно сделать следующее заключение.

1. По ряду качеств в настоящее время наиболее подходящими для ЖРД являются окислители: азотная кислота, жидкий кислород, окись фтора и фтор.

2. Перекись водорода может применяться в виде высококонцентрированных водных или иных растворов, если они будут стабилизированы, доступны и дешевы.

3. Тетранитрометан, обладающий многими эксплуатационными качествами (большим удельным весом, повышенной теплотвор-

ностью, высокой температурой кипения и незначительной агрессивностью к металлам), не может быть использован в чистом виде вследствие его такого большого недостатка, как высокая температура плавления (+13,8° С).

4. Применение безводной хлорной кислоты, теоретически обеспечивающей несколько бо́льшие $P_{уд}$, чем азотная кислота, в чистом виде практически невозможно, так как она быстро разлагается с образованием низших окислов хлора, накопление которых приводит к взрыву. Кроме того, обладая большой гигроскопичностью, она энергично поглощает воду и образует твердый моногидрат ($HCl_4 \cdot H_2O$) с температурой плавления +50° С, который может забивать трубопроводы, форсунки и различные агрегаты двигателя.

5. Четырехокись азота может применяться в качестве самостоятельного окислителя и в виде растворов в азотной кислоте.

6. Перекись фтора не дает существенного преимущества перед окисью фтора, но ее применение не исключено при условии обеспечения достаточной стабилизации.

7. Практическое применение некоторых окислителей будет возрастать с развитием и удешевлением их производства, что в первую очередь относится к хлорной кислоте и жидкому озону в случае удачного решения задачи по его стабилизации.

§ 12. Основные характеристики топлив ЖРД

Для каждого горючего можно подобрать окислитель, обеспечивающий наибольшую эффективность образуемого топлива.

Расчеты и эксперименты показывают [1], что те горючие, которые весьма эффективны с одним окислителем, оказываются малоэффективными с другим окислителем, например, аммиак с кислородом, озоном и окисью фтора по эффективности топлива уступает керосину, а со фтором дает одно из наиболее эффективных топлив. Для спиртов и их растворов вполне приемлем для сжигания жидкий кислород, для керосинов и других углеводородов — жидкий кислород и азотная кислота или ее растворы с четырехокисью азота, тетранитрометаном и хлорной кислотой.

Расчеты показывают, что наиболее эффективные топлива по дальности полета образуют низкокипящие, а наименее эффективные — высококипящие окислители.

Топлива, состоящие из азотной кислоты и углеводородов или аминов, жидкого кислорода и водных растворов спиртов, успешно применяются для ЖРД в ряде стран.

Помимо керосинов, целесообразно также применение для ЖРД других углеводородных горючих, более полно удовлетворяющих предъявляемым требованиям.

[1] Экспресс-информация АН СССР, вып. 32, РТ-94, 1957.

Применение других высококалорийных горючих оправдывается только в случаях, когда необходимо получить весьма большую удельную тягу, ограничить весовой запас топлива на снаряде и получить большую высоту или дальность полета.

Окись фтора с диметилгидразином и фтор с гидразином являются наиболее эффективными и перспективными топливами. В случае широкой доступности гидразина и пентаборана может представить интерес сочетание их с азотной кислотой, содержащей присадки окислов азота. Из числа возможных комбинаций компонентов топлива наиболее эффективной является комбинация гидразина и окиси фтора.

Использование окиси фтора и фтора приводит к существенному увеличению дальности полета по сравнению с кислородно-керосиновым топливом. Но такое преимущество в эффективности этих окислителей может быть достигнуто дорогой ценой, так как эксплуатация их не только относительно затруднена, но и опасна в связи с большой агрессивностью и токсичностью. Кроме того, применение фторных окислителей требует успешного решения труднейшей проблемы — охлаждения камеры двигателя, работающей при температурах около 4000—4500° К.

Низшая теплотворность рассмотренных топлив $H_u \approx 1500 \div 3600$ *ккал/кг*, удельный вес $\gamma_т \approx 1{,}0 \div 1{,}5$ *кг/л* и теоретическая удельная тяга при $p_к/p_в = 100$ достигает $P_{уд.т} \approx 260 \div 380$ $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$.

В табл. 5.19 приведены приближенные расчетные теоретические значения температуры сгорания $T_{к.т}$ и удельной тяги $P_{уд.т}$ некоторых топлив ЖРД при коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 0{,}8$, различных значениях $p_к$ и $p_в = 1$ *ата*, а в табл. 5.20 — приближенные значения основных характеристик ряда топлив при $p_к/p_в = 40/1$ и оптимальных α.

Если определены $P_{уд}$, $T_к$ и другие характеристики топлива при заданных значениях $p_к$, $p_в$ и α, окислителем которого в одном случае является азотная кислота данной весовой концентрации, а в другом случае — та же азотная кислота с примесью к ней четырехокиси азота в количестве $x = 35$ или 40%, то упомянутые характеристики топлива, состоящего из того же горючего и окислителя в виде смеси азотной кислоты и четырехокиси азота любого другого заданного количества, с достаточной для практики точностью можно определить по формуле линейной интерполяции

$$N_x = N_0 + \frac{N_{35\%} - N_0}{35\%},$$

где x — количество примеси четырехокиси азота к азотной кислоте при ее соответствующей весовой концентрации в %;

Таблица 5.19

Приближенные расчетные значения теоретической температуры сгорания $T_{к.т}$ и теоретической удельной тяги $P_{уд.т}$ некоторых заграничных топлив ЖРД при различных давлениях газов в камере сгорания, коэффициенте избытка окислителя $\alpha=0{,}8$ и давлении на выходе из сопла камеры $p_в=1$ *ата*

Топливо	Давление в камере сгорания $p_к$ в *ата*								
	20	30	40	50	60	70	80	90	100
Керосин + HNO_3 96%-ная:									
$T_{к.т}$	2910	2930	2950	2960	2970	2978	2985	2990	2995
$P_{уд.т}$	225	235	242	242	250	254	257	260	262
Керосин + HNO_3 98%-ная:									
$T_{к.т}$	2965	2985	3010	3025	3035	3040	3050	3055	3060
$P_{уд.т}$	226	237	244	247	253	256	260	262	264
Керосин + 80% HNO_3 98%-ная и 20% N_2O_4:									
$T_{к.т}$	3025	3055	3080	3190	3100	3115	3125	3130	3135
$P_{уд.т}$	228	238	244	250	254	257	260	264	267
Керосин + 60% HNO_3 98%-ная + 40% N_2O_4:									
$T_{к.т}$	3090	3120	3150	3165	3180	3195	3200	3210	3220
$P_{уд.т}$	230	245	249	255	260	262	265	268	270
Тонка-250 + HNO_3 98%-ная:									
$T_{к.т}$	2995	3022	3045	3060	3075	3083	3090	3125	3160
$P_{уд.т}$	225	236	245	252	256	260	262	264	265

Тонка-250+80% HNO_3 98%-ной и 20% N_2O_4:									
$T_{к.т}$	3050	2983	3110	3128	3145	3155	3160	3166	3170
$P_{уд.т}$	205	226	248	253	258	264	265	267	268
Тонка-250+60% HNO_3 98%-ной +40% N_2O_4:									
$T_{к.т}$	3118	3148	3175	3193	3210	3222	3230	3242	3250
$P_{уд.т}$	232	243	252	258	262	265	268	272	274
Керосин+O_2 жидкий:									
$T_{к.т}$	3510	3560	3610	3640	3655	3695	3720	3742	3765
$P_{уд.т}$	256	273	282	288	294	298	302	305	308
C_2H_5OH 93,5%-ный+O_2 жидкий:									
$T_{к.т}$	3225	3262	3300	3322	3346	3358	3374	3382	3395
$P_{уд.т}$	250	265	270	284	284	290	290	293	295
Керосин+тетранитрометан 96%-ный:									
$T_{к.т}$	3300	3140	3380	3405	3430	3445	3460	3475	3490
$P_{уд.т}$	236	250	258	264	268	273	276	278	281
Керосин+N_2O_4 96%-ная:									
$T_{к.т}$	3210	3245	3280	3300	3320	3335	3350	3360	3370
$P_{уд.т}$	240	250	255	260	265	270	272	276	278

Таблица 5. 20

Приближенные теоретические значения характеристик некоторых заграничных топлив ЖРД при $p_к$=40 *ата* и $p_в$=1 *ата* и оптимальных коэффициентах избытка окислителя α

Топливо		Характеристики топлива			Характеристики продуктов сгорания и равновесного истечения из сопла							Удельные площади сопла камеры	
горючее	окислитель	α	χ кг/кг	$I_т$ ккал/кг	$T_{к.т}$ °К	$\mu_{к.т}$	$T_{в.т}$ °К	$\mu_{в.т}$	k	$P_{уд.т}$ кгсек/кг	$\beta_т$	$f_{уд.в\,т}$ см²	$f_{уд.кр.т}$ см²
Керосин	Азотная кислота 98%-ная	0,9	4,88	—677	3010	25,8	1930	26,7	1,15	245	158	24,5	3,8
То же	60% HNO_3 98%-ной +40% N_2O_4	0,9	4,70	—487	3150	26,0	2110	27,4	1,14	250	161	25,7	3,9
„	Жидкий кислород	0,7	2,36	—198	3610	22,8	2300	24,2	1,15	280	182	28,9	4,4
„	Моноокись фтора	0,7	4,00	—68,5	4530	21,1	2620	22,7	1,20	320	210	29,9	5,0
Тонка-250	Азотная кислота 98%-ная	0,9	4,28	—613	3045	25,6	1960	26,6	1,15	245	160	24,8	3,8
То же	60% HNO_3 98%-ной +40% N_2O_4	0,9	3,90	—426	3175	26,9	2140	27,3	1,14	255	162	26,0	3,9
Этиловый спирт 93,5%-ный	Жидкий кислород	0,9	1,75	—642	3300	24,0	2420	25,7	1,12	270	173	28,7	4,2
Метиловый спирт	То же	0,8	1,12	—952	3110	22,6	1905	23,3	1,16	235	170	25,7	4,1
Изотропный спирт	„	0,8	1,79	—576	3370	23,4	2275	25,0	1,14	275	175	28,0	4,2
Гидразин	„	0,9	1,70	152	3350	19,2	2120	20,3	1,16	298	192	29,5	4,6
„	Жидкий фтор	0,9	2,13	66	4490	19,0	2845	20,7	1,17	345	222	33,5	5,4
„	Трехфтористый азот	0,9	2,65	—224	4105	21,0	2310	22,0	1,21	305	200	28,5	4,8
„	Трифторид хлора	0,9	2,60	—146	3860	22,5	2135	24,0	1,21	285	186	26,0	4,5
Димазин (ДМГ)	Жидкий кислород	0,8	1,70	19	3545	21,4	2465	23,0	1,13	295	188	30,5	4,5
Диэтиламин	Моноокись фтора	0,7	3,49	—73	4410	20,0	2830	22,0	1,17	330	214	32,6	5,2
Аммиак NH_3	Жидкий фтор	0,9	3,35	—291	4425	19,2	2840	21,0	1,17	340	220	33,4	5,3
50% NH_3 + 50% N_2H_4	То же	0,8	2,89	—150	4305	18,4	2520	19,7	1,20	342	221	31,6	5,3

N_x — искомая характеристика топлива при заданном окислителе;

N_0 и $N_{35\%}$ — то же топлива, окислителем которого является данная азотная кислота, и соответственно смесь ее с четырехокисью азота в количестве $x=35\%$ по весу.

Линейной интерполяцией можно также определить характеристики топлива, горючим которого служит этиловый спирт различной весовой концентрации или смесь из двух различных горючих.

В качестве перспективного топлива для ЖРД в ближайшие 10 лет можно считать свободные радикалы (H, N, CH, NH, OH и др.) [1], представляющие электрически нейтральные части обычных химических молекул газов, полученные в результате диссоциации последних при высоких температурах.

Свободные радикалы являются электрически нейтральными частицами, характеризующимися наличием во внешней оболочке неспаренных электронов, благодаря чему они обладают чрезвычайно большой склонностью к рекомбинации с выделением большого количества энергии в основном в виде тепла и частично в форме света. Их принято называть метастабильными веществами, т. е. находящимися в состоянии псевдоравновесия, в связи с тем, что соответствующий им запас энергии значительно превышает запас энергии, характерный для равновесного состояния данной молекулы газа.

Особенно большое количество теплоты может выделиться при рекомбинации атомарного водорода (табл. 5. 21).

Таблица 5.21

Радикал	Энергия рекомбинации *ккал/кг*	Эквивалентная скорость истечения *м/сек*
H	52 300	21 000
CH	10 600	9 300
N	8 200	8 200
NH	5 300	6 600

Полная энергия радикалов, указанная в табл. 5. 21, однако, не может быть реализована вследствие того, что реакции рекомбинации (например, для атомарного водорода $H+H \rightleftarrows H_2$) практически являются обратимыми и могут идти до конца только при очень больших давлениях.

При давлении 50 *атм* в камере будет рекомбинировать всего 50% атомов водорода с подъемом температуры почти до 5500° С,

[1] Экспресс-информация АН СССР, вып. 8, РТ-22, 1958.

скорость же равновесного истечения при степени расширения в сопле 100 : 1 может быть порядка 15 000 *м/сек*.

Разложить молекулярный водород или азот на атомы можно в высокотемпературном электрическом поле с последующим быстрым замораживанием их до температуры, близкой к абсолютному нулю (5—30° К), до начала рекомбинации, так как в незамороженном состоянии атомарные газы могут существовать меньше тысячных долей секунды. Полученные таким образом свободные радикалы могут сохраняться до нескольких часов. Вообще же разработка надежных методов стабилизации свободных радикалов требует еще многих исследований.

Для практического использования свободных радикалов в ЖРД требуется концентрация их не менее 10%.

Возможность получения и хранения свободных радикалов в широких масштабах пока еще проблематична вследствие их чрезвычайной дороговизны и опасности работы с ними.

Вероятно, свободные радикалы невозможно использовать в качестве топлива до тех пор, пока не будут найдены пути их стабилизации, исключающие применение черзвычайно низких температур и очень низких давлений, при которых их можно получить. Трудность использования свободных радикалов в ЖРД состоит еще и в подборе материалов для камеры, способных выдерживать огромные температуры их рекомбинации.

§ 13. Способы повышения качества топлив ЖРД

Эксплуатационные качества компонентов топлива можно улучшить путем:

1) понижения температуры плавления легко затвердевающих компонентов топлива добавлением к ним других веществ;

2) химической очистки компонентов топлива от нежелательных примесей;

3) стабилизации нестойких компонентов топлива от их разложения или самовоспламенения при соприкосновении с атмосферным воздухом;

4) активизации компонентов топлива введением в них специальных катализаторов (веществ) воспламенения и процесса горения;

5) ингибирования компонентов топлива с целью снижения их коррозионной агрессивности к металлам двигателя;

6) введения суспензий металлов и растворов высокоэффективных примесей с целью повышения удельного веса и удельной тяги;

7) переохлаждения компонентов топлива перед заправкой в топливные баки с целью повышения их удельного веса, а следовательно, более плотного заполнения баков компонентами топлива и др.

Подавляющее число самовоспламеняющихся компонентов топлива характеризуется значительной задержкой воспламенения как окислителя, так и горючего.

Примерами активизации окислителей являются:

1) растворы в азотной кислоте четырехокиси азота до 30—35% по весу и пятиокиси азота;

2) растворы в азотной кислоте до 25% хлорной кислоты 70%-ной концентрации по весу;

3) раствор в азотной кислоте до 4% хлорного железа ($FeCl_3$), вследствие чего также понижается температура плавления окислителя (с 42° С азотной кислоты до 50° С образованного раствора окислителя);

4) раствор в азотной кислоте фтористого водорода (HF), что снижает коррозию сплавов алюминия и нержавеющих сталей;

5) раствор в азотной кислоте до 10—50% серной кислоты (H_2SO_4), что уменьшает задержку воспламенения горючего и одновременно снижает агрессивность окислителя к металлам двигателя;

6) раствор в азотной кислоте около 0,5% по весу марганцовокислого калия ($KMnO_4$); такое облагораживание азотной кислоты нужно производить перед подачей ее в камеру сгорания, так как через 2—3 мин. активность ее снижается (по этой причине требуется установка на аппарате специального прибора активизатора).

В число катализаторов процессов горения, добавляемых к компонентам топлива, также могут входить малотеплотворные элементы, например железо, медь, кадмий, натрий и др.

Охлаждая высококипящие и низкокипящие окислители и горючие до температуры, при которой они еще сохраняют жидкое состояние и допустимую вязкость, можно существенно повысить их удельный вес. В случае низкокипящих компонентов, кроме того, можно резко снизить потери дорогостоящих компонентов топлива вследствие испарения, а также улучшить безопасность их эксплуатации.

§ 14. Выбор компонентов топлива для проектируемого двигателя

Рациональный выбор компонентов топлива для проектируемого ЖРД является весьма важным этапом его создания. Вид топлива, как уже отмечено выше, обусловливает тип двигателя, его конструкцию, экономичность и надежность работы. Во всех случаях топливо необходимо выбирать применительно к конкретным условиям использования двигателя.

При выборе компонентов топлива для проектируемого двигателя в первую очередь необходимо учитывать следующие факторы.

Назначение боевого аппарата

Условия эксплуатации двигателя и реактивных снарядов требуют от топлив физической и химической стойкости (что позволит хранить компоненты топлива продолжительное время без особых предосторожностей), высокой температуры кипения и низкой температуры застывания. Топливо не должно быть ядовитым и не дол-

жно быть агрессивным по отношению к материалам двигателя. Кроме того, топливо должно быть дешевым.

Для зенитных снарядов топливо должно предварительно заправляться в баки и храниться в них длительное время. Такие свойства компонентов топлива, как быстрая испаряемость, коррозионное действие на металл баков, склонность к разложению и др., не позволяют использовать ряд компонентов для указанных целей. Использование в двигателях в качестве окислителя сжиженных газов вызывает замерзание клапанов, затвердевание уплотняющих резиновых манжет и резино-металлических деталей.

Сжиженные окислители успешно могут быть использованы в двигателях дальних снарядов, старт которых обычно производится из тыла, где имеется возможность перед стрельбой заправлять топливные баки быстро испаряющимися компонентами топлива.

В настоящее время для дальнобойных снарядов применяется жидкий кислород, чему особенно способствует его относительная доступность и дешевизна.

Кислород можно производить на месте при помощи передвижных установок, в силу чего он дешевле других окислителей. В тщательно изолированных танках он может храниться длительное время, не создавая опасности самодетонации или значительного выкипания. Он нетоксичен и не самовоспламеняется в присутствии органических веществ.

Однако низкая температура жидкого кислорода, как и при применении других низкокипящих окислителей (фтора, окислов фтора, трифторида азота, озона), накладывает некоторые ограничения на выбор материалов для двигателя в связи с явлением хладноломкости. При температуре жидкого кислорода сопротивление удару становится недопустимо низким для углеродистых и среднелегированных сталей, для магния, цинка и их сплавов.

Практические возможности экономического использования топлива в двигателе

Некоторые теплоэффективные топлива в настоящее время практически не применяются вследствие развиваемых ими в камере сгорания двигателя весьма высоких температур, при которых невозможно целесообразно и надежно охладить двигатель. По этой причине пока широко не используется, например, керосин с жидким кислородом и другие комбинации горючих и окислителей.

В частности, использование фторных окислителей требует успешного решения труднейшей проблемы охлаждения камеры двигателя при температуре продуктов сгорания около 4000—4500° К.

Пары компонентов топлива, отвечающие требованию экономичности работы двигателя, в некоторых случаях могут оказаться непригодными из-за несоответствия их каким-либо другим требованиям, предъявляемым к топливу ЖРД.

Термодинамические характеристики различных топлив необходимо сравнивать при одинаковых и вполне определенных условиях их сгорания в двигателе.

Динамика процесса горения данного топлива в двигателе

Одним из основных параметров, характеризующих ту или иную пару компонентов топлива, является экономичность работы двигателя на этих компонентах, обычно характеризуемая внутренним к. п. д. или удельной тягой.

Ряд соображений практического характера часто заставляет применить не те пары компонентов топлива, которые с чисто термодинамической точки зрения являются наилучшими, а только те из них, которые практически наиболее приемлемы.

Топливо должно обеспечивать возможность получения достаточно устойчивого процесса горения в камере без пульсаций давления продуктов сгорания, вызывающих иногда недопустимые вибрации двигателя.

Для обеспечения достаточно устойчивой работы двигателя и предупреждения сильно выраженного пульсационного режима горения топлива в камере сгорания необходимы определенные условия, связанные, как правило, с усложнением и утяжелением конструкции двигателя, особенно его системы топливоподачи. Это обстоятельство в ряде случаев вынуждает применять такие компоненты топлива, которые обеспечивают устойчивость процесса сгорания в двигателе как при дросселировании, так и при форсировании его работы.

Требования, предъявляемые к топливу ЖРД

Компоненты топлива могут быть удачно выбраны и рационально использованы только в том случае, если будут учтены присущие им характерные свойства, эксплуатационные и другие особенности.

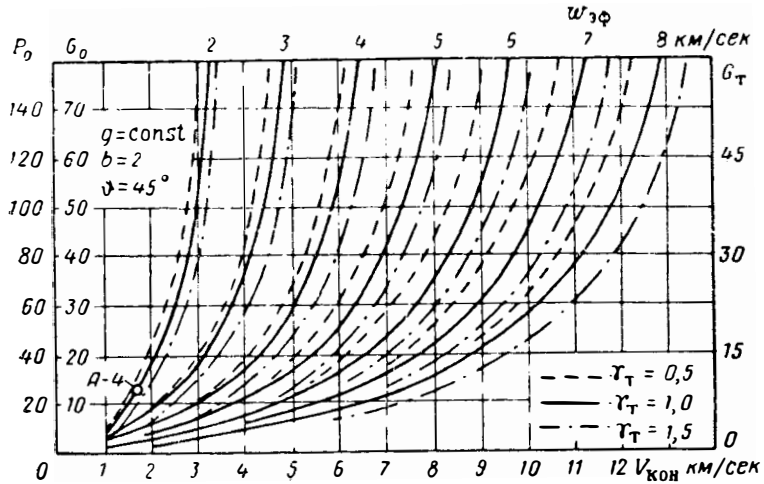
Наибольшие трудности представляет выбор окислителя для горючего, так как многие известные окислители мало активны в химических реакциях, неустойчивы, агрессивны к материалам двигателя, ядовиты и дороги.

Весьма важными факторами, определяющими эксплуатационную пригодность компонентов топлива, являются их температуры застывания, кипения и горения, теплоемкости, теплопроводности и удельные веса. Весьма существенна возможность использования одного или обоих компонентов топлива для охлаждения камеры сгорания и сопла двигателя.

Топливо, обеспечивающее относительно небольшую удельную тягу, но обладающее большим удельным весом, по суммарной характеристике (эффективности полета снаряда) в некоторых случаях

может оказаться лучше топлива, которое обеспечивает большую удельную тягу; оказавшееся наилучшим для снарядов одного тактического назначения, оно может быть совсем не пригодным для снаряда другого назначения.

Поэтому при оценке топлива для снаряда мерилом служит не только скорость истечения, но и в первую очередь удельный вес или объемная удельная тяга, представляющая собой произведение удельной тяги на удельный вес топлива.



Фиг. 5. 13. Приближенные расчетные значения в тоннах (по данным снаряда А-4) тяги двигателя P_0, стартового веса снаряда G_0 и запаса топлива в баках $G_т$ для получения необходимой скорости полета в конце активного участка $V_{кон}$ при полезной нагрузке в 1 $т$ и угле запуска на некоторой высоте относительно вертикали $\vartheta=45°$ и различных удельных весах топлива $\gamma_т$ и скоростях истечения газов из сопла камеры $w_{эф}$.

Удельный вес топлива $\gamma_т$ влияет прежде всего на вес топливных баков, размеры и вес системы топливоподачи двигателя и, следовательно, на скорость полета снаряда в конце активного участка $V_{кон}$. Поэтому в каждом отдельном случае следует искать компромиссное решение в отношении скорости истечения газов из сопла камеры двигателя $w_{эф}$ (удельной тяги) и удельного веса топлива $\gamma_т$; известно, что эта взаимосвязь изменяется в зависимости от рассматриваемого диапазона $V_{кон}$.

При малых $V_{кон}$ ($\sim$1 *км/сек*) увеличение $\gamma_т$ выгоднее, чем увеличение $w_{эф}$. Этим и объясняется предпочтение, оказываемое азотной кислоте как окислителю для ближнебойных и зенитных снарядов. При больших $V_{кон}$ ($\sim$3 *км/сек*) увеличение скорости истечения с 2 до 3 *км/сек* во много раз эффективнее аналогичного увеличения удельного веса топлива (фиг. 5. 13). Поэтому исходной величиной

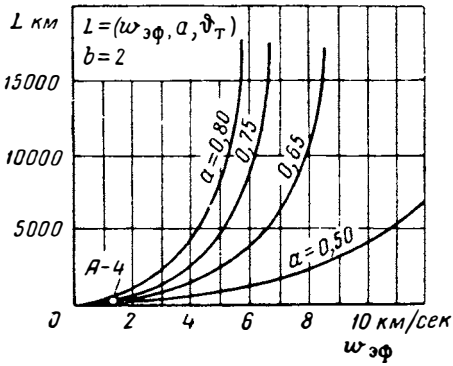
при создании снарядов больших тяг должна быть скорость истечения больше 3 *км/сек*.

Скорость истечения пока еще далеко не достигла практически возможной границы (4,5 *км/сек*). Сейчас удается получить скорость истечения около 3 *км/сек*. С точки зрения получения необходимой $V_{кон}$ в будущем представит интерес диапазон скоростей истечения 3—4 *км/сек*, позволяющий создать снаряды меньшего размера и с относительно большей полезной нагрузкой [1].

Влияние скорости истечения и относительного весового запаса топлива в баках снаряда a на дальность полета L показано на фиг. 5. 14.

Расчеты показывают, что с увеличением относительного запаса топлива на снаряде влияние удельного веса на дальность полета ослабевает и увеличивается влияние удельной тяги двигателя.

Известно, что применение многоступенчатых снарядов является более эффективным средством увеличения скорости и дальности полета, чем применение дорогостоящих компонентов топлива в одноступенчатых снарядах.



Фиг. 5. 14. Приближенные расчетные значения (по данным снаряда А-4) дальности полета снаряда L при оптимальном угле траектории полета в конце активного участка относительно вертикали $\vartheta_т$, различных значениях относительного весового запаса топлива в баках a и скорости истечения газов из сопла камеры двигателя $w_{эф}$.

В многоступенчатых снарядах целесообразно использовать топливо с большим удельным весом в первой ступени, хотя и с относительно меньшей удельной тягой, а в остальных ступенях этого снаряда — такое топливо, которое обладает большой удельной тягой при относительно меньшем удельном весе, так как последний здесь играет второстепенное значение.

Применение для работы двигателя в начале полета снаряда плотного топлива позволяет довести до минимума размеры снаряда. Однако практические соображения иногда могут заставить выбрать для двигателя дешевое топливо с малым удельным весом, так как при этом может уменьшиться суммарная стоимость выстрела (снаряда с топливом), несмотря на то, что размеры и стоимость такого снаряда будут относительно больше.

Применение дорогих топлив, которые обеспечивают бóльшую тягу, для первой ступени снаряда не всегда может быть оправдано; хотя в этом случае размеры топливных баков и вес снаряда

[1] Вопросы ракетной техники, вып. 5, 1959, ИЛ

при прочих равных условиях несколько снижаются, но общая стоимость выстрела оказывается относительно большой вследствие высокой стоимости топлива. Применение таких топлив пока рационально для второй и третьей ступеней снаряда, где высокая стоимость топлива вполне окупится уменьшением размеров, веса и стоимости последующих ступеней снаряда.

При соответствующих мерах предосторожности токсичность эффективного компонента топлива не может служить препятствием для его использования. В условиях эксплуатации токсическое действие окислителей и горючих в основном сказывается при вдыхании их паров с воздухом и вначале проявляется в виде раздражения слизистых оболочек дыхательных путей. Показателем токсичности этих веществ могут служить следующие предельно допускаемые в промышленности для длительного вдыхания концентрации их ядовитых паров в воздухе в *мг/л*:

монооксись фтора	0,00001
озон	0,0001
тетранитрометан	0,005—0,001
фтор и хлор	0,001
серная кислота	0,002
перекись водорода и азотная кислота с окислами азота	0,005
кислород	700
пентаборан и нитробензол	0,00001
нитротолуол, анилин и ксилидин	0,005
аммиак	0,02
метиловый спирт	0,05
бензол и толуол	0,1
пропиловый спирт	0,2
керосин, бензин и скипидар	0,3
этиловый спирт	1,0

Наибольшей токсичностью обладают монооксись фтора и озон; они токсичнее фосгена и синильной кислоты, для которых предельно допустимые концентрации паров в воздухе составляют соответственно 0,0004 и 0,0003 *мг/л*. Весьма токсичными также являются горючие пентаборан и нитробензол.

Опасные концентрации ядовитых паров в воздухе легко возникают при эксплуатации низкокипящих окислителей, обладающих при нормальных условиях высокой летучестью и упругостью паров.

Меры предосторожности при обращении с соответствующими токсичными веществами всегда регламентируются специальными инструкциями.

§ 15. Использование атомной энергии в ракетных двигателях [1]

За счет химических топлив, вероятно, в пределе можно получить удельную тягу ЖРД при работе у земли не выше 400—450 *кгсек/кг* при температуре в камере сгорания около 4000—4500° С. В этом случае в качестве компонентов топлива должны быть использованы дорогие и малодоступные горючие и сложные в эксплуатации фторные окислители из-за большой агрессивности и токсичности. Использование в ЖРД таких высокоэффективных компонентов топлива требует успешного решения ряда труднейших вопросов по созданию надежной в эксплуатации конструкции двигателя. Особенно сложной является проблема охлаждения камеры сгорания и сопла двигателя.

Переход на атомные источники энергии с целью увеличения удельной тяги ракетного двигателя связан с еще бо́льшими трудностями и опасностью для обслуживающего персонала. Для безопасного использования ядерной энергии необходимо применять соответствующие системы сигнализации и защитные средства. Однако использование атомной энергии в ракетных двигателях является весьма перспективным.

В этом случае приходится иметь дело с огромным количеством энергии при весьма малой массе источника этой энергии. Можно приближенно считать, что при расщеплении атомов 1 *кг* урана-235 выделяется почти в $1 \cdot 10^7$ раз больше энергии, чем при сгорании 1 *кг* наиболее теплоэффективного химического топлива. При использовании такого высококонцентрированного источника энергии в ракетных двигателях практически можно получить скорость истечения свыше 10 000 *м/сек*.

При использовании атомной энергии реактивная тяга может быть получена в результате:

1) непосредственного истечения из сопла реактора струи продуктов расщепления атомов активного вещества (например, урана-235, плутония-239 и др.);

2) истечения из сопла реактора какого-либо газообразного рабочего тела (водорода, гелия, аммиака и др.), нагреваемого тепловой энергией, образующейся при расщеплении атомов активного вещества;

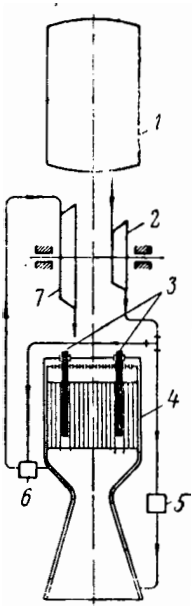
3) истечения под воздействием электрического поля электрически заряженных частиц — ионов какого-либо рабочего тела (цезия, рубия и др.), получаемых за счет использования атомной энергии.

Использование атомной энергии в виде непосредственного истечения самих продуктов расщепления атомов (фотонов) для получения тяги в настоящее время нереально. Однако если бы удалось

---

[1] Jet. Propulsion, v. 28, No. 4, 1958.
Missiles and Rockets, v. 1, No. 1, 1956.

практически освоить этот метод использования атомной энергии, можно было бы получить удельную тягу двигателя, почти в 1000 раз бо́льшую, чем в обычном химическом ЖРД, так как согласно закону Эйнштейна о сохранении эквивалентности между энергией и материей максимальная скорость истечения частиц расщепления атомов в пределе может достичь скорости света в пустоте ($3 \cdot 10^8$ *м/сек*). Такие процессы уже известны, например, превращение электрона и позитрона в фотон. В ядерных процессах наблюдается исчезновение электронно-позитронной пары и возникновение гамма-квантов; однако это явление пока невозможно осуществить в широких масштабах для использования в технике. Вероятно, двигатели, использующие этот вид реакции, могут иметь предельно большую удельную тягу. Но при таком использовании атомной энергии температура в камере реактора была бы феноменально большой, она приближалась бы к температуре, достигаемой при взрыве атомной бомбы. По этой причине, естественно, осуществить такой двигатель пока практически невозможно.



Фиг. 5.15. Схема атомного реактивного двигателя с жидким теплоносителем.

1—бак для теплоносителя, *2*—насос, *3*—стержни для регулирования рабочего процесса в реакторе, *4*—реактор, *5*—прибор для управления подачей теплоносителя в реактор, *6*—дроссель-регулятор, *7*—турбина насосного агрегата.

Наиболее легко практически осуществить атомный ракетный двигатель с нагревом рабочего тела атомной энергией, получаемой в реакторе при расщеплении молекул твердых урановых или плутониевых стержней (фиг. 5.15).

В таком двигателе жидкое рабочее тело может подаваться насосами из баков в так называемый гетерогенный твердофазный реактор двигателя, где оно сможет нагреваться и затем вытекать в окружающую среду через расширяющееся сопло, аналогичное соплу обычного ЖРД, работающего на химических топливах. Это рабочее тело можно также использовать перед подачей в реактор для охлаждения самого реактора (камеры) и его сопла. В таком атомном ракетном двигателе удельная тяга прямо пропорциональна температуре нагрева рабочего тела в реакторе и обратно пропорциональна молекулярному весу этого тела. Это означает, что для эффективной работы такого теплового атомного двигателя, т. е. для получения возможно большой скорости истечения (удельной тяги) необходимо, чтобы молекулярный вес рабочего тела был возможно меньшим и чтобы оно нагревалось в реакторе до возможно высокой температуры.

Температура нагревания рабочего тела в реакторе и, следовательно, скорость истечения будут зависеть от того, какое количе-

ство атомного горючего расходуется на нагревание единицы веса рабочего тела при определенном к. п. д. (табл. 5. 22).

Таблица 5.22

Расчетные теоретические скорости истечения газа из сопла реактора атомного двигателя в зависимости от отношения атомного горючего (плутония-239) к массе рабочего тела при к. п. д. использования энергии, равном 50%

Скорость истечения *м/сек*	Отношение массы атомного горючего к массе рабочего тела
10 000	1
1 000	1/100
100	1/10 000
10	1/1·000 000

Данные этой таблицы показывают, что скорость истечения рабочего тела из сопла реактора увеличивается пропорционально расходу атомного горючего на нагревание единицы этого тела до определенной температуры.

Так как атомное горючее имеет высокую стоимость, было бы целесообразным получить в тепловых атомных ракетных двигателях максимально возможную скорость истечения из сопла реактора.

Однако практически лимитирующим фактором в повышении скорости истечения является развиваемая в реакторе температура рабочего тела. При нагревании рабочего тела в гетерогенных ядерных реакторах температура его не может превышать температуры плавления твердого активного вещества, используемого в качестве источника атомной энергии, и безопасно допустимой температуры оболочки реактора.

Наивысший предел температуры плавления для урана лежит около 1130° С, а безопасно допустимая температура для самых лучших освоенных в настоящее время материалов, из которых можно изготовить внутреннюю оболочку реактора, не превышает 1000—1100° С. Практически же максимально допустимая температура для урана в условиях работы гетерогенного реактора лежит значительно ниже указанной температуры плавления. Современные стационарные промышленные гетерогенные урановые реакторы работают при температурах порядка сотен градусов Цельсия.

Это обстоятельство указывает на то, что к. п. д. расходуемой атомной энергии урана при помощи гетерогенных реакторов весьма низок. Если предположить, что в будущем удастся повысить

допустимую температуру в гетерогенном реакторе до 1500° С, то тогда, вероятно, можно будет получить удельную тягу порядка 400—700 *кг сек/кг,* т. е. в 2—3 раза бо́льшую в сравнении с существующими химическими ЖРД.

Единственным путем получения более высокой температуры рабочего тела в реакторе и, следовательно, удельной тяги является параллельная подача в реактор двигателя рабочего тела и атомного горючего, находящегося в жидком, газообразном или в жидкостно-газообразном состоянии.

При этих условиях температура в так называемом гомогенном жидкофазном, газообразном или смешанного типа реакторе в отличие от ранее рассмотренного твердофазного реактора уже не будет ограничиваться пределом температуры плавления твердого активного вещества в реакторе. Верхний предел этой температуры будет лимитироваться только относительно более высоким пределом безопасно допустимой температуры используемых материалов для постройки такого двигателя, обеспечивающим получение удельной тяги порядка 1500 *кг сек/кг* [1]. Например, температура плавления карбидов некоторых металлов составляет около 4000° К.

Однако и этому методу использования ядерной энергии также присущи значительные недостатки: малое потребное количество жидкого атомного горючего по сравнению с количеством рабочего тела, необходимость вести процесс в газообразной фазе при очень высоких давлениях и иметь для этого реактор огромных размеров, чтобы реакция была самоподдерживающейся, значительные потери тепла в окружающую среду и др.

Поскольку температура рабочего тела в гетерогенном реакторе атомного двигателя практически ограничивается определенным пределом, то с целью наилучшего использования ядерного горючего в двигателе (получения наиболее высокого к. п. д. цикла) необходимо целесообразно выбрать для двигателя рабочее тело.

Можно считать, что наиболее эффективным рабочим телом для теплового атомного ракетного двигателя будет такое вещество, которое:

1) обладает наименьшим молекулярным весом и наибольшей удельной теплоемкостью в газообразном состоянии, так как при одной и той же температуре теплосодержание газа будет тем выше, чем больше его теплоемкость (теплоноситель не обязательно должен обладать химической энергией);

2) обладает при данном тепловом режиме наибольшей диссоциацией и ионизацией, так как последние способствуют снижению его молекулярного веса и увеличению теплоемкости и, следовательно, при том же подводе тепла приводят к меньшему его нагреву;

3) имеет достаточно большой удельный вес и, следовательно, для данного запаса теплоносителя — меньший объем баков;

[1] Jet Propulsion, v. 28, No. 4, 1958.

4) соответствует ряду ядерных характеристик и эксплуатационным требованиям;

5) имеет малое сечение захвата нейтронов, а в случае применения реактора на быстрых нейтронах — также и малый коэффициент замедления.

Этим требованиям наиболее полно соответствует молекулярный водород. По ряду своих характеристик он не хуже одноатомного водорода, тем более что последний в силу своей большой неустойчивости почти неприменим.

Атомный ракетный двигатель с нагревом рабочего тела в реакторе, очевидно, по сравнению с обычным химическим ЖРД будет представлять собой весьма массивную и тяжелую конструкцию, особенно в том случае, когда в ней будет предусмотрено устройство защиты от радиации гамма-лучей, нейтронов и альфа-частиц, что обязательно в случае наличия людей на снаряде. Использование такого атомного двигателя может оказаться целесообразным только для второй и последующих ступеней крупных снарядов, включаемых в работу на весьма больших высотах. Назначение таких снарядов может быть весьма различным.

Разработка атомных ракетных двигателей для снарядов представляет весьма сложную и трудную задачу. При создании двигателя этого типа необходимо решать сложнейшие проблемы выбора схемы двигателя, рабочего тела для него, охлаждения реактора, метода регулирования процесса реакции, защиты от излучения и др.

Поскольку для эффективной работы атомного двигателя необходимо иметь весьма высокие температуры рабочего тела в реакторе, то использование ядерной энергии в тепловом ракетном двигателе требует:

1) освоения новых весьма жаропрочных материалов для изготовления камеры нагревания теплоносителя и методов обжатия струи реагирующего вещества магнитным или электрическим полем, для того чтобы оболочка камеры (реактора) двигателя могла выдерживать огромные температурные реакции;

2) освоения весьма эффективной и надежной системы охлаждения атомного двигателя;

3) достижения весьма малых расходов атомного горючего при очень больших расходах рабочего тела (на 1 *г* урана-235 требуется около 1050 *т* молекулярного водорода при к. п. д. двигателя около 60%);

4) создания надежной системы регулирования процесса реакции, надежной и легкой защиты частей двигателя снаряда и обслуживающего персонала от интенсивного гамма-излучения;

5) достижения надежной эксплуатации двигателя в целом.

Получение ядерной энергии для практического использования оказывается возможным только в том случае, если удается осуще-

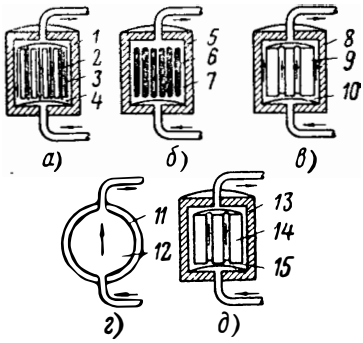
ствить саморазвивающуюся цепную реакцию деления ядер, что может поддерживаться только в реакторе.

Ядерные реакторы принято делить по скорости нейтронов, вызывающих деления, на типы:

1) *работающие на медленных нейтронах* (если бо́льшая часть делений происходит при захвате медленных нейтронов) и

2) *работающие на быстрых нейтронах* (если деления вызываются быстрыми нейтронами).

Минимальная скорость нейтронов, которая может быть достигнута в результате замедления, равна скорости их теплового движе-



Фиг. 5.16. Принципиальные схемы ядерных реакторов.

а—гетерогенный реактор: твердое горючее и замедлитель, циркулирует охладитель, *1*—отражатель, *2*—урановые стержни в трубах, *3*—твердый замедлитель, *4*—теплоноситель (газ или жидкость), *б*—гетерогенный реактор: твердое горючее, циркулирует замедлитель, являющийся одновременно теплоносителем, *5*—отражатель, *6*—урановые стержни в чехлах, *7*—жидкий замедлитель, *в*—гетерогенный реактор: твердый замедлитель, циркулирует жидкое ядерное горючее, *8*—отражатель, *9*—твердый замедлитель, *10*—жидкое горючее (раствор или жидкий сплав), одновременно являющееся источником тепла и теплоносителем, *г*—гомогенный реактор: циркулирует жидкая смесь горючего и замедлителя, *11*—отражатель, *12*—жидкая смесь урана и замедлителя, которая одновременно является источником тепла и теплоносителем, *д*—гомогенный реактор: твердая (или жидкая) смесь урана и замедлителя, циркулирует теплоноситель, *13*—отражатель, *14*—твердая или жидкая смесь урана и замедлителя, *15*—теплоноситель (газ или жидкость).

ния, устанавливающейся при тепловом равновесии со средой. Поэтому реактор на медленных нейтронах также называют *реактором на тепловых нейтронах.*

Ядерный реактор с использованием урана можно осуществить только на медленных нейтронах, так как только в этом случае вероятность деления изотопа урана-235 так велика, что может перекрыть вероятность всех других процессов. С увеличением содержания изотопа урана-235 в уране возможно осуществление и реакторов двух других типов (обогащенным ураном называется уран с повышенным по отношению к природному содержанием изотопа U^{235}).

Основными элементами ядерного реактора на медленных нейтронах являются (см. фиг. 5.16):

1) *активная зона,* т. е. зона, в которой расположены уран и замедлитель нейтронов; для замедления нейтронов можно использовать графит, тяжелую воду (вода, в которой легкий водород замещен тяжелым водородом) или окись бериллия, а в случае обогащенного урана — также и воду;

2) *отражатель,* т. е. устройство, отражающее нейтроны, обратно вылетающие из активной зоны; для отражателя применяются те же материалы, что и для замедлителя;

3) *система охлаждения,* служащая для отбора тепла, выделяющегося в активной зоне реактора; она состоит из труб, по которым прокачивается охладитель (теплоноситель); охладителем могут служить газы, тяжелая и обычная вода, расплавленные металлы;

4) *система регулирования скорости цепной реакции деления ядер,* а следовательно, и уровня мощности: датчиков, измеряющих плотность потока нейтронов в реакторе, регулирующих стержней, в состав которых входят вещества, значительно поглощающие нейтроны (кадмий, бор), и различных электронных и электромеханических устройств, служащих для управления положением стержней;

5) *защитный экран,* предохраняющий другие части двигателя снаряда и обслуживающий персонал от интенсивного излучения.

Если ядерное горючее и замедлитель представляют собой однородную смесь (например раствор соли урана в воде), то такой реактор называют *гомогенным,* а если же ядерное горючее расположено в замедлителе в виде отдельных блоков или стержней, то такой реактор называют *гетерогенным.*

Блоки или стержни урана, называемые часто тепловыделяющими элементами, обычно располагаются в некотором правильном порядке и образуют так называемую *решетку.*

По типу замедлителя реактор можно называть графитовым, тяжеловодным, с металлическим охладителем и т. д.

Мощность реактора зависит от количества делящихся в 1 сек. ядер урана, которые в свою очередь пропорциональны числу нейтронов в реакторе. В гомогенном реакторе почти вся энергия, выделяющаяся при делении ядер, превращается в тепловую, причем наибольшее количество тепла выделяется в активной зоне реактора, а в гетерогенном реакторе — в урановых стержнях.

Выбор необходимых материалов для различных элементов реактора определяется не только теми функциями, которые выполняет тот или иной элемент конструкции, но и ядерными свойствами, под которыми понимается способность его поглощать нейтроны и активизироваться (образовывать радиоактивные изотопы вследствие поглощения нейтронов стабильными изотопами). При выборе материала необходимо учитывать также и изменение его свойств при воздействии на него высокой температуры и интенсивного излучения (радиационное повреждение).

Известно, что под действием излучения металлы теряют свою механическую прочность. Если величина передаваемой энергии в металле окажется больше энергии связи атомов в молекулах, то может произойти сдвиг атомов из их нормальных положений в кристаллической решетке. В сложных химических соединениях возможен разрыв химических связей и изменение их химического состава.

В качестве материала для замедлителя должно применяться вещество с высокой замедляющей способностью и минимальным

сечением захвата нейтронов. Замедляющая способность вещества равна произведению микроскопического сечения рассеивания нейтронов на величину, пропорциональную потере энергии при одном акте деления.

Для отражателей применяются такие же материалы, как и для замедлителя, а также тяжелые вещества, имеющие большое сечение рассеивания и малое сечение захвата нейтронов.

Защитный экран, окружающий реактор, служит для следующих целей:

1) замедления быстрых нейтронов, проникающих из активной зоны реактора через различные щели и неплотности в замедлителе и отражателе;

2) поглощения медленных нейтронов, вылетающих из внешнего слоя отражателя;

3) ослабления гамма-излучения.

Для эффективного замедления быстрых нейтронов экран должен содержать элементы с высоким атомным номером. Нейтроны теряют свою энергию вследствие неупругих столкновений с ядрами этих элементов. Более всего для этих целей подходят железо и барий. Так как процесс неупругого рассеивания сопровождается испусканием гамма-излучения, эти материалы должны быть сосредоточены главным образом на внутренней поверхности защиты экрана.

От металлов, используемых для изготовления чехлов для урановых блоков, трубопроводов для теплоносителя, трубопроводов и контейнеров для жидкого ядерного горючего и опорных конструкций, требуется механическая прочность. Общие требования к конструкционным материалам состоят в сохранении механической прочности при их облучении и при воздействии высокой температуры, стойкости против коррозии и малом поглощении нейтронов.

При выборе металла для чехлов урановых блоков дополнительным требованием является его большая теплопроводность, обеспечивающая малый перепад температур между блоком и теплоносителем. Применение разных металлов здесь недопустимо вследствие возникновения электродвижущей силы, приводящей к усиленной электрохимической эрозии.

Нержавеющие стали являются превосходным коррозионностойким материалом. Они пригодны для изготовления труб жидкометаллических систем теплообмена, труб и контейнеров для реакторов на водных и металлических растворах урана. Основа нержавеющей стали—железо и легирующие элементы активируются под действием нейтронов и дают долгоживущие изотопы, испускающие гамма-излучение высокой энергии. Следует иметь в виду, что некоторые детали системы при нагревании подвергаются не только термическим напряжениям, но и тепловой ползучести.

Скорость ядерной реакции экспоненциально возрастает с температурой, и при недостаточно надежной работе системы регулирования процесс может затухнуть или, наоборот, перейти в разру-

шительный взрыв. Работа системы охлаждения двигателя должна быть четко увязана с системой регулирования температуры процесса реакции, так как изменение величины теплоотвода от реактора будет оказывать влияние на скорость реакции, и если тепловыделение будет превышать теплоотвод, то процесс может перейти во взрыв.

Если в реактивном двигателе, использующем химическую энергию топлива, нарушение работы системы охлаждения обычно ведет к прогару камеры, почти не вызывая при этом повышения температуры продуктов реакции в камере, то в атомном двигателе нарушение системы охлаждения реактора вызовет повышение температуры в реакторе, сопровождаемое взрывом. Если обычные ЖРД опасны в эксплуатации в связи с некоторой вероятностью взрыва их при запуске и работе, то атомные двигатели, отличающиеся еще большей концентрацией энергии в единице объема, усложненной регулированием процесса, протекающего при относительно высоких температурах, оказываются несравненно более взрывоопасными.

В осуществленных и проектируемых атомных реакторах регулирование, контроль, сигнализация и аварийная остановка реактора производятся по интенсивности нейтронного потока в реакторе. Для этого используются ионизационные камеры, служащие датчиками интенсивности нейтронного потока. Режимом работы двигателя можно будет управлять путем регулирования доступа рабочего вещества в реактор.

Проблема управления работой двигателя при помощи дозирования, по-видимому, лучше всего может быть решена при подаче делящегося материала в растворе, подобно тому, как это имеет место в гомогенных реакторах. Такой раствор можно впрыскивать в камеру реактора по ее периметру, чтобы получить в центре камеры концентрацию, достаточную для осуществления ядерной реакции. Другим способом управления реакцией является, как уже отмечено выше, подача в камеру (реактор) твердых стержней из делящегося материала подобно автоматической подаче электродов в электропечь.

Безопасность термоядерного двигателя может быть обеспечена за счет размещения запаса «топлива» вне реактора, благодаря чему оно не сможет принимать участия в реакции до ввода его в реактор и нагрева до определенной температуры. Запуск ядерного двигателя возможен местным возбуждением частиц, а не атомным взрывом.

Первичным ядерным горючим является изотоп урана-235. Хотя цепная реакция деления ядер урана может быть осуществлена в известных условиях на природном уране, где содержание урана-235 составляет всего 0,71%, во многих случаях полезно иметь уран с повышенным содержанием изотопа урана-235, а для малогабаритных реакторов — даже почти чистый уран-235. Поэтому для

успешного развития ядерной энергетики необходимо концентрировать (обогащать) уран-235.

Главными источниками добычи урана являются богатые ураном минералы — уранит (урановая смоляная руда) и корнотит (комплексное соединение урана и ванадия). Существует также большое число минералов с незначительным содержанием урана. Не исключена также возможность применения плутония и искусственного изотопа урана U^{233}.

Уран может применяться в виде чистого металла, а также раствора металлического урана в каком-либо легкоплавком металле и раствора солей урана в тяжелой воде. Если в качестве ядерного горючего применяется металлический уран, то большое значение имеет его механическая прочность. Реакторы на металлическом уране должны рассчитываться на максимальную рабочую температуру урана ниже 660° С (при температуре ниже 660° С уран существует в виде альфа-фазы, имеющей ромбическую кристаллическую решетку с пределом прочности около 28 *кг/мм*^{2}). При более высокой температуре уран становится мягким и непрочным, а при более низкой температуре прочность его падает из-за радиальных повреждений; урановые блоки и стержни под влиянием облучения нейтронами и осколками деления разбухают и искривляются.

В случае применения урана в виде раствора в другом легкоплавком металле, например висмуте или свинце, или в виде раствора солей урана в воде вопрос о механической прочности урана отпадает. Однако в последнем случае радиационное повреждение горючего заключается в разложении воды на водород и кислород. Если применяется тяжелая вода, нельзя допускать потери этого продукта ввиду его высокой стоимости.

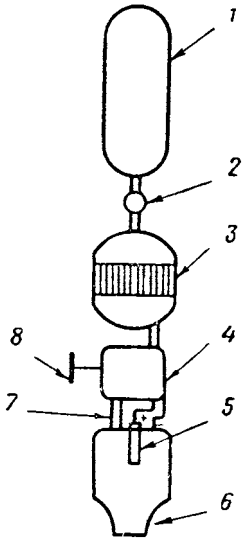
Основная задача при проектировании атомного двигателя для снаряда состоит в максимальном снижении его размеров и веса. Хотя объемная плотность выделения энергии в активной зоне реактора достигает 10—20 тыс. *квт/м*^{3}, что примерно в 100 раз превышает объемную плотность выделения энергии в обычных тепловых установках, все же окончательное соотношение по объему и весу оказывается далеко не таким благоприятным для ядерной установки ввиду необходимости иметь мощный защитный экран, предохраняющий от действия излучения.

Реактор может непрерывно работать, пока расщеплению не будет подвергнуто 0,9 *кг* урана-235. Ранее нами было указано, что при полном расщеплении 1 *кг* этого урана выделяется около 20 млн. *квт-ч* энергии. Следовательно, при расходе 1 *кг* урана-235 реактор может выработать энергии около $0{,}9 \cdot 20 = 18$ млн. *квт-ч*, а продолжительность его работы составит почти 600 час.

На фиг. 5. 17 показана принципиальная схема электродугового ядерного ракетного двигателя для снаряда. В этом двигателе источником энергии для питания дуги является ядерный реактор. При этом создаются те же удельные тяги, что и в тепловом ядер-

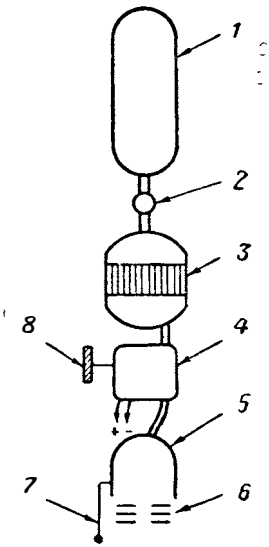
ном ракетном двигателе с нагревом рабочего тела и расширением его в сопле.

На фиг. 5. 18 показана принципиальная схема ионного ракетного двигателя для снаряда.



Фиг. 5. 17. Принципиальная схема электродугового ядерного ракетного двигателя для снаряда.

1—бак для рабочего тела, *2*—турбонасосный агрегат, *3*—ядерный реактор, *4*—турбоэлектрогенератор, *5*—электрическая дуга, *6*—сопло камеры, *7*—рабочее тело, *8*—радиатор (отвод тепла).



Фиг. 5. 18. Принципиальная схема ионного ракетного двигателя для снаряда.

1—бак для рабочего тела, *2*—турбонасосный агрегат, *3*—ядерный реактор, *4*—турбоэлектрогенератор, *5*—ионизационная камера, *6*—ускоряющие сетки (или кольцевые ускоряющие электроды), *7*—электронный генератор, *8*—радиатор (отвод тепла).

Этот двигатель в основном состоит из ядерного реактора, системы для преобразования тепловой энергии в электрическую и ионизационной камеры с ускоряющим электрическим полем [1].

Получаемой в процессе ионизации плазме, состоящей из электронов и положительно электрически заряженных ионов, электромагнитное поле сообщает весьма большую скорость, в результате чего создается реактивная сила тяги двигателя. Для устранения появления электрического заряда на массе снаряда и создания тормозящего влияния на поток положительно электрически заря-

[1] Экспресс-информация АН СССР, вып. 45. РТ-133. 1958.

женных ионов истекающие из двигателя ионы нейтрализуются при помощи электронов, выделяющихся на катоде ионизирующей установки.

Для ионизации рабочей жидкости и ускорения плазмы можно также использовать электроэнергию, получаемую от гальванических батарей или в результате преобразования солнечной энергии.

Трудности создания атомно-ионных ракетных двигателей связаны со сложностью превращения атомной энергии в кинетическую энергию рабочей жидкости в виде плазмы ионов.

Огромным недостатком этих двигателей, как и отмеченных нами солнечных и электрических ионных двигателей, является то, что для создания ими значительной тяги требуется огромная затрата электрической энергии весьма высокого напряжения для разгона ионизированных частиц рабочего тела до необходимой скорости истечения. Подсчеты показывают, что для получения скорости истечения электрически заряженных частиц рабочего тела из сопла камеры двигателя порядка 100 *км/сек* необходима мощность установки в 500 *Мгвт* на 1 *т* тяги, т. е. на снаряде необходимо иметь силовую установку, по мощности соответствующую обычным тепловым электростанциям, весом в несколько тысяч тонн.

По-видимому. атомная энергия может быть эффективно использована для целей реактивного движения при том условии, если будет найден удачный способ непосредственного превращения ее в электрическую энергию, который устранил бы необходимость иметь в составе силовой установки громоздкие и тяжелые механизмы. Принципы непосредственного использования атомной энергии в электрическую описаны в литературе.

В электроатомных ракетных двигателях весьма серьезной проблемой является удаление из ядерного реактора той части тепла, которая в силу несовершенства процесса не может быть переведена в электрическую энергию.

Основными препятствиями на пути внедрения этих двигателей в авиацию и наземный транспорт являются большие габариты и вес экранирования двигателя, высокая стоимость атомного горючего, сложность управления.

Глава 6

РАБОЧИЕ ПРОЦЕССЫ В КАМЕРАХ ЖРД

Качественные и количественные данные о механизме рабочего процесса в камере сгорания и сопле ЖРД дают возможность обоснованно выбрать оптимальные параметры, форму и размеры камеры и решить другие вопросы проектирования и построения двигателя.

Расчет кинетики явлений, происходящих в камере сгорания и сопле, совместно с тепловым и иногда газодинамическими расчетами позволяют установить картину распределения температуры, давления и скорости газового потока в характерных сечениях камеры двигателя и вычислить его основные параметры (удельную тягу, секундный расход топлива для заданной абсолютной тяги и др.), а также выбрать и рассчитать системы распыла топлива, охлаждения и топливоподачи.

В настоящее время невозможно достаточно точно выяснить роль отдельных факторов, воздействующих на рабочий процесс ЖРД, и дать им количественную оценку. При расчете процессов сгорания топлива в двигателе приходится задаваться (на основании пока весьма ограниченных данных статистики и экспериментов) значениями некоторых характеристик рабочего процесса, как, например, коэффициентами избытка окислителя в топливе и физической полноты сгорания, показателем политропы расширения газов в сопле и др.

В настоящей главе рассмотрены основные факторы, влияющие на характер протекания рабочих процессов в камере ЖРД, приведена методика определения основных параметров, характеризующих качество этих процессов, и даны ориентировочные пределы их численных значений.

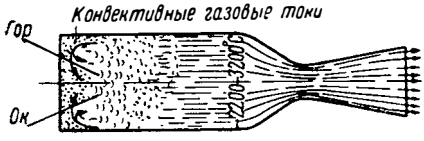
Одновременно приведены численные примерные расчеты по определению температуры и состава продуктов сгорания топлива в камере сгорания и в выходном сечении сопла двигателя и других термодинамических параметров. Приведены также таблицы и графики, необходимые для расчетов процесса сгорания топлива.

§ 1. Процессы подготовки и сгорания топлива в камере двигателя

Сгорание топлива в камере двигателя является чрезвычайно сложным физико-химическим процессом, состоящим из перекрывающих друг друга процессов подготовки, воспламенения и сгорания топливной смеси. От совершенства этих процессов зависят характеристики двигателя.

К процессам подготовки топлива для сгорания относятся:

1) распыл компонентов топлива, подаваемых в камеру сгорания, на мельчайшие частицы;



Фиг. 6. 1. Конвективные газовые токи у головки камеры двигателя.

2) нагрев и испарение этих компонентов топлива за счет тепла горения в камере предыдущих порций топлива и

3) перемешивание между собой образующихся паров компонентов топлива в основном за счет турбулентной диффузии.

От времени и характера протекания этих процессов, а также от объема камеры сгорания, занятого этими процессами, зависят полнота сгорания, устойчивость и надежность работы двигателя.

Процесс испарения, скорость которого определяется параметрами окружающей среды (температурой и давлением) и физико-химическими характеристиками топлива, может быть завершен до того, как капля попадет в зону высоких температур. Тогда горение будет происходить в среде, состоящей из мелких объемов пара горючего и окислителя, перемешанных между собой. Если же до начала горения капля не успеет испариться, то будет иметь место гетерогенная реакция на поверхности отдельных жидких частиц горючего или окислителя в зависимости от того, какой из компонентов легче испаряется.

Процессы подогрева и испарения компонентов топлива, поступивших в камеру сгорания, осуществляются за счет лучистой энергии очага горения, тепла нагретых стенок камеры и конвективных обратных газовых токов к головке камеры сгорания вследствие некоторого отдува от нее газовой среды струями впрыскиваемого топлива (фиг. 6. 1).

Обратные токи газов всегда существуют в камере сгорания, особенно в области конусов и между конусами распыла компонентов, а также вдоль стенок камеры, и играют большую роль в процессе сгорания топлива. Их интенсивность зависит от конструкции форсунок и схемы расположения последних на головке камеры. Для заданной конструкции головки интенсивность обратных токов может считаться постоянной, если отвлечься от неизбежных случайных колебаний.

При движении жидких капель компонентов топлива в потоке горячего газа происходят их подогрев и частичное испарение. Скорость этого процесса возрастает с увеличением температурного перепада между каплями и продуктами сгорания. Мелкие капли испаряются быстрее крупных.

Можно предполагать, что в том сечении камеры сгорания, до которого испаряется примерно 5—10% топлива, обратные токи уже полностью исчезают. Дальнейший подогрев и испарение капель обеспечиваются теплом за счет сгорания, идущего одновременно с испарением. При испарении и сгорании около 10—25% топлива средняя скорость газа становится равной средней скорости капель; в следующих сечениях камеры сгорания газ обгоняет капли. На подогрев и испарение жидких компонентов топлива требуется около 10—15% тепла, выделяемого при сгорании топлива.

В существующих двигателях компонент топлива, используемый для охлаждения камеры двигателя, получает от поверхности оболочки камеры около 10—25% тепла, потребного для его нагревания и испарения; при давлении в камере сгорания 35—40 *ата* это тепло может достигать 50—60%.

К процессам сгорания топливной смеси относятся взаимоперекрывающиеся процессы кинетического и диффузионного сгорания топлива, в результате которых в конце камеры устанавливается химически и энергетически равновесное состояние получаемых при этом газов соответственно их давлению и температуре. По мере выгорания горючей смеси температура в камере повышается и к концу камеры сгорания достигает максимального значения. В жидкой фазе не происходит сколько-нибудь значительной реакции между окислителем и горючим.

Скорость (время) протекания процесса сгорания топлива в кинетической области не зависит от гидродинамических и диффузионных факторов (от скорости потока, размеров и формы камеры сгорания, конструкции ее головки) и в основном обусловливается:

1) свойствами компонентов топлива (энергией их активации);
2) температурой и давлением в камере сгорания,
3) концентрацией реагентов в зоне горения.

Скорость протекания процесса сгорания топлива в области турбулентной диффузии почти не зависит от кинетических факторов, если не считать слабой зависимости от температуры некоторых физических констант, и определяется в основном факторами гидродинамического характера, как то:

1) характером движения потока в камере сгорания (время смешения компонентов топлива мало зависит от скорости движения потока);

2) распределением скоростей, концентрацией компонентов топлива и температур в этом потоке;

3) формой и размерами камеры сгорания (при конически сужающейся форме камеры сгорания гасится турбулентность газового потока);

4) характером общей и местной турбулентности потока;

5) перераспределением тепла внутри потока, особенно в зоне горения, а также между потоком и внешней средой (теплообменом, вызванным неадиабатичностью системы) и др.

Большое влияние на процесс сгорания имеет характер впрыска топлива в камеру двигателя.

В зависимости от конструктивной формы головки камеры сгорания, типа, числа и схемы расположения топливных форсунок в камере двигателя имеют место:

1) различные направления струй впрыска компонентов топлива;

2) множество распределенных в объеме камеры очагов парообразования и сгорания компонентов топлива;

3) вихревые конвективные токи горящей массы к головке камеры сгорания и другие явления.

В силу этих факторов движение рабочего тела в камере сгорания двигателя получается турбулентным. Действие всех перечисленных факторов приводит к тому, что основная масса компонентов топлива испаряется и сгорает на коротком участке камеры сгорания, образуя своеобразный фронт пламени.

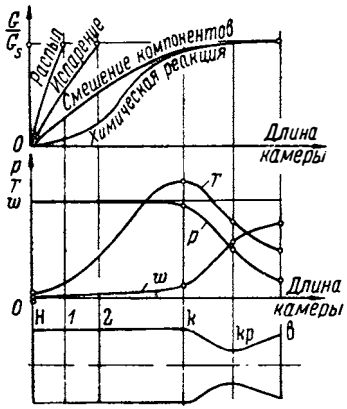
До настоящего времени не найдены достаточно точные методы определения времени сгорания топлива в камере двигателя.

Путь развития процесса горения зависит от вида применяемых компонентов топлива и конкретной обстановки протекания процесса. В начале камеры сгорания, где вследствие интенсивного испарения температура смеси сравнительно невысока, реакции протекают медленно. С другой стороны, скорость движения газового потока и интенсивность смешения в начале камеры значительно меньше, чем в остальной части камеры, что объясняется температурным режимом этого участка, а также тем, что часть топлива на этом участке находится в жидкой фазе, занимая во много раз меньший объем камеры, чем пары. По этим причинам в начале камеры горение будет кинетическим или смешанным.

В остальной части камеры имеет место высокая температура, близкая к максимальной температуре горения, благодаря которой химические реакции протекают практически мгновенно, а поэтому процесс сгорания носит диффузионно-турбулентный характер. В ЖРД молекулярная диффузия протекает значительно медленнее турбулентной, а поэтому скорость перемешивания газов в конечном итоге определяется скоростью турбулентной диффузии.

Неоднородности состава газов в масштабе, равным расстоянию между форсунками, выравниваются довольно быстро, а неравномерности в масштабе диаметра камеры в существующих двигателях почти не выравниваются даже и на всей длине камеры.

На фиг. 6.2 показаны графики, приближенно характеризующие протекание основных этапов рабочего процесса по длине камеры сгорания и сопла двигателя. На ординате этих графиков величина G/G_s представляет собой долю топлива в процентах, участие которой в каком-либо процессе уже завершено. На участке *H—1* одновременно идут все основные процессы. Процесс распыла на этом участке заканчивается, и прореагировавшая часть компонентов топлива составляет очень небольшую долю. В сечении *2* почти заканчивается испарение компонентов топлива. Скорость химических реакций здесь еще не особенно велика и лимитирует скорость процесса горения. На последнем участке *2—к* камеры сгорания существуют высокие температуры, и поэтому здесь выгорает все топливо, которое успело перемешаться. Скорость горения на этом участке лимитируется смешением компонентов топлива. В сопле двигателя вследствие догорания топлива и рекомбинации молекул количество прореагировавшей смеси увеличивается.



Фиг. 6.2. Протекание основных этапов рабочего процесса по длине камеры двигателя.

Без учета частичного наложения процессов смешения и сгорания компонентов можно условно считать, что полное время непосредственного сгорания топлива в камере двигателя состоит из:

1) времени, потребного для физического контакта между газообразным горючим и газообразным окислителем, $\tau_{физ}$;

2) времени, потребного для протекания самой химической реакции (кинетического сгорания компонентов), $\tau_{хим}$, т. е.

$$\tau_{сг} = \tau_{физ} + \tau_{хим} \text{ сек.} \qquad (6.1)$$

При увеличении давления в камере сгорания двигателя процесс сгорания топлива интенсифицируется, и поэтому необходимое время сгорания топлива уменьшается (фиг. 6.3 и 6.4).

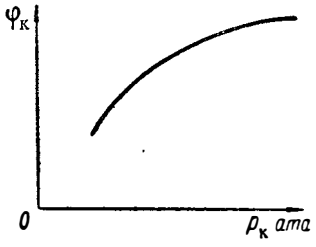
Так как в камерах сгорания существующих двигателей при высоких температурах развиваемого очага горения скорость химической реакции весьма велика и сгорание топлива в основном определяется скоростью образования горючей смеси, т. е. $\tau_{хим}$ по сравнению с $\tau_{физ}$ весьма мало, то практически можно считать, что процесс сгорания топлива протекает в основном в виде турбулентной диффузии, т. е.

$$\tau_{сг} \approx \tau_{физ} \approx \tau_{т.д}. \qquad (6.2)$$

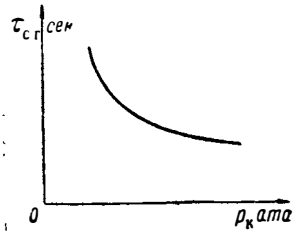
Время смешения компонентов топлива в зоне диффузионного горения мало зависит от скорости потока и определяется в основ-

ном турбулентностью, обусловленной формой головки камеры сгорания и характером самого процесса сгорания.

Так как полный рабочий процесс сгорания топлива в камере двигателя состоит из: 1) подготовительных процессов, осуществляемых в течение времени $\tau_{подг}$, и 2) процессов турбулентного смешения и сгорания газообразных компонентов топлива в течение вре-



Фиг. 6. 3. Зависимость коэффициента тепловыделения топлива от давления в камере сгорания.



Фиг. 6. 4. Зависимость времени сгорания топлива от давления в камере сгорания.

мени $\tau_{сг}$, то общее время пребывания рабочего тела в камере сгорания двигателя условно можно выразить формулой

$$\tau_{пр} = \tau_{подг} + \tau_{сг}. \qquad (6.3)$$

Время пребывания различно для разных топлив и должно определяться экспериментально. Значение его для низкокипящих компонентов топлива меньше, чем для высококипящих. Кроме того, чем больше давление в камере сгорания, тем меньше $\tau_{пр}$, поскольку с повышением $p_к$ процесс сгорания топлива интенсифицируется.

Для заданного топлива $\tau_{пр}$ в основном обусловливается гидродинамикой распылительной головки камеры двигателя (формой головки, числом форсунок, их типом и расположением на головке и др.), т. е. зависит от:

1) характера распределения компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания;

2) степени распыла компонентов и взаимного их смешения и

3) образования упомянутых выше конвективных обратных газовых токов, переносящих тепло от очага горения ко вновь поступившим в камеру компонентам топлива для их нагрева и испарения.

Время пребывания топлива в камере сгорания двигателя можно определить по формуле

$$\tau_{пр} = \frac{V_к \gamma_к}{G_s} = \frac{V_к p_к}{G_s R_к T_к} \text{ сек}. \qquad (6.4)$$

Эта формула показывает, что время пребывания топлива в камере сгорания при данном секундном расходе G_s *кг/сек* зависит от

ее объема $V_к$, давления газов в ней $p_к$, температуры $T_к$ и газовой постоянной $R_к$; оно также зависит и от формы камеры сгорания.

При проектировании ЖРД рациональный выбор объема камеры сгорания иногда сводится в сущности к отысканию величины $\tau_{пр}$ в области $\tau_{пр}/\tau_{ст} \approx 2 \div 3$, оптимальной как по физической полноте сгорания топлива, так и по удельному весу камеры двигателя. Чем меньше $\tau_{пр}$, тем меньше объем, вес и стоимость камеры сгорания двигателя. Поэтому при проектировании двигателя следует всемерно стремиться к тому, чтобы получить возможно меньшие размеры камеры сгорания при высокой экономичности ее работы.

Величину $\tau_{пр}$ можно уменьшить без снижения экономичности работы камеры двигателя за счет:

1) повышения давления в камере, способствующего интенсификации процесса сгорания топлива;

2) улучшения качества распыла компонентов топлива без значительного усложнения и удорожания распыливающего устройства (применения тонкого и равномерного по сечению камеры распыла, эмульсионных форсунок, противоточного распыла и др.);

3) усиления турбулентности газового потока постановкой в камере сгорания охлаждаемых турбулизаторов и т. д.

Механизм реакции горения разных топлив в газовой фазе различен. Но во всех случаях, для того чтобы процесс горения мог начаться, требуется тонкое и равномерное перемешивание компонентов топлива.

Скорость движения фронта пламени через химически реагирующую смесь зависит в основном от турбулентного переноса масс газовыми вихрями и лишь в незначительной степени — от истинной скорости движения пламени через дискретные объемы перемешанного газа внутри каждого вихря.

Распространение фронта пламени через несгоравшую газообразную топливную смесь, вероятно, частично вызывается происходящей с большой скоростью диффузией определенных активных групп молекул или атомов, таких, как, например, OH, N, H или CH_2, которые образуются в процессе горения топлива. Вероятно, эти активные частицы действуют как носители цепной реакции.

Процессы сгорания самовоспламеняющихся при смешении компонентов топлива качественно отличаются от кратко описанных выше процессов сгорания несамовоспламеняющихся компонентов. Эти компоненты топлива воспламеняются при взаимном контакте и не требуют тепла на предварительную подготовку к сгоранию; для них относительно меньше потребное $\tau_{пр}$.

При организации рабочего процесса в камере сгорания двигателя необходимо иметь в виду, что:

1) сгоранию топлива всегда должны предшествовать тонкий распыл, подогрев и испарение и хорошее перемешивание компонентов между собой;

2) перемешивание горючего и окислителя в жидких фазах не является обязательным, если до испарения их капли хорошо между собой перемешиваются (в эмульсионных двухкомпонентных центробежных форсунках);

3) процесс смешения компонентов топлива имеет ярко выраженный гидродинамический характер и определяется в основном условиями протекания турбулентной диффузии и теплообмена;

4) скорость испарения компонентов топлива определяется температурой и давлением в камере сгорания, размерами капель и относительной скоростью движения компонентов, турбулентностью газового потока и другими факторами;

5) в начале камеры сгорания, где температура смеси сравнительно невысока вследствие интенсивного испарения компонентов, реакции топлива протекают медленно, образуется некоторая часть горючей смеси, которая впоследствии сгорает почти кинетически независимо от гидродинамических факторов;

6) поля скоростей и концентраций компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания никогда не бывают совершенно однородными и зависят в основном от конструкции распыливающего устройства;

7) в практических условиях химические процессы редко доходят до состояния равновесия; степень полноты химических реакций зависит в основном от скорости протекания реакции, величины теплового эффекта, скорости теплоотвода или теплоподвода, давления, температуры и концентрации реагентов;

8) фронт пламени сгорания топлива не является простой поверхностью, пересекающей поперечное сечение камеры сгорания, и скорость движения его через химически реагирующую смесь зависит в основном от турбулентного переноса масс газовыми вихрями и лишь в незначительной степени — через дискретные объемы перемешанного газа внутри каждого вихря;

9) механизм химических реакций в газовой фазе различен для каждого конкретного топлива, особенно для самовоспламеняющихся и несамовоспламеняющихся компонентов топлива;

10) скорости протекания химических реакций весьма велики, и поэтому сгорание топлива определяется в основном скоростью образования горючей смеси (перемешиванием компонентов топлива);

11) время смешения компонентов топлива в зоне турбулентного горения мало зависит от скорости газового потока и определяется в основном турбулентностью потока, зависящей от распыливающих устройств двигателя и характера самого горения данного топлива;

12) при увеличении давления в камере процесс сгорания интенсифицируется и поэтому время сгорания уменьшается;

13) время пребывания данных компонентов топлива в камере сгорания определяется в основном гидродинамикой распыливающего устройства двигателя;

14) при увеличении времени пребывания топлива в камере сгорания топливо лучше выгорает (повышается коэффициент полноты сгорания), но при этом растут размеры и удельный вес камеры.

§ 2. Тепловой баланс камеры сгорания двигателя

Потери энергии топлива в камере ЖРД делятся на потери непосредственно в камере сгорания и в сопле камеры.

Рассмотрим сначала теплопотери в камере сгорания двигателя.

Известно, что процесс сгорания топлива в камере двигателя протекает при весьма высоком температурном уровне и тепловом потенциале. В результате этого молекулы продуктов сгорания находятся в сильно возбужденном состоянии и частично диссоциируют с поглощением тепла. При этом имеет место некоторая физическая неполнота сгорания топлива в связи с несовершенным смешением и ограниченным временем пребывания компонентов топлива в камере сгорания. Кроме того, процесс сгорания топлива сопровождается теплоотдачей в окружающую среду и работой трения молекул газов между собой и о поверхность оболочки камеры двигателя. Эта работа трения преобразуется в тепло газов.

Если внутренняя оболочка камеры двигателя охлаждается одним из компонентов топлива, то сообщенное этому компоненту тепло в охлаждающем тракте сопла камеры $q_{\text{охл.с}}$ вносится в камеру сгорания и является для нее внешним физическим притоком тепла. В двигателях средней и большой тяги это тепло обычно не превышает 0,1—0,2% от низшей рабочей теплотворности топлива. Кроме того, каждый килограмм топлива, поступающего в камеру сгорания, обладает определенной скоростью $w_т$ и, следовательно, вносит в нее с собой извне энергию $w_т^2/2g$.

Однако эти внешние притоки энергии с топливом в камеру сгорания двигателя ($q_{\text{охл.с}}$ и $w_т^2/2g$), как и работа трения в ней газов, относительно теплотворности топлива малы и с достаточной точностью для практических целей при расчетах могут не учитываться, тем более что количественная оценка их на первом этапе расчета и проектирования двигателя невозможна.

На первом этапе проектирования ЖРД наиболее часто учитывают тем или иным способом следующие потери энергии топлива в камере сгорания двигателя (по расчету на 1 *кг*) вследствие:

1) диссоциации газов $q_{\text{дис}}$ в *ккал/кг;*
2) неполноты сгорания $q_{\text{неп}}$ в *ккал/кг;*
3) теплоотдачи в окружающую среду $q_{\text{окр}}$ в *ккал/кг.*

При этом условии тепловой баланс камеры сгорания ЖРД выразится уравнением

$$H_u = q_к + q_{\text{дис}} + q_{\text{неп}} + q_{\text{окр}} = q_к + q_{\text{пот}} \ \textit{ккал/кг}, \qquad (6.5)$$

где H_u — теплотворность топлива в *ккал/кг;*

$q_к$ — удельное тепловыделение топлива в камере сгорания двигателя в *ккал/кг*;

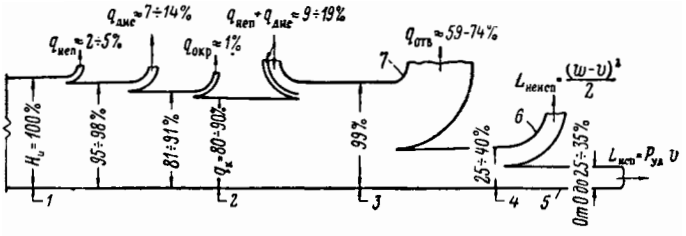
$q_{пот}$ — потери тепла в камере сгорания в *ккал/кг*.

Теплопотери топлива в камере сгорания существующих ЖРД зависят от большого числа факторов и обычно колеблются в пределах

$$q_{дис} \approx 7 \div 14\%, \quad q_{неп} \approx 2 \div 5\% \text{ и } q_{окр} \approx 1\% \text{ от } H_и,$$

что составляет общую теплопотерю топлива $q_{пот} \approx 10 \div 20\%$ от $H_и$.

Теплопотеря $q_{дис}$ может быть определена расчетом, а $q_{неп}$ и $q_{окр}$ — только экспериментально. При расчетах значением $q_{окр}$ и работой трения газов часто пренебрегают из-за их малости.



Фиг. 6.5. Примерная диаграмма энергетического баланса топлива в камере ЖРД.

1—располагаемое тепло топлива в виде теплотворности, $H_и = q_к + q_{неп} + q_{дис} + q_{окр}$; *2*—удельное тепловыделение топлива в камере сгорания, $q_к = H_и - (q_{неп} + q_{дис} + q_{окр})$; *3*—энергия газов на выходе из сопла, состоящая из тепловой и кинетической энергии; *4*—кинетическая энергия газов на выходе из сопла, $L_{расп} = \frac{w_в^2}{2g}$; *5*—полезно используемая кинетическая энергия газов на передвижение аппарата, $L_{исп} = p_{уд} v$; *6*—неиспользованная кинетическая энергия газов боевым аппаратом; *7*—тепловая энергия газов на выходе из сопла.

В сопле двигателя происходят процессы догорания топлива, рекомбинации продуктов диссоциации и работа трения газов, а также преобразование части располагаемой теплоты в кинетическую энергию вытекающей струи газов из сопла двигателя. Остальная часть располагаемой теплоты остается в газовом потоке и является для двигателя потерянной, что аналогично потере энергии с горячими выхлопными газами в двигателях внутреннего сгорания (фиг. 6.5).

Тепловой баланс камеры сгорания, характеризуя результат процесса сгорания топлива, не отображает собой в сколько-нибудь явном виде воздействие динамических и других факторов, приведшее к определенному результату. Это балансовое статистическое равенство прихода и расходов тепла топлива, участвующего в рабочем процессе камеры двигателя, однако, имеет существенное

значение как для доводки двигателя, так и для технического расчета вновь проектируемой камеры сгорания.

При расчетах камер ЖРД потерю энергии топлива вследствие физической неполноты сгорания обычно учитывают более удобным коэффициентом полноты давления газов в камере сгорания $\varphi_{p_к}$, а потерю энергии топлива вследствие несовершенства процесса истечения продуктов сгорания из сопла камеры двигателя — коэффициентом полноты скорости истечения газов из сопла камеры φ_c (см. § 3 этой главы).

§ 3. Коэффициент тепловыделения топлива в камере сгорания двигателя

В камере сгорания двигателя происходит неполное выделение тепла топлива вследствие физической неполноты сгорания, диссоциации продуктов сгорания и теплоотдачи в окружающую среду.

Отношение выделенного тепла при сжигании 1 *кг* топлива к располагаемому теплу в виде теплотворности этого топлива H_u принято называть *полным коэффициентом тепловыделения топлива:*

$$\varphi_к = \frac{q_к}{H_u} = \frac{I_к}{H_u} = \varphi_{п.к}\varphi_{д.к}\varphi_{ст.к} \approx \varphi_{п.к}\varphi_{д.к}, \qquad (6.6)$$

где $I_к$ — теплосодержание 1 *кг* продуктов сгорания топлива с учетом теплопотерь вследствие неполноты сгорания и диссоциации (теплопотерей в окружающую среду принебрегаем из-за ее малости) в *ккал/кг*;

$\varphi_{п.к} = \frac{\varphi_к}{\varphi_{д.к}} = \frac{I_к}{H_u\varphi_{д.к}}$ — коэффициент физической полноты сгорания топлива (коэффициент тепловыделения топлива по физическому смешению компонентов между собой), показывающий ту часть тепла, которая выделяется в камере сгорания двигателя во время сгорания топлива при наличии теплопотери только вследствие несовершенства смешения и сгорания компонентов топлива; величина $1 - \varphi_{п.к}$ представляет ту часть тепла, которая осталась в продуктах сгорания в конце камеры сгорания в виде химической энергии несгоревшей части топлива;

$\varphi_{д.к} = \frac{\varphi_к}{\varphi_{п.к}} = \frac{I_к}{H_u\varphi_{п.к}}$ — коэффициент полноты тепловыделения топлива в камере сгорания двигателя при наличии теплопотери только вследствие диссоциации газов; величина $1 - \varphi_{д.к}$ представляет ту часть тепла, которая остается в продуктах диссоциации газов в виде химической энергии;

$\varphi_{ст\,к}$ — коэффициент стабильности тепла продуктов сгорания топлива в камере сгорания, показывающий ту часть тепла, которую имеют продукты сгорания в камере при наличии теплопотери только в окружающую среду;

$1-\varphi_{ст.к}$ — доля теплоотдачи в окружающую среду.

Для определения теплосодержания отдельных компонентов газовой смеси можно использовать данные таблицы прилож. I, вычитая из энергосодержания газа при данной температуре энергосодержание при 20° С, т. е. считая, что $I'_i = I'_{i\,г} - I'^{20^\circ}_{i\,г}$ *ккал/кмоль*.

Следовательно, коэффициент тепловыделения топлива в камере сгорания $\varphi_к$ показывает ту часть тепла, которая фактически выделяется во время сгорания топлива в камере при наличии теплопотерь вследствие диссоциации, неполноты сгорания и отдачи в окружающую среду; величина $1-\varphi_к$ представляет ту часть тепла, которая теряется в камере сгорания двигателя вследствие наличия теплопотерь топлива $q_{неп}$, $q_{дис}$ и $q_{окр}$.

В существующих двигателях $\varphi_{п.к} \approx 0{,}95 \div 0{,}98$; $\varphi_{д.к} \approx 0{,}85 \div 0{,}90$; $\varphi_{ст.к} \approx 0{,}99$ и $\varphi_к \approx 0{,}70 \div 0{,}90$.

Коэффициент $\varphi_{п\,к}$ зависит от вида и состава топлива, конструкции распыливающего устройства, формы и объема камеры сгорания и других факторов; его можно определить приближенно только при помощи экспериментов, как и коэффициент $\varphi_{ст.к}$. Коэффициент $\varphi_{д.к}$ можно определить сравнительно точно аналитически.

В настоящее время экспериментальные данные по коэффициенту $\varphi_{п.к}$ пока весьма ограничены, что затрудняет оценку его величины при расчете двигателей.

Установлено, что при увеличении времени пребывания $\tau_{пр}$ топлива в камере сгорания двигателя значение $\varphi_{п.к}$ сначала растет стремительно, а затем, начиная с некоторой величины безразмерного времени сгорания топлива $\tau = \dfrac{\tau_{пр}}{\tau_{сг}} \approx 2 \div 3$, это увеличение становится весьма незначительным (фиг. 6. 6).

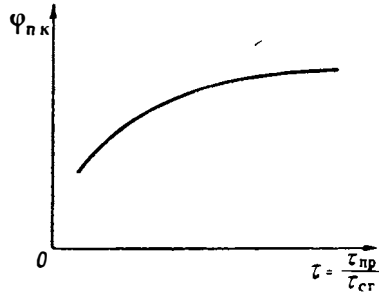
При увеличении давления в камере сгорания двигателя $p_к$ диссоциация продуктов сгорания топлива уменьшается, что увеличивает коэффициент $\varphi_{д\,к}$ (фиг. 6. 7). При этом повышается оптимальная величина коэффициента избытка окислителя α в топливе, в связи с чем возрастает также коэффициент тепловыделения топлива $\varphi_к$.

По длине сопла двигателя значения $\varphi_п$ и $\varphi_д$ возрастают вследствие догорания топлива и рекомбинации молекул продуктов диссоциации и на срезе сопла практически могут достигать единицы. В более длинных соплах время пребывания продуктов сгорания топлива увеличивается, вследствие чего процессы догорания топлива и рекомбинации молекул протекают более полно.

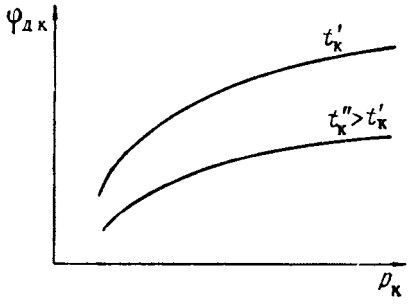
Явления, происходящие в камере сгорания двигателя при $\alpha \neq 1$

и $\varphi_{пк} < 1$, очень сложны и еще мало изучены. Если в каком-нибудь участке камеры сгорания окажется больше окислителя, то при этом местное значение коэффициента избытка окислителя $\alpha_м$ будет больше его среднего значения α для всей камеры сгорания, и процесс сгорания топлива в этом месте осуществится более полно.

В других участках камеры сгорания, где окажется больше горючего, т. е. при $\alpha_м < \alpha$, процесс сгорания топлива будет происходить менее полно. При очень несовершенном распыле и перемешивании компонентов топлива в некоторых участках камеры сгорания



Фиг. 6.6. Зависимость коэффициента полноты сгорания топлива от безразмерного времени.



Фиг. 6.7. Зависимость коэффициента тепловыделения топлива по диссоциации от давления и температуры в камере сгорания двигателя.

может оказаться почти полное отсутствие одного из компонентов топлива. Компонент топлива, не участвующий в процессе сгорания, будет нагреваться, испаряться и разлагаться за счет тепла сгоревшей части топлива, увеличивая количество продуктов неполного сгорания.

Когда такие газы покидают сопло, несгоревшая часть горючего вблизи границы струи приходит в соприкосновение с воздухом атмосферы и продолжает гореть снаружи, образуя длинный язык пламени. Другой распространенной чертой вытекающей струи газов из сопла двигателя являются ударные волны, которые заметны в виде широких светящихся «пакетов».

§ 4. Идеальная, теоретическая и действительная термодинамические температуры сгорания топлива

Уровень теплового потенциала продуктов сгорания топлива в камере двигателя характеризуется температурой этих продуктов.

Температура продуктов сгорания топлива значительно влияет на характер рабочего процесса в камере двигателя и на выбор способа ее охлаждения. Поэтому основной задачей термодинамического расчета ЖРД является определение температуры и состава продуктов сгорания топлива в камере сгорания и в выходном сече-

нии сопла. Эти параметры процесса сгорания топлива необходимы для проектирования и расчетов камеры двигателя.

Значение термодинамической (статической) температуры продуктов сгорания данного топлива в камере двигателя зависит от ряда факторов, основными из которых являются:

1) теплотворность топлива, характеризуемая химическим составом его компонентов и их соотношением между собой;

2) давление в камере сгорания, значение которого устанавливают при проектировании двигателя исходя из экономических, эксплуатационных и других соображений;

3) теплопотери сжигаемого топлива, значения которых зависят от организации и условий протекания рабочего процесса в камере сгорания двигателя, конструкции и геометрических параметров последней, а также других факторов.

В зависимости от учета тех или иных теплопотерь топлива во время сгорания в камере ЖРД принято различать следующие термодинамические температуры продуктов сгорания топлива:

1) идеальную $t_{к.и}$ °С или $T_{к.и}$ °К;
2) теоретическую $t_{к.т}$ или $T_{к.т}$ °К и
3) действительную $t_к$ °С или $T_к$ °К.

Идеальной температурой сгорания топлива называют ту, которую имели бы продукты полного сгорания этого топлива при стехиометрическом соотношении компонентов и отсутствии в камере сгорания двигателя каких-либо теплопотерь. При этом условии идеальная термодинамическая температура продуктов сгорания топлива определится из уравнения энергии до и после полного сгорания данной единицы топлива (см. § 5, гл. 6). Для существующих топлив ЖРД $t_{к\,и} \approx 3100 \div 4800°$ С и выше.

Идеальная температура сгорания зависит только от химического состава топлива, так как только им определяются состав продуктов сгорания и количество выделяющегося тепла. Величина этой температуры служит одной из характеристик топлива.

При высоких температурах сгорание топлива в камере двигателя практически сопровождается не только увеличением внутренней энергии продуктов сгорания в виде поступательного, вращательного и колебательного движения молекул и их атомных ядер, но и значительной диссоциацией, сопровождаемой большой потерей тепла и, следовательно, понижением температуры в камере сгорания двигателя.

Теоретической температурой сгорания топлива называется та, которую имели бы продукты сгорания этого топлива при заданном давлении в камере двигателя и наличии только одной теплопотери вследствие диссоциации газов. Для существующих топлив и условий их сжигания в ЖРД $t_{к\,т} \approx 3000 \div 3800°$ С и выше.

Значение этой термодинамической температуры всегда ниже идеальной температуры и значительно зависит от вида и состава топлива и условий его сжигания.

Так как прямым путем точно определить теплопотери топлива вследствие диссоциации продуктов сгорания не представляется возможным, то их можно определить аналитически методом последовательных приближений или другим.

Практически в камере двигателя также имеют место теплопотери топлива вследствие физической неполноты сгорания и отдачи в окружающую среду, сопровождаемые понижением температуры сгорания.

Действительной называется температура, которую фактически имеют продукты сгорания данного топлива в камере сгорания реального двигателя при данном давлении и наличии теплопотерь в виде диссоциации, неполноты сгорания и отдачи в окружающую среду. Для существующих ЖРД и используемых в них топлив $t_к \approx 2800 \div 3300°$ С и выше.

Действительная температура сгорания новых наиболее теплоэффективных химических топлив, вероятно, может достичь 5500° С. Практическая возможность использования продуктов сгорания с температурой выше 4000° С вряд ли вероятна. Величина этой температуры ограничивается жаропрочностью материалов камеры двигателя. Наилучшие существующие материалы при длительной работе могут выдерживать температуру порядка 1500—2000° С. Одним из наиболее стойких материалов является окись магния. Возможным пределом для материала даже при кратковременной работе камеры двигателя является температура не выше 3000° С. При температуре свыше 4100° С любой материал оболочки камеры двигателя будет испаряться.

Определение действительной температуры в камере сгорания двигателя является весьма сложной и не точной в решении задачей, так как практически невозможно точно учесть влияние ряда факторов на процесс сгорания топлива.

Температурный уровень в камере сгорания двигателя оказывает большое влияние на процесс сгорания топлива, степень диссоциации газов и конструкцию двигателя. Для ЖРД целесообразно применять топлива с низкими температурами горения и относительно высокими скоростями истечения продуктов сгорания, так как при этом упрощается конструкция двигателя.

§ 5. Определение состава и идеальной температуры продуктов сгорания топлива

Если горючее и окислитель состоят в общем случае из углерода, водорода, кислорода и азота, то продукты полного сгорания весовой единицы этого топлива при коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 1$ и отсутствии диссоциации представляют собой газы CO_2, H_2O и N_2.

При наличии в горючем и окислителе воды в виде примеси состав этого топлива можно выразить следующей химической формулой:

$$C_{c_1}H_{h_1}O_{o_1}N_{n_1}\cdot m_г H_2O + \chi_\mu (C_{c_2}H_{h_2}O_{o_2}N_{n_2}\cdot m_o H_2O) = M_к \text{ кмоль/кмоль}, \quad (6.7)$$

где c_1, h_1, o_1, n_1 и c_2, h_2, o_2, n_2 — число атомов отдельных элементов в 1 *кмоле* соответственно горючего и окислителя;

χ_μ — молярный коэффициент состава топлива;

$m_г$ и m_o — число *кмолей* воды в 1 *кмоле* соответственно горючего и окислителя.

При этом условии количество продуктов полного сгорания упомянутого топлива при $\alpha = 1$ будет:

1) по расчету на 1 *кмоль* горючего

$$M_к = M_{CO_2} + M_{H_2O} + M_{N_2} = \sum M_i \text{ кмоль/кмоль}, \quad (6.8)$$

где $M_{CO_2} = c_1 + \chi_\mu c_2$ — число *кмолей* углекислоты;
$M_{H_2O} = 0{,}5\,[h_1 + \chi_\mu h_2 + 2(m_г + \chi_\mu m_0)]$ — число *кмолей* водяного газа;
$M_{N_2} = 0{,}5\,(n_1 + \chi_\mu n_2)$ — число *кмолей* молекулярного азота;

2) по расчету на 1 *кг* горючего

$$G_к = G_{CO_2} + G_{H_2O} + G_{N_2} = \sum G_i \text{ кг/кг}, \quad (6.9)$$

где
$$\left.\begin{aligned} G_{CO_2} &= \frac{11}{3}(C_г + \chi_o C_o) \text{ — количество углекислоты;} \\ G_{H_2O} &= 9\,(H_г + \chi_o H_o) \text{ — количество водяного газа;} \\ G_{N_2} &= N_г + \chi_o N_o \text{ — количество молекулярного азота.} \end{aligned}\right\} \quad (6.10)$$

Здесь $C_г$, $H_г$, $N_г$ и C_o, H_o, N_o — весовые доли элементов в 1 *кг* соответственно горючего и окислителя;

χ_o — весовой стехиометрический коэффициент состава топлива.

Если известен весовой элементарный состав 1 *кг* топлива $C_т$, $H_т$ и $N_т$, то количество отдельных компонентов продуктов сгорания этого топлива при $\alpha = 1$ можно определить по формулам:

$$g_{CO_2} = \frac{11}{3} C_т \text{ кг/кг}, \quad g_{H_2O} = 9H_т \text{ кг/кг} \text{ и } g_{N_2} = N_т \text{ кг/кг}, \quad (6.11)$$

при этом

$$g_{CO_2} + g_{H_2O} + g_{N_2} = 1.$$

Если $\alpha>1$ и отсутствует диссоциация, то в состав продуктов полного сгорания данной единицы топлива будет входить также избыточный кислород в количестве:

$$M_{O_2}=o_2-\left(\frac{2c_1+0{,}5h_1-o_1}{\alpha\gamma_\mu}+2c_2+0{,}5h_2\right)\ кмоль/кмоль, \qquad (6.12)$$

или

$$g_{O_2}=O_т-\left(\frac{8}{3}C_т+8H_т\right)\ кг/кг, \qquad (6.13)$$

где o_1 и o_2 — число атомов кислорода в 1 *кмоле* соответственно горючего и окислителя;

$O_т$ — весовое количество кислорода в 1 *кг* топлива.

Вес продуктов сгорания 1 *кмоля* горючего равен

$$G_{\mu к}=\sum_\mu {}_i M_i=\mu_г+18m_г+\chi_\mu(\mu_o+18m_o)=$$
$$=\mu_г+\chi_\mu\mu_o+18(m_г+m_o)\ кг/кмоль, \qquad (6.14)$$

или

$$G_{\mu к}=\mu_г\frac{100}{\sigma_г}+\gamma_\mu\frac{100}{\sigma_o}\ кг/кмоль, \qquad (6.15)$$

так как согласно предыдущему

$$\mu_г+18m_г=\mu_г\frac{100}{\sigma_г}\ \text{и}\ \mu_o+18m_o=\mu_o\frac{100}{\sigma_o},$$

где μ_i — молекулярный вес i-го газа в смеси.

Между параметрами каждого i-го газа в смеси любого состава и параметрами всей смеси имеются следующие зависимости:

$$\frac{v_i}{v_к}=\frac{R_i}{R_к}=\frac{\gamma_к}{\gamma_i}=\frac{\mu_к}{\mu_i}; \qquad (6.16)$$

$$\left.\begin{aligned}
&v_к=\sum g_i v_i=\frac{1}{\gamma_к}=\sum\frac{g_i}{\gamma_i}=\frac{1}{\sum g_i\gamma_i}=\frac{1}{\sum r_i/v_i};\\
&\mu_к=\frac{\sum\mu_i p_i}{p_к}=\sum r_i\mu_i=\frac{1}{\sum g_i/\mu_i}=\frac{848}{R_к}=\frac{\sum\mu_i M_i}{\mu_к};\\
&R_к=\frac{848}{\mu_к}=\sum g_i R_i=\frac{848}{\sum\mu_i r_i}=848\sum\frac{g_i}{\mu_i}=\frac{1}{\sum r_i/R_i}=\frac{1}{\sum g_i\mu_i};\\
&g_i=\frac{G_i}{G_к}=\frac{V_i/v_i}{V_к/v_к}=\frac{V_i}{V_к}\frac{v_к}{v_i}=r_i\frac{v_к}{v_i}=\frac{\mu_i M_i}{\mu_к M_к}=\frac{\mu_i r_i}{\sum\mu_i r_i};\\
&r_i=\frac{V_1}{V_к}=\frac{G_i/\gamma_i}{G_к/\gamma_к}=\frac{G_i}{G_к}\frac{\gamma_к}{\gamma_i}=g_i\frac{\gamma_к}{\gamma_i}=\frac{p_i}{p_к}=\frac{M_i}{M_к}=\frac{g_i/\mu_i}{\sum g_i/\mu_i};\\
&p_i=p_к\frac{V_i}{V_к}=p_к r_i=p_к\frac{M_i}{M_к}=p_к\mu_к\frac{g_i}{\mu_i}=p_к\frac{g_i v_i}{v_к}=p_к\frac{g_i R_i}{R_к}=\\
&\qquad=p_к\gamma_к\frac{g_i}{\gamma_i}.
\end{aligned}\right\} \qquad (6.17)$$

Индекс «к» при буквенных обозначениях указывает, что параметры газовой смеси в данном случае относятся к камере сгорания двигателя.

Зная состав продуктов полного сгорания 1 *кмоля* или 1 *кг* топлива при $\alpha=1$ и отсутствии теплопотерь, можно определить идеальную температуру этих продуктов, пользуясь одним из следующих уравнений баланса энергии:

$$I_т=\frac{1}{p_к\mu_к}\sum p_i I_i' \quad ккал/кг \tag{6.18}$$

или

$$H_и=\sum g_i\frac{(\mu c_p)_i}{\mu_i} \quad ккал/кг, \tag{6.19}$$

где $I_т$ — энергосодержание данного топлива;
$H_и$ — низшая стехиометрическая теплотворность этого топлива;
I_i' — энергосодержание i-го газа в смеси в *ккал/кмоль*.

Идеальной температурой продуктов сгорания топлива при $\alpha=1$ и отсутствии теплопотерь будет то ее значение, при котором величины термодинамических энергосодержаний I_i или молекулярных теплоемкостей $(\mu c_p)_i$ отдельных газов в смеси, взятые из таблиц, будут удовлетворять приведенным выше уравнениям баланса энергии.

Практически процессы сгорания топлива в камерах ЖРД протекают при $\alpha<1$ и весьма высоких температурах, в результате которых продукты сгорания значительно диссоциируют с затратой значительного количества тепла. Эта потеря тепла эквивалентна химической энергии образующихся продуктов диссоциации (газов CO, OH, O, H, NO и N в общем случае) и обычно учитывается при термодинамическом расчете камеры двигателя.

В большинстве случаев тепловой расчет ЖРД ведут при различных давлениях в камере сгорания и коэффициентах избытка окислителя в топливе, чтобы впоследствии выбрать их оптимальные значения.

§ 6. Определение энергосодержания продуктов сгорания топлива

Количество энергии, содержащейся в единице веса продуктов сгорания данного топлива при процессах с постоянным давлением, называется *энергосодержанием продуктов сгорания топлива.*

Энергосодержание продуктов физически полного сгорания данного топлива в камере сгорания двигателя $I_к$ при соответствующей температуре $T_к$ состоит из тепловой энергии — $I_{тепл}$, химической энергии $I_{дис}$ и кинетической энергии движения этих продуктов $I_{кин}$, т. е. $I_к=I_{т\,епл}+I_{дис}+I_{кин}$.

В камерах сгорания современных ЖРД скорость движения газов пренебрежимо мала и поэтому можно принять $I_{к\,кин}=0$ и считать $I_к=I_{тепл}+I_{дис}$.

Эту сумму энергий иногда называют *энтальпией* продуктов сгорания топлива.

Вследствие высокой $T_к$ в продуктах сгорания топлива значительную долю составляет энергия колебательного движения молекул газов $I_{тепл}$ и относительно меньшую часть — $I_{дис}$, значение которой для данного топлива зависит от давления в камере сгорания $p_к$ и коэффициента избытка окислителя α. Чем выше $T_к$ при данном $p_к$, тем больше $I_{дис}$. При повышении $p_к$ значение $I_{дис}$ уменьшается.

Для отсчета энергосодержаний газов, образующихся при сгорании топлива, нами используется система, в которой энергосодержания газов O_2, H_2, N_2, F_2, Cl_2 и C при температуре 20° C приняты равными нулю.

Энергосодержания газов при заданной температуре даны в приложении I.

Энергосодержание продуктов сгорания топлива определяется по формулам:

1) молярное

$$I'_к=\sum M_i I'_i=\frac{M_к}{p_к}\sum p_i I'_i \quad ккал/кмоль, \tag{6.20}$$

так как число молей i-го газа в смеси $M_i=\frac{M_к}{p_к}p_i$;

2) весовое

$$I_к=\frac{I'_к}{\mu_г+\alpha\chi_\mu\mu_о+18\,(m_г+\alpha\chi_\mu m_о)}=\frac{I'_к}{\mu_к M_к}=$$

$$=\frac{1}{p_к\mu_к}\sum_i p_i I'_i \quad ккал/кг, \tag{6.21}$$

где p_i — парциальное давление i-го газа в смеси в *ата*;

I'_i — энергосодержание этого газа в смеси в *ккал/кмоль*;

$M_к$ — число *кмолей* продуктов сгорания 1 *кмоля* горючего;

$\mu_к=\frac{1}{p_к}\sum_i \mu_i p_i$ — молекулярный вес этих продуктов.

Расчет энергосодержания топлива и продуктов его сгорания необходимо производить в одной и той же системе отсчета.

Пример 1. Определить энергосодержание продуктов сгорания керосина с жидким кислородом при $\alpha = 0{,}8$; $p_к = 40$ *атм*, $p_в = 1$ *атм* и $T_к = 3600°$ К следующего состава: $p_{H_2O} = 12{,}432$; $p_{H_2} = 2{,}852$; $p_H = 1{,}275$; $p_{OH} = 2{,}632$; $p_{CO} = 12{,}187$; $p_{CO_2} = 6{,}513$; $p_{O_2} = 1{,}324$ и $p_O = 0{,}785$ *атм*.

Решение.

1. Молекулярный вес данной газовой смеси

$$\mu_к = \frac{1}{p_к}\sum \mu_i p_i = \frac{1}{40}(18\cdot 12{,}432 + 2\cdot 2{,}852 + 1\cdot 1{,}275 +$$

$$+ 17\cdot 2{,}632 + 28\cdot 12{,}187 + 44\cdot 6{,}513 + 32\cdot 1{,}324 + 16\cdot 0{,}785) = 23{,}968.$$

2. Энергосодержание этой газовой смеси

$$I_к = \frac{1}{\mu_к p_к}\sum p_i I'_i = \frac{1}{23{,}968\cdot 40}[12{,}432\,(-20\,082{,}2) + 2{,}852\cdot 26\,649{,}6 +$$

$$+ 1{,}275\cdot 68\,510{,}0 + 2{,}632\cdot 36\,913{,}7 + 12{,}187\cdot 1336{,}4 +$$

$$+ 6{,}513\,(-48\,212{,}2) + 1{,}324\cdot 29\,287{,}8 + 0{,}785\cdot 75\,710{,}0] = -189{,}0 \text{ ккал/кг}.$$

§ 7. Сущность термодинамического расчета камеры ЖРД

Термодинамический расчет камеры ЖРД состоит в определении состава, температуры и других параметров продуктов сгорания топлива в камере сгорания и в выходном сечении сопла, скорости истечения и удельной тяги, на основании которых вычисляются основные геометрические размеры камеры сгорания и сопла камеры, а также объемы топливных баков двигателя.

Термодинамический расчет процессов сгорания и истечения газов из сопла камеры двигателя обычно основывается на следующих предположениях.

1. Сгорание топлива полностью заканчивается в камере сгорания и протекает при постоянном давлении, что справедливо при $F_к/F_{кр} > 5$.

2. Продукты сгорания топлива в конце камеры сгорания представляют собой продиссоциировавшую газовую смесь, находящуюся в полном химическом и энергетическом равновесии соответственно данному давлению в камере сгорания и установившейся в ней температуре.

3. Коэффициент избытка окислителя, характеризующий химический состав продуктов сгорания топлива, является одинаковым по поперечному сечению камеры сгорания и не изменяющимся по длине сопла.

4. Кинетическая энергия продуктов сгорания при их движении в камере сгорания пренебрежимо мала по сравнению с энергосодержанием газов и поэтому принимается равной нулю.

5. При течении продуктов сгорания топлива в сопле камеры имеет место полностью равновесное изменение термодинамическо-

го состояния и состава газов в соответствии с изменением давления и температуры.

6. Трение газа о поверхность оболочки сопла камеры и их теплообмен с ней отсутствуют.

7. Течение газов в сопле камеры двигателя является изэнтропическим, т. е. осуществляется при постоянном значении энтропии; поскольку реакции горения полностью заканчиваются в камере сгорания, догорание топлива и теплообмен газа с окружающей средой отсутствуют.

8. Течение газов в сопле камеры также является одномерным и стационарным.

Четыре первых упомянутых условия положены в основу определения температуры и состава продуктов сгорания в камере сгорания двигателя, а четыре последних описывают схематизацию процесса истечения газов из сопла камеры.

Основными исходными данными для термодинамического расчета двигателя обычно являются:

1) абсолютная номинальная тяга двигателя;
2) назначение и программа работы двигателя;
3) характеристики горючего и окислителя;
4) давление газов в камере сгорания и в выходном сечении сопла двигателя.

Недостающие для расчета параметры и величины выбирают в процессе соответствующих расчетов, исходя из условий эксплуатации двигателя, экономических, конструктивных и других соображений.

Вид топлива иногда не задается, его выбирают в зависимости от условий работы двигателя и соображений эффективности, стоимости, простоты эксплуатации двигателя, получения наилучших летных характеристик боевого аппарата и т. п.

Правильный выбор параметров для расчета двигателя на практике представляет значительные трудности, так как пока по этому вопросу накоплено мало экспериментальных данных. Для некоторых параметров удается расчетным путем установить с небольшой погрешностью возможные пределы их изменения для каждого конкретного случая или выявить характер их влияния на основные характеристики работы двигателя, что значительно облегчает расчеты.

В большинстве случаев термодинамический расчет двигателя ведется для нескольких различных давлений в камере сгорания и коэффициентов избытка окислителя в топливе. Оптимальные из этих значений впоследствии используются для расчета двигателя во втором приближении с учетом характеристик снаряда.

Расчет двигателя обычно выполняют согласно заданному режиму его работы в следующем порядке.

1. Определяют состав и температуру продуктов сгорания топлива в камере сгорания и в выходном сечении сопла, скорость истечения, удельную тягу, импульс давления газов в камере сгорания,

средний показатель адиабатического процесса истечения газов из сопла камеры сгорания (по уравнению связи между давлением и удельным объемом газов).

2. Определяют основные геометрические характеристики камеры сгорания и сопла (объем, диаметр и длину камеры сгорания, диаметр критического и выходного сечений и длину сопла, выбирают форму камеры сгорания и профиль сопла).

3. Производят расчеты и строят графики, характеризующие изменение параметров газа в зависимости от давления в камере сгорания и избытка окислителя в топливе.

4. Производят расчеты и строят графики, характеризующие изменения параметров газа по длине сопла камеры двигателя.

В дальнейшем могут быть рассчитаны и построены графики дроссельных и высотных характеристик двигателя, выбраны и рассчитаны топливораспыливающее устройство, охлаждение камеры сгорания и сопла, система топливоподачи и выполнены прочностные расчеты двигателя.

Термодинамический расчет двигателя можно производить аналитическим и графическим методами. Графический метод основан на использовании заранее построенных энтропийных диаграмм. Аналитический метод применяется в том случае, когда необходимо рассчитать один или небольшое число двигателей, а графический — когда необходимо рассчитать на одном и том же топливе большую серию двигателей.

Хотя термодинамический расчет двигателя по графическому методу (по энтропийным диаграммам) относительно быстрее аналитического, однако построение необходимой диаграммы, если таковая отсутствует, требует большой затраты времени.

При расчете ЖРД ряд перечисленных вопросов необходимо решать комплексно, так как только при этом условии можно правильно оценить и выбрать оптимальные параметры, произвести необходимые расчеты двигателя и впоследствии целесообразно конструктивно его оформить.

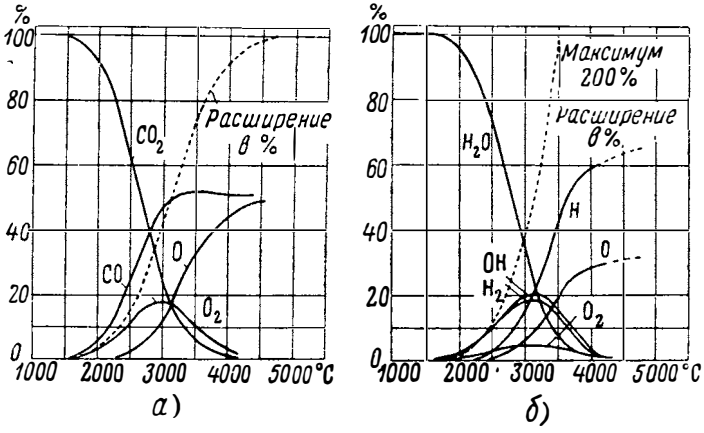
§ 8. Уравнения констант равновесия реакций диссоциации газов и материального баланса

Для определения теоретической температуры и состава продуктов сгорания топлива в камере сгорания и на выходе из сопла двигателя применяются уравнения констант равновесия реакций диссоциации газов и материального баланса (равенства между весами отдельных элементов в топливе и в продуктах сгорания этого топлива). Поэтому рассмотрим кратко эти уравнения.

Топливо, состоящее в общем случае из углерода C, водорода H, кислорода O и азота N, сгорает в камере сгорания ЖРД при высокой температуре. Получаемые при этом продукты сгорания топлива значительно диссоциируют и могут состоять из газов: CO_2, CO,

H_2O, H_2, OH, H, O_2, O, N_2, NO и N. Если топливо состоит из других элементов, то состав продуктов сгорания его соответственно будет иным.

Весовое содержание каждого из этих газов в смеси зависит от температуры и давления и может быть выражено в виде парциальных давлений. Для определения парциальных давлений n газов нужно иметь n уравнений.



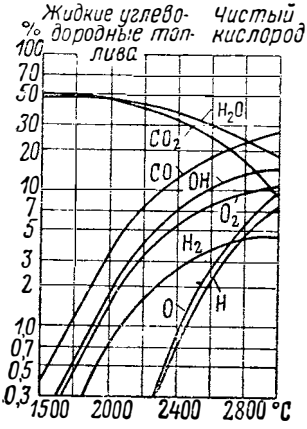
Фиг. 6. 8. Диссоциация CO_2 и H_2O при повышении температуры.

Зависимость состава продуктов сгорания топлива от температуры весьма резкая, так как при ее увеличении диссоциация газов значительно увеличивается, а при уменьшении — снижается. Меньшее влияние на состав продуктов сгорания имеет давление, повышение которого несколько подавляет диссоциацию газов и увеличивает количество продуктов полного сгорания.

При заданных значениях температуры и давления между отдельными компонентами продуктов сгорания топлива может устанавливаться химическое равновесие. При изменении температуры или давления это состояние равновесия нарушается, и продукты сгорания, изменяя свой состав, переходят в новое состояние химического равновесия. На фиг. 6. 8 приведены расчетные графики изменения объемного содержания газов в продуктах сгорания керосина ($C_г$= =0,87 и $H_г$=0,13 *кг/кг*) с кислородом при α=0,86 и $p_к$=10 *ата* в зависимости от температуры.

Графики показывают, что если температура сгорания меньше 2500° С, то при технических расчетах можно пренебречь диссоциацией молекулярных газов кислорода, водорода и азота, а также образованием NO. При температуре ниже 1500° С диссоциация настолько незначительна, что при технических расчетах газ, температура которого ниже 1500° С, можно рассматривать как недиссоциированный.

Диссоциация CO_2 начинается при температуре около 1500° С (см. фиг. 6. 8, *а*), и при 2000° С почти 10% CO_2 разлагается на CO и O_2. При 2200° С становится значительным разложение молекулярного кислорода на атомы. При дальнейшем увеличении температуры диссоциация быстро увеличивается. При 2500° С диссоциируется почти половина первоначального CO_2. При 3000° С количество молекулярного кислорода O_2 достигает максимальной величины, а при еще бо́льших температурах газ будет состоять почти целиком из CO и атомарного кислорода O.



Фиг. 6. 9. Состав продуктов сгорания углеводородного горючего с кислородом при различных температурах.

Вследствие этого разложения молекул значительно расширяются образовавшиеся продукты, т. е., помимо расширения вследствие изменения температуры, происходит также расширение вследствие химического изменения состава продуктов.

Соответствующая картина диссоциации H_2O (см. фиг. 6. 8, *б*) аналогична рассмотренной, но усложнена более ранним появлением гидроксила OH и расщеплением молекулярного водорода на атомы. Здесь H_2 и OH появляются почти в равных количествах на всем диапазоне температур.

Кривые этих фигур показывают, что атомарные продукты становятся заметными уже при температуре около 2000° С и при 2500° С достигают порядка 1%.

На фиг. 6. 9 показан состав продуктов сгорания жидкого углеводородного горючего с кислородом. Расчеты показывают, что для углеводородных горючих атомарные продукты могут составлять около 20% от общего объема продуктов.

Изменение химического состава продуктов сгорания топлива в зависимости от температуры можно характеризовать соответствующими уравнениями.

Рассмотрим эти уравнения для случая, когда топливо состоит из элементов C, H, O и N, так как этот случай наиболее характерен для применяемых в настоящее время топлив в ЖРД.

Общее уравнение химической реакции, в результате которой исходные вещества A и B переходят в продукты C и D, и наоборот, имеет вид

$$aA+bB\rightleftarrows cC+dD, \qquad (6.22)$$

где a, b, c и d — числа молекул соответствующих веществ, участвующих в элементарном акте химической реакции.

При заданных значениях давления и температуры химическая реакция протекает в обоих направлениях с разной скоростью, величина которой зависит от парциальных давлений реагирующих газов.

Скорость протекания прямой химической реакции (образования продуктов сгорания топлива)

$$V_1 = K_1 p_A^a p_B^b, \tag{6.23}$$

а скорость обратной химической реакции (диссоциации продуктов сгорания) будет

$$V_2 = K_2 p_C^c p_D^d, \tag{6.24}$$

где K_1 и K_2 — константы скоростей химических реакций; p_A, p_B, p_C и p_D — парциальные давления реагирующих газов.

Равновесие между прямой и обратной химическими реакциями устанавливается при условии равенства

$$V_1 = V_2 \text{ или } K_1 p_A^a p_B^b = K_2 p_C^c p_D^d. \tag{6.25}$$

Отношение констант скоростей протекания прямой и обратной химических реакций, т. е.

$$\frac{K_1}{K_2} = \frac{p_C^c p_D^d}{p_A^a p_B^b} = K_p, \tag{6.26}$$

принято называть *константой химического равновесия по парциальным давлениям газов.*

Изменение химического состава упомянутых выше продуктов сгорания топлива, представляющих 11 химически активных газов, можно характеризовать совокупностью уравнений реакций диссоциации и констант равновесия, приведенных в табл. 6.1 (см. стр. 242).

Для расчета продуктов сгорания топлива удобно уравнение, полученное при вычитании (6.28) этой таблицы из уравнения (6.1), т. е.

$$CO_2 + H_2 \rightleftarrows CO + H_2O + 36{,}266 \quad кал/моль,$$

для которого уравнение константы равновесия имеет вид

$$K_{2a} = \frac{p_{CO} p_{H_2O}}{p_{CO_2} p_{H_2}} = f_{2a}(T), \tag{6.34}$$

где T — абсолютная температура, при которой имеет место равновесие химической реакции, в °К.

Легко заметить, что значение $\sqrt{p_{O_2}}$ является общим для большинства приведенных в табл. 6.1 констант равновесия, а именно:

$$\sqrt{p_{O_2}} = K_{p1} \frac{p_{CO_2}}{p_{CO}} = K_{p2} \frac{p_{H_2O}}{p_{H_2}} = K_{p4} \frac{p_{NO}}{\sqrt{p_{N_2}}} = \frac{p_O}{\sqrt{K_{p6}}}. \tag{6.35}$$

Из этого равенства следует, что одна константа равновесия может быть заменена другой, например:

$$K_{p1} = K_{p2} \frac{p_{H_2O} p_{CO}}{p_{H_2} p_{CO_2}} = K_{p4} \frac{p_{NO} p_{CO}}{p_{CO_2} \sqrt{p_{N_2}}} = \frac{p_O p_{CO}}{p_{CO_2} \sqrt{K_{p6}}}. \tag{6.36}$$

Таблица 6.1

Уравнения реакций диссоциации газов с указанием химических энергий в *кал/кмоль*	Уравнения констант равновесия реакций диссоциации газов
$CO_2 \rightleftarrows CO + 0{,}5O_2 + 94{,}051$	$K_{p_1} = \frac{p_{CO} p_{O_2}^{0.5}}{p_{CO_2}} = f_1(T).$ (6.27)
$H_2O \rightleftarrows H_2 + 0{,}5O_2 + 57{,}785$	$K_{p2} = \frac{p_{H_2} p_{O_2}^{0.5}}{p_{H_2O}} = f_2(T).$ (6.28)
$H_2O \rightleftarrows OH + 0{,}5H_2 + 8{,}455$	$K_{p3} = \frac{p_{OH} p_{H_2}^{0.5}}{p_{H\,O}} = f_3(T).$ (6.29)
$N_2 + O_2 \rightleftarrows 2NO + 21{,}600$	$K_{p4} = \frac{p_{NO}^2}{p_{N_2} p_{O_2}} = f_4(T).$ (6.30)
$H_2 \rightleftarrows 2H + 2{,}082$	$K_{p5} = \frac{p_H^2}{p_{H_2}} = f_5(T).$ (6.31)
$O_2 \rightleftarrows 2O + 59{,}534$	$K_{p6} = \frac{p_O^2}{p_{O_2}} = f_6(T).$ (6.32)
$N_2 \rightleftarrows 2N + 112{,}500$	$K_{p7} = \frac{p_N^2}{p_{N_2}} = f_7(T).$ (6.33)

Значения соответствующих констант химического равновесия продуктов сгорания топлива K_p зависят только от температуры и при расчетах могут быть взяты из таблиц (см. приложения II и III). Когда прямые реакции являются реакциями диссоциации, значения констант равновесия с увеличением температуры возрастают.

Аналитическое определение значений K_p в зависимости от температуры связано с большими трудностями, так как для этого необходимо знать изменение энергии системы при протекании химической реакции, а также ряд величин, характеризующих молекулы газов. По мере изучения этого вопроса значения K_p уточняются. Поэтому при расчетах следует ориентироваться на последние, более точные результаты.

Уравнения материального баланса составляют приравниванием количества отдельных элементов топлива до сгорания к количеству их в продуктах сгорания этого топлива.

Если 1 *кг* обычного топлива в общем случае состоит по весу из элементов $C_г$, $H_г$, $O_г$, $N_г$, $C_о$, $H_о$, $O_о$ и $N_о$, то весовые доли каждого из этих элементов определятся по формулам:

а) углерода

$$C_т = \frac{C_г + \chi C_о}{1 + \chi} \text{ кг/кг};$$

б) водорода

$$H_т = \frac{H_г + \chi H_о}{1 + \chi} \text{ кг/кг};$$

в) кислорода

$$O_т = \frac{O_г + \chi O_о}{1 + \chi} \text{ кг/кг};$$

г) азота

$$N_т = \frac{N_г + \chi N_о}{1 + \chi} \text{ кг/кг},$$

где $C_т + H_т + O_т + N_т = 1$ *кг*.

При этом уравнения материального баланса элементов топлива будут иметь вид:

$$C_т = \frac{C_г + \chi C_о}{1 + \chi} = \frac{12}{\sum_i \nu_i p_i} (p_{CO_2} + p_{CO}) \text{ кг/кг}; \quad (6.37)$$

$$H_т = \frac{H_г + \gamma H_о}{1 + \chi} = \frac{1}{\sum_i \nu_i p_i} (2p_{H_2O} + 2p_{H_2} + p_{OH} + p_H) \text{ кг/кг}; \quad (6.38)$$

$$O_т = \frac{O_г + \chi O_о}{1 + \chi} = \frac{16}{\sum_i \nu_i p_i} (2p_{CO_2} + p_{CO} + p_{H_2O} + p_{OH} + 2p_{O_2} + p_O + p_{NO}) \text{ кг/кг}; \quad (6.39)$$

$$N_т = \frac{N_г + \gamma N_о}{1 + \chi} = \frac{14}{\sum_i \nu_i p_i} (2p_{N_2} + p_{NO} + p_N) \text{ кг/кг}. \quad (6.40)$$

Для исключения из этих уравнений неизвестной величины $\sum_i \mu_i p_i$ нужно поделить их почленно на одно из этих же уравнений.

Например, если поделить уравнения (6.37), (6.38) и (6.40) на уравнение (6.30), получим уравнения материального баланса следующих видов:

$$\frac{C_т}{O_т} = \frac{C_г + \chi C_о}{O_г + \chi O_о} = \frac{12}{16} \frac{p_{CO_2} + p_{CO}}{2p_{CO_2} + p_{CO} + p_{H_2O} + p_{OH} + 2p_{O_2} + p_O + p_{NO}}; \quad (6.41)$$

$$\frac{H_т}{O_т}=\frac{H_г+\gamma H_о}{O_г+\gamma O_о}=\frac{1}{16}\,\frac{2p_{H_2O}+2p_{H_2}+p_{OH}+p_H}{2p_{CO_2}+p_{CO}+p_{H_2O}+p_{OH}+2p_{O_2}+p_O+p_{NO}}; \quad (6.42)$$

$$\frac{N_т}{O_т}=\frac{N_г+\gamma N_о}{O_г+\gamma O_о}=\frac{14}{16}\,\frac{2p_{N_2}+p_{NO}+p_N}{2p_{CO_2}+p_{CO}+p_{H_2O}+p_{OH}+2p_{O_2}+p_O+p_{NO}}. \quad (6.43)$$

Если в топливе с наличием воды до сгорания в общем случае содержится следующее число атомов отдельных элементов (по расчету на 1 *кмоль* горючего):

а) углерода: $c_1+\alpha\chi_\mu c_2$;
б) водорода: $h_1+\alpha\chi_\mu h_2+2(m_г+\alpha\chi_\mu m_о)$;
в) кислорода: $o_1+\alpha\chi_\mu o_2+m_г+\alpha\chi_\mu m_о$;
г) азота: $n_1+\alpha\chi_\mu n_2$,

то уравнения материального баланса можно выразить следующим образом:

$$\frac{C_т}{O_т}=\frac{c_1+\alpha\chi_\mu c_2}{o_1+m_г+\alpha\chi_\mu(o_2+m_о)}=$$

$$=\frac{p_{CO_2}+p_{CO}}{2p_{CO_2}+p_{CO}+p_{H_2O}+p_{OH}+2p_{O_2}+p_O+p_{NO}}; \quad (6.41')$$

$$\frac{H_т}{O_т}=\frac{h_1+2m_г+\alpha\chi_\mu(h_2+m_о)}{o_1+m_г+\alpha\chi_\mu(o_2+m_о)}=$$

$$=\frac{2p_{H_2O}+2p_{H_2}+p_{OH}+p_H}{2p_{CO_2}+p_{CO}+p_{H_2O}+p_{OH}+2p_{O_2}+p_O+p_{NO}}; \quad (6.42')$$

$$\frac{N_т}{O_т}=\frac{n_1+\alpha\chi_\mu n_2}{o_1+m_г+\alpha\chi_\mu(o_2+m_о)}=$$

$$=\frac{2p_{N_2}+p_{NO}+p_N}{2p_{CO_2}+p_{CO}+p_{H_2O}+p_{CH}+2p_{O_2}+p_O+p_{NO}}. \quad (6.43')$$

Если в состав топлива азот не входит, то отпадает необходимость в уравнениях (6.30), (6.33) и упрощаются уравнения (6.40) или (6.42) и (6.43).

§ 9. Определение теоретической температуры и состава продуктов сгорания топлива в камере сгорания ЖРД

Теоретическая температура и соответствующий ей состав продуктов сгорания топлива при заданном давлении в камере сгорания определяют по следующей системе уравнений:

1) уравнения констант равновесия (6.27)—(6.33);
2) уравнения материального баланса (6.37)—(6.40) или (6.41)—(6.43);

3) уравнение баланса парциальных давлений продуктов сгорания топлива (газов);

$$p_к = \sum_i p_i = p_{CO_2} + p_{H_2O} + p_{CO} + p_{N_2} + p_{H_2} + p_{O_2} + p_{OH} + \\ + p_{NO} + p_H + p_O + p_N; \qquad (6.44)$$

4) уравнение равенства энергосодержаний топлива и продуктов его сгорания (уравнение сохранения энергии):

$$I_т = I_к = \frac{1}{\mu_к p_к} \sum_i I'_i p_i \quad ккал/кг, \qquad (6.45)$$

где I'_i — энергосодержание 1 *кмоля* i-го газа в смеси, берется из таблицы (см. приложение I);

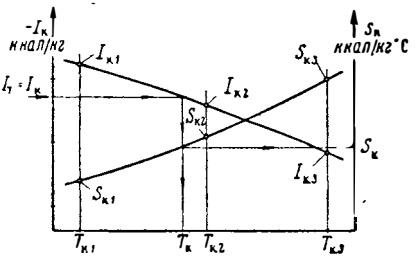
$\mu_к$ — кажущийся молекулярный вес продуктов сгорания топлива, определяемый по формуле

$$\mu_к = \frac{1}{p_к} \sum_i \mu_i p_i; \qquad (6.46)$$

здесь μ_i — молекулярный вес i-го газа в смеси.

Наиболее часто расчеты по определению парциальных давлений температуры газов в камере сгорания двигателя ведут следующим образом.

1. Выбирают три значения предполагаемой температуры газов в камере сгорания $T_{к1}$, $T_{к2}$ и $T_{к3}$ и соответственно им определяют парциальные давления p_i отдельных газов в смеси по уравнениям (6. 27—6. 44).

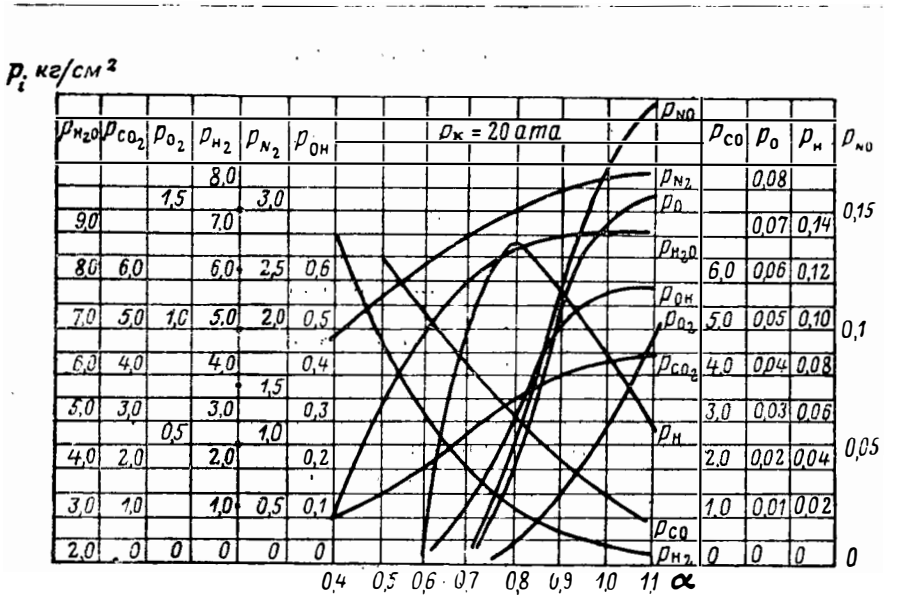


Фиг. 6. 10. К определению температуры и энтропии газов в камере сгорания двигателя.

2. Вычисляют при этих температурах и найденных значениях p_i энергосодержание газов в камере сгорания $I_{к1}$, $I_{к2}$ и $I_{к3}$ по уравнению (6. 45).

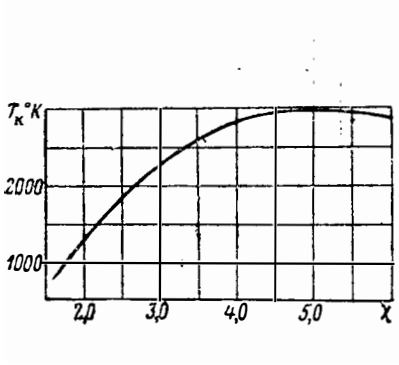
3. Строят по трем расчетным точкам график зависимости $I_к$ от $T_к$ (фиг. 6. 10) и по нему находят искомую теоретическую температуру газов в камере сгорания двигателя $T_к$ (при сгорании топлива до химически равновесного состава газов должна установиться такая температура, при которой энергосодержание газов $I_к$ равно энергосодержанию сжигаемого топлива $I_т$).

4. Определяют теоретический состав продуктов сгорания топлива при найденной температуре $T_к$ по уравнениям (6. 27—6. 44) или графической интерполяцией ранее вычисленных значений p_i при трех выбранных значениях температуры; последняя сводится

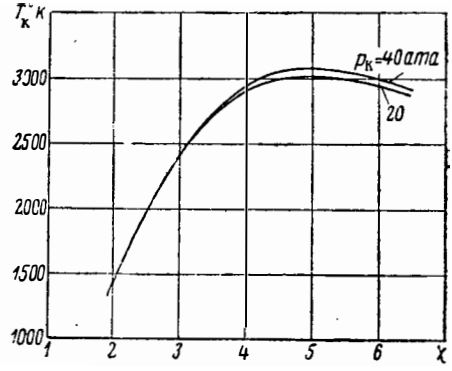


Фиг. 6. 11. Изменение состава продуктов сгорания тракторного керосина с азотной кислотой 96%-ной концентрации в зависимости от коэффициента избытка окислителя.

к построению соответствующих графиков зависимости p_i от $T_{к1}$, $T_{к2}$ и $T_{к3}$ и нахождению по этим графикам теоретических значений p_i, отвечающих температуре $T_к$.



Фиг. 6. 12. Температура продуктов сгорания керосина и 96%-ной азотной кислоты при различных χ и $p_к = 10 \div 40$ *ата*.

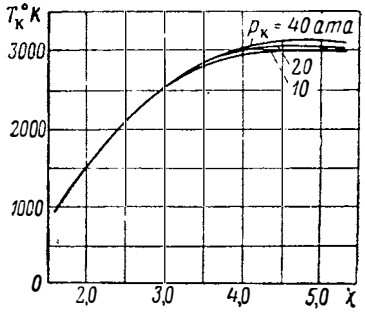


Фиг. 6. 13. Температура продуктов сгорания керосина и окислителя, состоящего из 80% HNO_3 98%-ной и 20% N_2O_4 при различных χ и $p_к$.

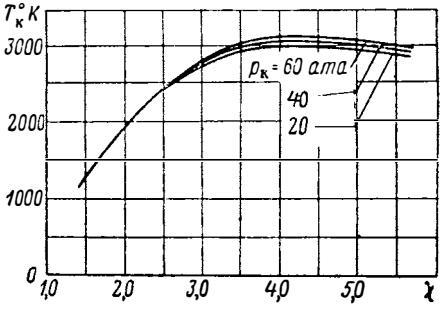
5. Наконец, при этой же температуре $T_к$ определяют энергосодержание, молекулярный вес, газовую постоянную и другие теоре-

гические параметры продуктов сгорания топлива (фиг. 6. 11—6. 23).

По графику фиг. 6. 10 можно также определить приближенно действительную температуру газов в камере сгорания двигателя,

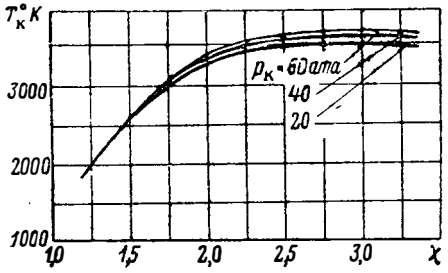


Фиг. 6. 14. Температура продуктов сгорания керосина и окислителя, состоящего из 60% HNO_3 98%-ной и 40% N_2O_4 при различных χ и $p_к$.

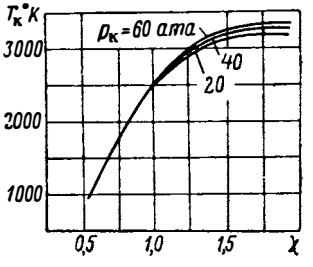


Фиг. 6. 15. Температура продуктов сгорания тонки-250 и окислителя, состоящего из 80% HNO_3 98%-ной и 20% N_2O_4 при различных χ и $p_к$.

если при вычислении энергосодержания топлива теплотворность горючего и окислителя уменьшить, умножив их на коэффициент физической полноты сгорания топлива $\varphi_{п\,к}$.



Фиг. 6. 16. Температура продуктов сгорания керосина и жидкого кислорода при различных χ и $p_к$.



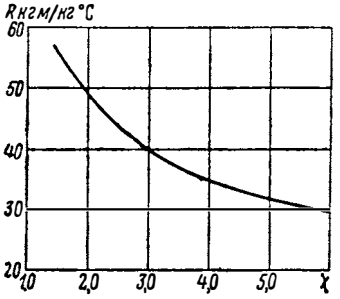
Фиг. 6.17. Температура продуктов сгорания 93,5%-ного этилового спирта и жидкого кислорода при различных и $p_к$.

Расчетные значения теоретической температуры газов в камере сгорания выбирают по расчетным таблицам 5. 20 и 5. 21 или графикам фиг. 6. 11—6. 17.

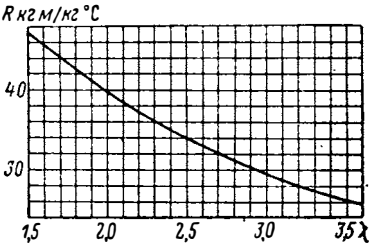
Следует иметь в виду, что температура газов в камере сгорания ЖРД в основном зависит от рода компонентов топлива, их

соотношения между собой (коэффициента избытка окислителя) и давления в камере сгорания.

Существует несколько способов решения приведенной системы уравнений (6.27—6.44) для определения парциальных давлений

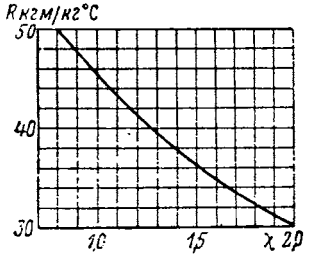


Фиг. 6.18. Газовая постоянная продуктов сгорания керосина и азотной кислоты 96%-ной весовой концентрации при различных χ (для этих продуктов сгорания R практически не зависит от температуры).

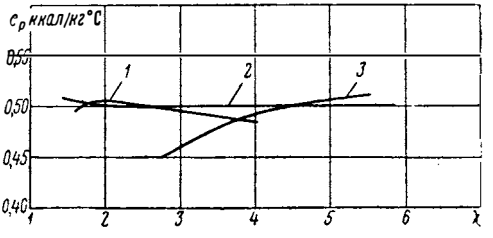


Фиг. 6.19. Газовая постоянная продуктов сгорания керосина и жидкого кислорода при различных χ (для этих продуктов сгорания $R_к$ почти не зависит от давления).

продуктов сгорания топлива при выбранном значении температуры и заданном давлении в камере сгорания двигателя. Однако наиболее удобным является метод последовательных приближений,



Фиг. 6.20. Газовая постоянная продуктов сгорания этилового спирта 93,5%-ной весовой концентрации и жидкого кислорода при различных χ.

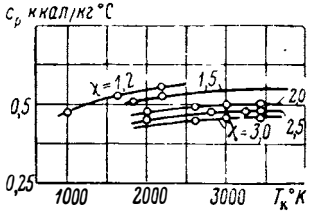


Фиг. 6.21. Теплоемкости продуктов сгорания топлива при различных коэффициентах состава

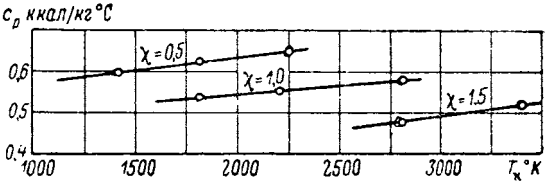
1—керосина+80% HNO_3 98%-ный+20% N_2O_4;
2—тонки-250+80% HNO_3 98%-ный+20% N_2O_4;
3—керосина+HNO_3 96%-ной весовой концентрации.

который в зависимости от температуры продуктов сгорания может дать разные результаты, так как способ, дающий сходящуюся последовательность корней в одном случае, делает последовательность вычислений расходящейся в других случаях.

При решении уравнений методом последовательных приближений вначале приравнивают нулю парциальные давления тех газов, процентное содержание которых в газовой смеси при данных условиях сгорания топлива предполагается небольшим, и вычисляют парциальные давления остальных газов. Используя найденные p_i, определяют парциальные давления тех газов, значения которых вначале были приняты равными нулю, а затем с учетом последних вычисляют p_i основных газов во втором приближении. Эти операции повторяют до тех пор, пока не будет достигнута заданная точ-



Фиг. 6. 22. Теплоемкость c_p продуктов сгорания керосина и жидкого кислорода при различных χ в зависимости от температуры.



Фиг. 6. 23. Теплоемкость c_p продуктов сгорания этилового спирта 93,5%-ной концентрации и жидкого кислорода при различных χ в зависимости от температуры.

ность вычисления p_i и не удовлетворится при этом условие $\sum_i p_i = p_к$

Если разница значений p_i последующего и предыдущего приближений для данного расчета не превышает ~0,02 *ата*, то расчет на этом заканчивается.

Точность расчетов можно проверять путем:

а) определения констант равновесия по вычисленным p_i и сравнения их значений с исходными (табличными);

б) проверки, удовлетворяются ли уравнения абсолютного материального баланса (6. 37—6. 39) при вычисленных значениях p_i. Если эти уравнения удовлетворяются, то в выполненных вычислениях ошибок нет.

При наличии в топливе азота рекомендуется в первом приближении приравнивать нулю парциальные давления газов O_2, NO, N, O, H и OH. При этом условии в системе уравнений остается всего пять неизвестных парциальных давлений основных газов:

$$p_{CO_2},\ p_{H_2O},\ p_{CO},\ p_{N_2} \text{ и } p_{H_2}.$$

Для определения этих p_i пользуются уравнениями (6. 41—6.44). Дополнительным здесь служит уравнение (6. 34).

Решая эту систему уравнений, определяют в первом приближении значения парциальных давлений основных газов p_{CO_2}, p_{H_2O}, p_{CO}, p_{N_2} и p_{H_2}, которые затем подставляют в уравнения (6. 27—6. 33) и находят давления p_{O_2}, p_{OH}, p_{NO}, p_H, p_O и p_N. Потом по

уравнениям (6.4—6.44) определяют парциальные давления основных газов во втором приближении.

Если разности между парциальными давлениями первого и второго приближений оказываются бо́льшими, чем допускается расчетом, то выполняется третье приближение и т. д.

Для сокращения числа приближений при последующих более высоких выбранных значениях предполагаемой температуры в камере сгорания $T_{к2}$ или $T_{к3}$ рекомендуется за первое приближение принять состав газов (значения p_i), вычисленный при предыдущей более низкой температуре $T_{к1}$ или $T_{к2}$.

Это значит, что, если, например, значения p_i были определены при температуре $T_{к1}=2800°$ К, то эти значения следует принять за состав газов первого приближения при вычислении парциальных давлений газов при температуре, например, $T_{к2}=3000°$ К и определять p_i во втором приближении, а затем в третьем и т. д., пока не будет получена желаемая точность результатов вычислений.

Если при вычислениях будет обнаружена расходящаяся последовательность корней, то вначале задаются предполагаемой величиной парциального давления одного из газов (например кислорода p_{O_2}), а затем вычисляют парциальные давления других газов.

При отсутствии азота в топливе рекомендуется следующий порядок решения системы уравнений:

1) при температурах до 2300° К наиболее быстро приводит к цели метод, при котором приравнивают нулю парциальные давления p_O, p_H, p_{OH}, p_{CO} и p_{O_2}, если $\alpha<1$, или p_O, p_H, p_{OH}, p_{CO} и p_{H_2}, если $\alpha>1$;

2) при температурах от 2300 до 3000° К приравнивают нулю только давления p_O, p_H, p_{OH} и p_{O_2} при $\alpha<1$ или p_O, p_H, p_{OH} и p_{H_2} при $\alpha>1$;

3) при температурах выше 3000° К рекомендуется приравнивать нулю p_O, p_H, p_{H_2} и p_{O_2}, а остальные четыре неизвестных находить из уравнений (6.41—6.44) и уравнения, полученного исключением из уравнений (6.27—6.29) давлений p_{O_2} и p_{H_2}, т. е.

$$\frac{K_{p1}K_{p3}}{K_{p2}}=\frac{p_{CO}p_{OH}^2}{p_{CO_2}p_{H_2O}}=K_{3a}. \qquad (6.47)$$

При этом вычисления становятся значительно сложнее, так как решение системы уравнений приводит к уравнению третьей степени. В этом случае целесообразнее выбрать одно из парциальных давлений и решить систему уравнений для определения остальных p_i (лучше задаться значением p_O). Если в первом приближении получится $\sum_i p_i<p_к$, следует увеличить выбранное p_i второго прибли-

жения по сравнению с p_i первого приближения и, наоборот, если $\sum_i p_i > p_к$.

Таким образом, система из первых 10 или 11 уравнений для определения p_i может быть решена для нескольких выбранных значений предполагаемой температуры газов в камере сгорания двигателя.

Для определения температуры газов в камере сгорания двигателя можно задаться также только одним произвольным предполагаемым значением их температуры $T_к$ и определить указанным выше методом соответствующие ей парциальные давления этих газов, а затем вычислить по формуле (6.45) энергосодержание газовой смеси $I_к$.

Если найденное значение $I_к$ не совпадает с энергосодержанием используемого топлива $I_т$, т. е. если $I_к \neq I_т$, нужно задаться другим значением температуры $T_к$ и повторить расчеты до тех пор, пока не будет достигнуто равенство $I_к = I_т$. При удачном выборе температуры $T_к$ достаточно провести два или три приближения.

Основная трудность при проведении этих расчетов по-прежнему заключается в определении равновесного состава продуктов сгорания топлива соответственно выбранной температуре в камере сгорания двигателя.

При определении парциальных давлений при помощи приведенной выше системы уравнений в расчет принимают только вещественные и положительные корни. Точность вычислений может ограничиваться третьим или четвертым знаком.

§ 10. Методы решения системы уравнений при определении теоретической температуры и состава продуктов сгорания топлива

Для упрощения расчетов приведенную выше систему уравнений по определению состава продуктов сгорания топлива в камере сгорания двигателя методом последовательных приближений целесообразно привести к более удобному виду.

Если в состав топлива входит азот, то эту систему уравнений целесообразно преобразовать следующим образом.

Выразим вначале уравнения (6.37—6.40) в виде отношений:

$$\frac{C_т}{N_т} = \frac{12}{14} \frac{p_{CO_2} + p_{CO}}{2p_{N_2} + p_{NO} + p_N} \quad \text{или} \quad \frac{p_{CO_2} + p_{CO}}{2p_{N_2} + A} = \frac{7}{6} \frac{C_т}{N_т} = Q, \quad (6.48)$$

откуда

$$p_{CO_2} + p_{CO} = Q(2p_{N_2} + A),$$

где $A = p_{NO} + p_N$;

$$\frac{H_т}{N_т} = \frac{1}{14}\frac{2p_{H_2O} + 2p_{H_2} + p_{OH} + p_H}{2p_{N_2} + p_{NO} + p_N}$$

или

$$\frac{p_{H_2O} + 2p_{H_2} + Б}{2p_{N_2} + A} = 14\frac{H_т}{N_т} = R, \qquad (6.49)$$

откуда

$$p_{H_2O} + p_{H_2} = \frac{R}{2}(2p_{N_2} + A) - \frac{Б}{2},$$

где $Б = p_{OH} + p_H$;

$$\frac{O_т}{C_т} = \frac{16}{12}\frac{2p_{CO_2} + p_{CO} + p_{H_2O} + 2p_{O_2} + p_O + p_{OH} + p_{NO}}{p_{CO_2} + p_{CO}}$$

или

$$\frac{2p_{CO_2} + p_{CO} + p_{H_2O} + Д}{p_{CO_2} + p_{CO}} = \frac{3}{4}\frac{O_т}{C_т} = S, \qquad (6.50)$$

где

$$Д = 2p_{CO_2} + p_O + p_{OH} + p_{NO}.$$

Уравнение (6.44) приведем к виду

$$p_к = p_{CO_2} + p_{H_2O} + p_{CO} + p_{N_2} + p_{H_2} + E, \qquad (6.51)$$

где

$$E = p_{O_2} + p_{OH} + p_{NO} + p_H + p_O + p_N.$$

Заменив в уравнении (6.51) суммы $p_{CO_2} + p_{CO}$ и $p_{H_2O} + p_{H_2}$ их выражениями, взятыми из уравнений (6.48) и (6.49), получим

$$p_к = Q(2p_{N_2} + A) + \frac{R}{2}(2p_{N_2} + A) - \frac{Б}{2} + p_{N_2} + E,$$

откуда

$$p_{N_2} = \frac{p_к - E + \frac{Б}{2} - A\left(Q + \frac{R}{2}\right)}{2Q + R + 1}. \qquad (6.52)$$

Из уравнения (6.22) найдем

$$p_{CO} = Q(2p_{N_2} + A) - p_{CO_2} \quad \text{или} \quad p_{CO} = a - p_{CO_2}, \qquad (6.53)$$

где $a = Q(2p_{N_2} + A)$.

Подставляя в числитель и знаменатель уравнения (6.50) значение суммы $p_{CO_2} + p_{CO}$, получим

$$\frac{p_{CO_2} + Q(2p_{N_2} + A) + p_{H_2O} + Д}{Q(2p_{N_2} + A)} = S,$$

откуда $p_{H_2O} = Q(2p_{N_2} + A)(S - 1) - Д - p_{CO_2}$

или

$$p_{H_2O} = b - p_{CO_2}, \tag{6.54}$$

где $b = Q(2p_{N_2} + A)(S-1) - Д$.

Из уравнения (6.23) также найдем

$$p_{H_2} = \frac{R}{2}(2p_{N_2} + A) - \frac{Б}{2} - p_{H_2O}$$

или с учетом выражения (6.54)

$$p_{H_2} = \frac{R}{2}(2p_{N_2} + A) - \frac{Б}{2} - Q(2p_{N_2} + A)(S-1) + Д + p_{CO_2} =$$

$$= (2p_{N_2} + A)\left[\frac{R}{2} - Q(S-1)\right] - \frac{Б}{2} + Д + p_{CO_2} \quad \text{или} \quad p_{H_2} = c - p_{CO_2}, \tag{6.55}$$

где $c = (2p_{N_2} + A)\left[\frac{R}{2} - Q(S-1)\right] - \frac{Б}{2} + Д$.

Так как при определении состава продуктов сгорания топлива в первом приближении значения A, $Б$, $Д$ и $Е$ равны нулю, то уравнения (6.53—6.55) будут иметь вид

$$\left.\begin{aligned} &p_{N_2} = \frac{p_к}{2Q + R + 1}; \quad p_{CO} = 2Qp_{N_2} - p_{CO_2}; \\ &p_{H_2O} = 2Qp_{N_2}(S-1) - p_{CO_2} \text{ и } p_{H_2} = 2p_{N_2}\left[\frac{R}{2} - Q(S-1)\right] - p_{CO_2}. \end{aligned}\right\} \tag{6.56}$$

Эти уравнения совместно с уравнением (6.34) являются основными для последующего решения. Дополнительными являются уравнения констант равновесия (6.1—6.7), которым также придадим вид

$$\left.\begin{aligned} &p_{O_2} = \left(K_{p1}\frac{p_{CO_2}}{p_{CO}}\right)^2; \quad p_{OH} = K_{p3}\frac{p_{H_2O}}{\sqrt{p_{H_2}}}; \quad p_{NO} = \sqrt{K_{p4}p_{N_2}p_{O_2}}; \\ &p_H = \sqrt{K_{p5}p_{H_2}}; \quad p_O = \sqrt{K_{p6}p_{O_2}} \text{ и } p_N = \sqrt{K_{p7}p_{N_2}}. \end{aligned}\right\} \tag{6.57}$$

Порядок решения приведенной здесь системы уравнений следующий.

1. По уравнениям (6.48)—(6.50) вычисляем коэффициенты Q, R и S, используя данные элементарного состава топлива.

2. В первом приближении принимаем равными нулю парциальные давления p_{O_2}, p_{OH}, p_{NO}, p_H, p_O и p_N, в результате чего A, $Б$, $Д$ и E будут равны нулю. При таком допущении в системе уравнений остаются неизвестными только давления p_{CO_2}, p_{H_2O}, p_{CO}, p_N и p_{H_2}.

3. Подставив в уравнение (6 34) приведенные выше выражения для p_{CO}, p_{H_2O} и p_{H_2} [см. уравнения (6.53)—(6.55)], получим

$$K_{2a}=\frac{p_{CO}p_{H_2O}}{p_{CO_2}p_{H_2}}=\frac{(a-p_{CO_2})(b-p_{CO_2})}{p_{CO_2}(c-p_{CO_2})}. \qquad (6.58)$$

Решая это квадратное уравнение, найдем значение p_{CO_2}.

Из двух корней решения уравнений выбираем то, которое дает положительные значения всех остальных парциальных давлений газов.

Так как неточность в определении коэффициентов a, b и c сильно затрудняет дальнейшие расчеты, то рекомендуется проверять правильность их вычисления по соотношению $a+b+c=p_к-p_{N_2}$.

4. По уравнениям (6.53)—(6.55) определяем значения p_{CO}, p_{H_2O} и p_{H_2}, а также проверяем, не допущены ли при этом ошибки. Для этого при помощи найденных p_i находим значение K_{2a} и сравниваем его с исходным табличным значением.

5. По уравнениям (6.57) вычисляем во втором приближении значения p_i тех газов, которые в первом приближении были приняты равными нулю. Потом по найденным значениям p_{O_2}, p_{OH}, p_{NO}, p_H, p_O и p_N определяем величины A, $Б$, $Д$ и E.

6. По уравнениям (6.34) и (6.53)—(6.55) определяем p_{CO_2}, p_{H_2O}, p_{CO}, p_{H_2} и p_{N_2} во втором приближении.

Если разности между p_i первого и второго приближений окажутся больше допустимых при данном расчете, то выполняем третье и последующее приближения и так до тех пор, пока не будет достигнута желаемая точность в определении p_i.

Если в состав топлива азот не входит, то парциальные давления продуктов сгорания при выбранной температуре и заданном давлении в камере сгорания двигателя определяем следующим образом.

1. По данным существующих расчетов или графиков продуктов сгорания топлива выбираем значение парциального давления кислорода первого приближения $p_{O_2}=a^2$ и выражаем парциальные давления остальных газов в зависимости от p_{CO_2} и p_{H_2O} следующим образом:

Общий вид исходной системы уравнений	Расчетный вид уравнений, получаемых после соответствующих преобразований исходных уравнений
$K_{p1}=\dfrac{p_{CO}\,p_{O_2}^{0,5}}{p_{CO_2}}$	$p_{CO}=K_{p1}\dfrac{p_{CO_2}}{p_{O_2}^{0,5}}=\dfrac{K_{p1}}{a}\,p_{CO_2}=bp_{CO_2}$; (1) $b=\dfrac{K_{p1}}{a}$
$K_{p2}=\dfrac{p_{H_2}p_{O_2}^{0,5}}{p_{H_2O}}$	$p_{H_2}=K_{p2}\dfrac{p_{H_2O}}{p_{O_2}^{0,5}}=\dfrac{K_{p2}}{a}\,p_{O_2}=cp_{H_2O}$; (2) $c=\dfrac{K_{p2}}{a}$
$K_{p3}=\dfrac{p_{OH}p_{H_2}^{0,5}}{p_{H_2O}}$	$p_{OH}=K_{p3}\dfrac{p_{H_2O}}{p_{H_2}^{0,5}}=\dfrac{K_{p3}\,p_{H_2O}}{\sqrt{c\,p_{H_2O}}}=d\sqrt{p_{H_2O}}$; (3) $d=\dfrac{K_{p3}}{\sqrt{c}}$
$K_{p5}=\dfrac{p_H^2}{p_{H_2}}$	$p_H=\sqrt{K_{p5}}\sqrt{p_{H_2}}=$ $=\sqrt{K_{p5}}\sqrt{c\,p_{H_2O}}=e\sqrt{p_{H_2O}}$; (4) $e=\sqrt{cK_{p5}}$
$K_{p6}=\dfrac{p_O^2}{p_{O_2}}$	$p_O=\sqrt{p_{O_2}}\sqrt{K_{p6}}=a\sqrt{K_{p6}}=f$ (5)
Уравнение относительного материального баланса: $\dfrac{2(p_{H_2O}+p_{H_2})+p_{OH}+p_H}{p_{CO_2}+p_{CO}}=$ $=12\dfrac{H_т}{C_т}=A$	После подстановки полученных выше выражений для i в исходные уравнения относительного материального баланса и преобразований получим $2(1+c)p_{H_2O}+(d+e)\sqrt{p_{H_2O}}=$ $=A(1+b)p_{CO_2}$, (6) где $(1+c)p_{H_2O}=I_{H_2O}+p_{H_2}$; $(d+e)\sqrt{I_{H_2O}}=p_{OH}+p_H$; $(1+b)p_{CO_2}=p_{CO_2}+p_{CO}$

Продолжение

Общий вид исходной системы уравнений	Расчетный вид уравнений, получаемых после соответствующих преобразований исходных уравнений
Уравнение относительного материального баланса: $\frac{2(p_{CO_2}+p_{O_2})+p_{CO}+p_{H_2O}+p_{OH}+p_O}{p_{CO_2}+p_{CO}} = \frac{3}{4}\frac{O_т}{C_т} = B$	Аналогично предыдущему уравнению получим $p_{H_2O}+d\sqrt{p_{H_2O}}+p_{O_2}+p_O+2p_{CO_2}+p_{CO}=B(1+b)p_{CO_2}$ или $p_{H_2O}+d\sqrt{p_{H_2O}}+p_{O_2}+p_O=[(B-1)(1+b)-1]p_{CO_2}$, (7) где $p_{CO}=(1+b)p_{CO_2}-p_{CO_2}$

Примечание. Уравнения, включающие p_i азотосодержащих газов, исключены из общей системы уравнений, как не нужные для расчета.

2. Разделив уравнения (6) на уравнение (7) материального баланса, получим

$$\frac{2(1+c)p_{H_2O}+(d+e)\sqrt{p_{H_2O}}}{p_{H_2O}+d\sqrt{p_{H_2O}}+2p_{O_2}+p_O}=\frac{A(1+b)}{(B-1)(1+b)-1}=g$$

или

$$h\left(\sqrt{p_{H_2O}}\right)^2-n\sqrt{p_{H_2O}}-gm=0,$$

откуда

$$\sqrt{p_{H_2O}}=\frac{n+\sqrt{n^2+4hgm}}{2h},$$

где $h=2(1+c)-g;\quad n=d(g-1)-e;\quad m=2a^2+f.$

Полученное квадратное уравнение имеет только один положительный корень, так как отрицательные значения p_i в действительности не могут иметь места.

Определяем p_i остальных газов в смеси, используя для этого соответствующие формулы.

Для проверки правильности принятого для расчетов значения p_{O_2} применяют уравнение $\Sigma p_i=p_к$. Если Σp_i с допустимой точностью сходится с заданным $p_к$, то расчет на этом заканчивают.

Если же Σp_i больше $p_к$, чем можно допустить в расчете, то определяют состав продуктов сгорания во втором приближении и т. д., задаваясь бо́льшим значением $p_{O_2}=a^2$, а если $\Sigma p_i<p_к$, то наоборот.

При выборе значения p_{O_2} можно ориентировочно руководствоваться тем, что оно пропорционально получаемому значению Σp_i.

Расчеты по определению p_i удобно производить в таком порядке, как это показано в табл. 6.5.

Аналогично определяем состав и температуру газов в выходном сечении сопла. При этом разница состоит только в том, что здесь вместо равенства энергосодержаний добиваемся получения равенства энтропий в камере сгорания $S_к$ и в выходном сечении сопла $S_в$. Атомарные газы при сравнительно низких температурах газов в выходном сечении сопла будут отсутствовать; некоторые парциальные давления будут близки к нулю (например, p_{OH}, p_{H_2}, p_{O_2} **и др.**).

Кроме изложенных нами методов последовательных приближений для определения составов продуктов сгорания простейших топлив (состоящих из элементов C, H, O и N) при заданных значениях давления и температуры, существуют и другие методы, которые позволяют вести расчеты при высоких температурах и малых или больших избытках окислителя, при переменном давлении или соотношении компонентов топлива.

Сложность и трудоемкость расчетов значительно возрастают в тех случаях, когда топливо состоит из большого числа элементов. Однако и для этих случаев имеются наиболее удобные методы расчетов. Большие серии расчетов, необходимые, например, для построения диаграммы I—S, можно проводить при помощи электронно-счетных машин.

Ниже приводится примерный расчет характеристик продуктов сгорания керосина с азотной кислотой.

Пример 2. Определить состав и другие параметры продуктов сгорания керосина ($C_г = 0{,}865$; $H_г = 0{,}135$ и $O_г = 0$) с азотной кислотой 98%-ной весовой концентрации при $p_к = 30$ *ата*, $T_к = 2900$; 3000 и 3100° K, если $C_т = 0{,}161$; $H_т = 0{,}040$; $O_т = 0{,}622$ и $N_т = 0{,}177$ *кг/кг*, $I_т = -677$ *ккал/кг*.

Решение.

1. Выражаем заданное давление газов в камере сгорания в физических атмосферах:

$$p_к = \frac{30}{1{,}033} = 29 \text{ } атм.$$

2. Вычисляем постоянные коэффициенты, зависящие от заданного элементарного весового состава топлива:

$$Q = \frac{7}{6}\frac{C_т}{N_т} = \frac{7}{6}\frac{0{,}161}{0{,}177} = 1{,}06; \quad R = 14\frac{H_т}{N_т} = 14\frac{0{,}04}{0{,}177} = 3{,}16$$

и

$$S = \frac{3}{4}\frac{O_т}{C_т} = \frac{3}{4}\frac{0{,}622}{0{,}161} = 2{,}90.$$

Первое приближение.

3. Определяем парциальные давления газов в первом приближении:

$$p_{N_2} = \frac{p_к}{2Q + R + 1} = \frac{29}{2 \cdot 1{,}06 + 3{,}162 + 1} = 4{,}62;$$

$$p_{CO} = 2Qp_{N_2} - p_{CO_2} = 2 \cdot 1{,}06 \cdot 4{,}62 - p_{CO_2} = 9{,}80 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2O} = 2Qp_{N_2}(S - 1) - p_{CO_2} = 9{,}80\,(2{,}90 - 1) - p_{CO_2} = 18{,}60 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2} = 2p_{N_2}\left[\frac{R}{2} + Q\,(S - 1)\right] + p_{CO_2} = 2 \cdot 4{,}62\left[\frac{3{,}16}{2} - 1{,}06\,(2{,}90 - 1)\right] + p_{CO_2} = p_{CO_2} - 4{,}07.$$

Суммируя полученные коэффициенты

$a + b + c = 9{,}80 + 18{,}60 - 4{,}07 = 24{,}33$ и $p_к - p_{N_2} = 29{,}00 - 4{,}62 = 24{,}38$,

убеждаемся, что вычислены они без ошибок и существенных погрешностей.

4. После подстановки найденных выражений для парциальных давлений в уравнение (6.34) получаем

$$K_{2a} = \frac{p_{CO}p_{H_2O}}{p_{CO_2}p_{H_2}} = \frac{(9{,}80 - p_{CO_2})(18{,}60 - p_{CO_2})}{p_{CO_2}(p_{CO_2} - 4{,}07)}.$$

При выбранном значении ожидаемой температуры газов 3000 К по таблице находим $K_{2a} = 7{,}382$, в связи с чем последнее уравнение для K_{2a} примет вид

$$6{,}38p_{CO_2}^2 - 1{,}60p_{CO_2} - 182{,}3 = 0,$$

откуда

$$p_{CO_2} = \frac{1{,}60 + \sqrt{1{,}6^2 + 4 \cdot 182{,}3 \cdot 6{,}38}}{2 \cdot 6{,}38} = 5{,}48;$$

$$p_{CO} = 9{,}80 - p_{CO_2} = 9{,}80 - 5{,}48 = 4{,}32;$$

$$p_{H_2O} = 18{,}60 - p_{CO_2} = 18{,}60 - 5{,}48 = 13{,}12;$$

$$p_{H_2} = p_{CO_2} - 4{,}07 = 5{,}48 - 4{,}07 = 1{,}41.$$

После проверки получаем:

а) по общему давлению в камере сгорания

$\sum p_i = 4{,}62 + 5{,}48 + 4{,}32 + 13{,}12 + 1{,}41 = 28{,}95$ *атм* при $p_к = 29$ *атм*;

б) по константе равновесия

$$K_{2a} = \frac{p_{CO}p_{H_2O}}{p_{CO_2}p_{H_2}} = \frac{4{,}32 \cdot 13{,}12}{5{,}48 \cdot 1{,}41} = 7{,}36 \text{ вместо } 7{,}382.$$

Второе приближение.

5. Определяем парциальные давления остальных шести газов во втором приближении, взяв константы равновесия при температуре 3000° К из таблицы (см. приложения II и III):

$$K_{p1} = 0{,}3417; \quad K_{p3} = 0{,}04841; \quad K_{p4} = 0{,}01472;$$

$$K_{p5} = 0{,}02475; \quad K_{p6} = 0{,}01441 \text{ и } K_{p7} = 0{,}1879 \cdot 10^{-6}.$$

При этом получаем следующие значения парциальных давлений газов:

$$p_{O_2} = \left(K_{p1}\frac{p_{CO_2}}{p_{CO}}\right)^2 = \left(0{,}3417\frac{5{,}48}{4{,}32}\right)^2 = 0{,}188;$$

$$p_{OH} = K_{p3}\frac{p_{H_2O}}{\sqrt{p_{H_2}}} = 0{,}04841\frac{13{,}12}{\sqrt{1{,}41}} = 0{,}534;$$

$$p_{NO} = \sqrt{K_{p4}p_{N_2}p_{O_2}} = \sqrt{0{,}01472 \cdot 4{,}62 \cdot 0{,}188} = 0{,}113;$$

$$p_H = \sqrt{K_{p5}p_{H_2}} = \sqrt{0{,}02475 \cdot 1{,}41} = 0{,}187;$$

$$p_O = \sqrt{K_{p6}p_{O_2}} = \sqrt{0{,}0144 \cdot 0{,}188} = 0{,}052;$$

$$p_N = \sqrt{K_{p7}p_{N_2}} = \sqrt{0{,}1879 \cdot 10^{-6} \cdot 4{,}62} = 0{,}003.$$

6. Определяем коэффициенты A, $Б$, $Д$, E:

$$A = p_{NO} + p_N = 0{,}113 + 0{,}003 = 0{,}116;$$

$$Б = p_{OH} + p_H = 0{,}534 + 0{,}187 = 0{,}721;$$

$$Д = 2P_{O_2} + p_{OH} + p_{NO} + p_O = 2 \cdot 0{,}188 + 0{,}534 + 0{,}113 + 0{,}052 = 1{,}075;$$

$$E = p_{O_2} + p_{OH} + p_{NO} + p_H + p_O + p_N = 0{,}188 + 0{,}534 + 0{,}113 + 0{,}187 + 0{,}052 + 0{,}003 = 1{,}077.$$

7. Определяем парциальные давления основных газов во втором приближении:

$$p_{N_2} = \frac{p_к - E + \frac{Б}{2} - A\left(Q + \frac{R}{2}\right)}{2Q + R + 1} =$$

$$= \frac{29 - 1{,}077 + \frac{0{,}721}{2} - 0{,}116\left(1{,}06 + \frac{3{,}16}{2}\right)}{2 \cdot 1{,}06 + 3{,}16 + 1} = 4{,}46;$$

$$p_{CO} = Q\,(2P_{N_2} + A) - p_{CO_2} = 1{,}06\,(2 \cdot 4{,}46 + 0{,}116) - p_{CO_2} = 9{,}58 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2O} = Q\,(2p_{N_2} + A)\,(S - 1) - Д - p_{CO_2} = 9{,}58\,(2{,}90 - 1) - 1{,}075 - p_{CO_2} = 17{,}12 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2} = (2p_{N_2} + A)\left[\frac{R}{2} - Q\,(S - 1)\right] - \frac{Б}{2} + Д + p_{CO_2} =$$

$$= (2 \cdot 4{,}46 + 0{,}116)\left[\frac{3{,}16}{2} - 1{,}06\,(2{,}90 - 1)\right] - \frac{0{,}721}{2} + 1{,}075 + p_{CO_2} = p_{CO_2} - 3{,}27.$$

При этом уравнение (6.34) примет вид

$$K_{2a} = \frac{(9{,}58 - p_{CO_2})\,(17{,}12 - p_{CO_2})}{p_{CO_2}\,(p_{CO_2} - 3{,}27)} = 7{,}38$$

или

$$6{,}38 p_{CO_2}^2 + 2{,}58 p_{CO_2} - 164 = 0,$$

откуда

$$p_{CO_2} = \frac{-2{,}58 + \sqrt{2{,}58^2 + 4 \cdot 164 \cdot 6{,}38}}{2 \cdot 6{,}38} = 4{,}87.$$

Отсюда

$$p_{CO} = 9{,}58 - 4{,}87 = 4{,}71; \quad p_{H_2O} = 17{,}12 - 4{,}87 = 12{,}25;$$

$$p_{H_2} = 4{,}87 - 3{,}27 = 1{,}60.$$

Проверка дает следующие результаты:

$$\sum p_i = p_{CO_2} + p_{CO} + p_{H_2O} + p_{H_2} + p_{N_2} + E =$$

$$= 4{,}87 + 4{,}71 + 12{,}25 + 1{,}60 + 4{,}46 + 1{,}077 = 28{,}967 \text{ вместо } p_к = 29 \text{ } атм;$$

$$K_{2a} = \frac{4{,}71 \cdot 12{,}25}{4{,}87 \cdot 1{,}60} = 7{,}40 \text{ вместо } 7{,}38.$$

Третье приближение

8. Определяем парциальные давления шести газов, для чего формулы и константы равновесия берем из второго приближения:

$$p_{O_2} = \left(0{,}3417\,\frac{4{,}87}{4{,}71}\right)^2 = 0{,}124; \quad p_{OH} = 0{,}0484\,\frac{12{,}25}{\sqrt{1{,}60}} = 0{,}468;$$

$$p_{NO} = \sqrt{0{,}0147 \cdot 4{,}46 \cdot 0{,}124} = 0{,}091; \quad p_H = \sqrt{0{,}02475 \cdot 1{,}60} = 0{,}199;$$

$$p_O = \sqrt{0{,}0144 \cdot 0{,}124} = 0{,}042 \quad \text{и} \quad p_N = \sqrt{1{,}88 \cdot 10^{-6} \cdot 4{,}46} = 0{,}003.$$

9. Определяем коэффициенты:

$$A = 0{,}091 + 0{,}003 = 0{,}094; \quad Б = 0{,}468 + 0{,}199 = 0{,}667;$$

$$Д = 2 \cdot 0{,}124 + 0{,}468 + 0{,}091 + 0{,}042 = 0{,}849;$$

$$E = 0{,}124 + 0{,}468 + 0{,}091 + 0{,}199 + 0{,}042 + 0{,}003 = 0{,}927.$$

10. Определяем парциальные давления основных газов:

$$p_{N_2} = \frac{29 - 0{,}927 + 0{,}333 - 0{,}094 \cdot 2{,}64}{6{,}28} = 4{,}49;$$

$$p_{CO} = 1{,}06\,(2 \cdot 4{,}49 + 0{,}094) - p_{CO_2} = 9{,}64 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2O} = 9{,}64 \cdot 1{,}90 - 0{,}849 - p_{CO_2} = 17{,}47 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2} = (2 \cdot 4{,}49 + 0{,}094)\,(-0{,}44) - 0{,}333 + 0{,}849 + p_{CO_2} = p_{CO_2} - 3{,}48.$$

При этом уравнение (6.34) принимает вид

$$7{,}38 = \frac{(9{,}64 - p_{CO_2})\,(17{,}47 - p_{CO_2})}{p_{CO_2}\,(p_{CO_2} - 3{,}48)}$$

или

$$6{,}38 p_{CO_2}^2 + 1{,}43 p_{CO_2} - 168{,}5 = 0,$$

откуда

$$p_{CO_2} = \frac{-1{,}43 + \sqrt{1{,}43^2 + 4 \cdot 168{,}5 \cdot 6{,}38}}{2 \cdot 6{,}38} = 5{,}03;$$

$$p_{CO} = 9{,}64 - 5{,}03 = 4{,}61; \quad p_{H_2O} = 17{,}47 - 5{,}03 = 12{,}44;$$

$$p_H = 5{,}03 - 3{,}48 = 1{,}55.$$

Проверка дает:

$$\sum p_i = 4{,}49 + 5{,}03 + 4{,}60 + 12{,}44 + 1{,}55 + 0{,}927 = 29{,}027 \text{ вместо } p_к = 29 \text{ атм};$$

$$K_{2a} = \frac{4{,}61 \cdot 12{,}44}{1{,}55 \cdot 5{,}03} = 7{,}39 \text{ вместо } 7{,}38.$$

Сравнивая результаты решения второго и третьего приближений (табл. 6.2), видим, что разница в значениях p_i еще значительна; для CO_2 и H_2O она составляет около 0,2 *атм*. Поэтому приходится расчеты вести в четвертом приближении.

Таблица 6.2

№ приближения	Парциальные давления газов p_i в *атм*										
	N_2	CO_2	CO	H_2O	H_2	O_2	OH	NO	H	O	N
1	4,62	5,48	4,32	13,12	1,41	0	0	0	0	0	0
2	4,46	4,87	4,71	12,25	1,60	0,188	0,534	0,113	0,187	0,052	0,003
3	4,49	5,03	4,61	12,44	1,55	0,124	0,468	0,091	0,199	0,042	0,003
4	4,48	5,00	4,60	12,38	1,54	0,139	0,480	0,096	0,196	0,045	0,003

Четвертое приближение

11. Определяем p_i шести газов:

$$p_{O_2} = \left(0{,}3417\frac{5{,}03}{4{,}61}\right)^2 = 0{,}139; \quad p_{OH} = 0{,}0484\frac{12{,}44}{\sqrt{1{,}55}} = 0{,}480;$$

$$p_{NO} = \sqrt{0{,}0147\cdot 4{,}49\cdot 0{,}139} = 0{,}096; \quad p_H = \sqrt{0{,}02475\cdot 1{,}55} = 0{,}196;$$

$$p_O = \sqrt{0{,}0144\cdot 0{,}139} = 0{,}045 \text{ и } p_N = \sqrt{1{,}879\cdot 10^{-6}\cdot 4{,}49} = 0{,}003.$$

12. Определяем коэффициенты:

$$A = 0{,}096 + 0{,}003 = 0{,}099; \quad Б = 0{,}480 + 0{,}196 = 0{,}676;$$

$$Д = 2\cdot 0{,}139 + 0{,}480 + 0{,}096 + 0{,}045 = 0{,}899;$$

$$E = 0{,}139 + 0{,}480 + 0{,}096 + 0{,}196 + 0{,}045 + 0{,}003 = 0{,}959.$$

13. Определяем p_i основных газов:

$$p_{N_2} = \frac{29 - 0{,}959 + 0{,}338 - 0{,}099\cdot 2{,}64}{6{,}28} = 4{,}48;$$

$$p_{CO} = 1{,}06\,(2\cdot 4{,}49 + 0{,}099) - p_{CO_2} = 9{,}60 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2O} = 9{,}60\cdot 1{,}90 - 0{,}899 - p_{CO_2} = 17{,}38 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2} = (2\cdot 4{,}49 - 0{,}099)\,(-0{,}44) - 0{,}338 + 0{,}899 + p_{CO_2} = p_{CO_2} - 3{,}46.$$

При этом уравнение (6.34) примет вид

$$7{,}38 = \frac{(9{,}60 - p_{CO_2})\,(17{,}38 - p_{CO_2})}{p_{CO_2}\,(p_{CO_2} - 3{,}46)}$$

или

$$6{,}38p^2_{CO_2} + 1{,}46p_{CO_2} - 166{,}4 = 0,$$

откуда

$$p_{CO_2} = \frac{-1{,}46 + \sqrt{1{,}46^2\cdot 4\cdot 166{,}4\cdot 6{,}38}}{2\cdot 6{,}38} = 5{,}00;$$

$$p_{CO} = 9{,}60 - 5{,}00 = 4{,}60; \quad p_{H_2O} = 17{,}38 - 5{,}00 = 12{,}38;$$

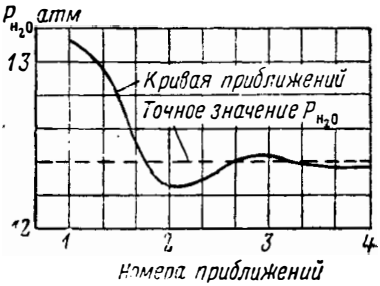
$$p_{H_2} = 5{,}00 - 3{,}46 = 1{,}54.$$

Проверка дает:

$$\sum p_i = 4{,}48 + 5{,}00 + 4{,}60 + 12{,}38 + 1{,}54 + 0{,}96 = 29{,}07 \text{ вместо } p_к = 29 \text{ } атм;$$

$$K_{2a} = \frac{4{,}60 \cdot 12{,}938}{5{,}03 \cdot 1{,}54} = 7{,}37 \text{ вместо } 7{,}38.$$

Сравнение результатов третьего и четвертого приближений (см. табл. 6.2) показывает, что наибольшая разница в p_i не превышает 0,06 *атм*. Поэтому дальнейшие расчеты нецелесообразны. За окончательный принимаем состав продуктов сгорания, полученный в четвертом приближении. Для дальнейших расчетов округляем p_i до второго знака после запятой; при этом не будем учитывать парциальное давление атомарного азота, так как оно весьма мало (всего 0,003 *атм*).



Фиг. 6.24. Сходимость значения p_{H_2O} при определении состава продуктов сгорания топлива методом последовательных приближений.

14. Строим график сходимости парциальных давлений при наших приближениях к точному значению; построение графиков данного типа удобно для контроля за ходом расчетов. Построенный нами график для p_{H_2O} (фиг. 6.24) показывает, что в произведенном расчете можно было ограничиться тремя приближениями. При более высоких температурах сходимость наступает гораздо позже, требуется рассчитывать большое число приближений или переходить к другому, более удобному методу расчетов.

15. Результаты вычисленных p_i сводим в табл. 6.3 и удостоверяемся в отсутствии ошибок в расчете, используя для этого уравнение материального баланса:

$$C_т = \frac{12}{\sum \mu_i p_i}(p_{CO_2} + p_{CO}) = \frac{12}{716{,}8}(5{,}00 + 4{,}60) = 0{,}1605$$

вместо 0,161, принятого для расчета;

$$H_т = \frac{1}{\sum \mu_i p_i}(2p_{H_2O} + 2p_{H_2} + p_{OH} + p_H) = \frac{1}{716{,}8}(2 \cdot 12{,}38 +$$

$$+ 2 \cdot 1{,}54 + 0{,}48 + 0{,}20) = 0{,}0398 \text{ вместо } 0{,}040;$$

$$O_т = \frac{16}{\sum \mu_i p_i} = (2p_{CO_2} + p_{CO} + p_{H_2O} + 2p_{O_2} + p_{OH} + p_{NO} + p_O) =$$

$$= \frac{16}{716{,}8}(2 \cdot 5{,}00 + 4{,}60 + 12{,}38 + 2 \cdot 0{,}14 + 0{,}48 + 0{,}10 + 0{,}05) =$$

$$= 0{,}6215 \text{ вместо } 0{,}622;$$

$$N_т = \frac{14}{\sum \mu_i p_i}(2p_{N_2} + p_{NO}) = \frac{14}{716{,}8}(2 \cdot 4{,}48 + 0{,}10) = 0{,}117$$

вместо 0,177.

Результаты этой проверки показывают, что состав продуктов сгорания топлива через p_i определен без существенных погрешностей.

16. Наконец, определяем другие параметры продуктов сгорания топлива в камере двигателя при заданном давлении $p_к = 30$ *ата* и температуре 3000° К.

Таблица 6.3

Газ	p_i атм	μ_i	$\mu_i p_i$	I'_i ккал/моль	$p_i I'_i$	S_i ккал/кмоль °С	$S_i p_i$	$\lg p_i$	$4{,}57 p_i \lg p_i$	$S_i p_i - 4{,}57 p_i \lg p_i$
N_2	4,48	28	125,5	22,20	99,6	63,77	286,0	0,651	13,3	272,7
CO_2	5,00	44	220,0	−57,31	−286,5	79,91	399,0	0,698	15,9	383,1
CO	4,60	28	128,5	−4,03	−16,5	65,46	312,0	0,673	14,1	297,9
H_2O	12,38	18	123,0	−27,92	−346,0	68,27	845,0	1,093	61,8	783,2
H_2	1,54	2	3,1	21,24	32,7	48,47	74,5	0,187	1,3	73,2
O_2	0,14	32	4,5	23,48	3,3	67,98	9,5	−0,854	−0,5	10,0
OH	0,48	17	8,2	31,55	15,2	61,38	29,4	−0,318	−0,7	30,1
NO	0,10	30	3,0	44,36	4,4	68,85	6,9	−1,000	−0,5	7,4
H	0,20	1	0,2	65,53	14,1	38,86	7,8	−0,698	−0,6	8,4
O	0,05	16	0,8	72,69	3,6	50,09	2,5	−0,302	−0,3	2,8
Сумма	29,07	—	716,8	—	−476,1	—	—	—	—	1868,8

используя для этой цели данные соответствующих таблиц:

а) энергосодержание

$$I_к = \frac{\sum p_i I'_i}{\sum \mu_i p_i} = 1000 \frac{-476{,}1}{716{,}8} = -665;$$

б) молекулярный вес

$$\mu_к = \frac{1}{p_к} \sum \mu_i p_i = \frac{716{,}8}{29{,}07} = 24{,}68;$$

в) газовая постоянная

$$R_к = \frac{848}{\mu_к} = 34{,}3 \ кгм/кг\,°C;$$

г) энтропия

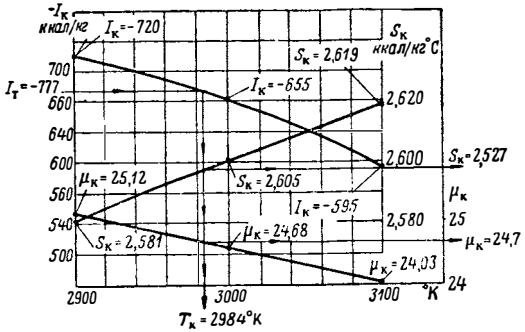
$$S_к = \frac{1}{\sum \mu_i p_i} \sum (S_i p_i - 4{,}57 p_i \lg p_i) - \frac{1868{,}8}{716{,}8} =$$

$$= 2{,}605 \ ккал/кг\,°C.$$

17. Производим аналогичные расчеты при температурах 2900 и 3100° К и полученные результаты сводим в табл. 6.4.

Таблица 6.4

$T_к$ °К	$I_к$ *ккал/кг*	$\mu_к$	$R_к$ *кгм/кг °С*	$S_к$ *ккал/кг °С*
2900	—720	25,12	33,75	2,581
3000	—665	24,68	34,30	2,605
3100	—595	24,03	35,30	2,619



Фиг. 6.25. Графики зависимости $I_к$, $S_к$ и $\mu_к$ от $T_к$ (см. пример 2).

18. Строим графики зависимости $I_к$, $S_к$ и $\mu_к$ от трех выбранных нами значений температуры (фиг. 6.25) и при $I_т = -677$ *ккал/кг* находим теоретические искомые параметры газа в камере сгорания: $T_к = 2984°$ К, $S_к = 2,597$ *ккал/кг* °С, $\mu_к = 24,7$ и $R_к = 34,35$ *кгм/кг* °С.

На этом расчет состояния продуктов сгорания топлива в камере сгорания двигателя заканчивается.

Пример 3. Определить температуру и состав продуктов сгорания топлива, состоящего из этилового спирта 93,5%-ной весовой концентрации ($C_2H_6O \cdot 0{,}178H_2O$) и жидкого кислорода ($O_2$), при $\alpha = 0{,}82$; $p_к = 35$ *атм* и $p_в = 1$ *атм*.

Решение.

1. Производим необходимые предварительные расчеты, выбираем ожидаемую температуру газов в камере сгорания 3300° К, соответственно ей задаемся значениями $p_{O_2} = a^2 = 0{,}95$ и 1,21 *атм* и из таблицы берем численные значения констант равновесия. Затем вычисляем p_i соответствующих газов в такой последовательности, как это показано в табл. 6.5.

Данные этой таблицы показывают, что при $p_{O_2} = 0{,}95$ *атм* $\sum p_i = 26{,}694$ *атм*, а при $p_{O_2} = 1{,}21$ *атм* значение $\sum p_i = 40{,}094$ *атм*. Это значит, что заданному $p_к = 35$ *атм* соответствует значение p_{O_2}, лежащее между 0,95 и 1,121 *атм*.

Для дальнейших расчетов выберем промежуточное значение p_{O_2} (см. табл. 6.5). Затем в результате дополнительных несложных расчетов получим другой, следующий состав продуктов сгорания данного топлива:

$$\sum p_i = p_{CO_2} + p_{CO} + p_{H_2O} + p_{H_2} + p_{OH} + p_{O_2} + p_H + p_O =$$

$$= 6{,}707 + 5{,}821 + 16{,}916 + 1{,}871 + 1{,}744 + 1{,}121 + 0{,}498 + 0{,}322 = 35{,}000 \text{ атм}.$$

Таблица 6.5

№ по пор.	$p_{O_2}=a^2$	0,95	1,21	1,11	1,122
1	a	0,975	1,100	1,054	1,059
2	$p_o=f=a\sqrt{K_{p6}}$	0,296	0,334	0,320	0,322
3	$b=K_{p1}/a$	0,942	0,835	0,871	0,868
4	$1+b$	1,942	1,835	1,871	1,868
5	$A\ (1+b)$	6,172	5,832	5,946	5,937
6	$(B-1)\ (1+b)-1$	3,329	3,090	3,170	3,164
7	$g=\dfrac{A(1+b)}{(B-1)\ (1+b)-1}$	1,854	1,887	1,876	1,876
8	$c=K_{p2}/a$	0,120	0,106	0,111	0,1106
9	$1+c$	1,120	1,106	1,111	1,1106
10	$2\ (1+c)$	2,240	2,212	2,222	2,2212
11	$h=2\ (1+c)-g$	0,386	0,325	0,346	0,3452
12	$\sqrt{c}$	0,346	0,326	0,332	0,3326
13	$d=K_{p3}/\sqrt{c}$	0,408	0,433	0,425	0,424
14	$d\ (g-1)$	0,348	0,384	0,372	0,371
15	$e=\sqrt{c}\sqrt{K_{p1}}$	0,126	0,118	0,121	0,121
16	$n=d\ (g-1)-e$	0,222	0,266	0,251	0,250

Продолжение

№ по пор.					
	$p_{O_2}=a^2$	0,95	1,21	1,11	1,122
17	n^2	0,049	0,071	0,063	0,0625
18	$m=f+2a^2$	2,196	2,754	2,540	2,562
19	$4hgm$	6,286	6,756	6,594	6,636
20	$\sqrt{n^2+4hgm}$	2,517	2,613	2,580	2,588
21	$s=n+\sqrt{n^2+4hgm}$	2,739	2,879	2,831	2,838
22	$\sqrt{p_{H_2O}}=s/2h$	3,548	4,429	4,091	4,113
23	p_{H_2O}	12,586	19,612	16,738	16,914
24	$2p_{H_2O}$	25,172	39,224	33,476	33,828
25	$p_{H_2}=cp_{H_2O}$	1,510	2,079	1,858	1,871
26	$2p_{H_2}$	3,020	4,158	3,716	3,742
27	$p_{OH}=d\sqrt{p_{H_2O}}$	1,448	1,918	1,739	1,744
28	$p_H=e\sqrt{p_{H_2O}}$	0,447	0,523	0,495	0,498
29	$t=2p_{H_2O}+2p_{H_2}+p_{OH}+p_O$	30,087	45,823	39,426	39,812
30	$p_{CO_2}=\frac{t}{A\ (1+b)}$	4,875	7,857	6,631	6,706
31	$p_{CO}=b\,p_{CO_2}$	4,589	6,561	5,776	5,821
32	Σp_i	26,694	40,094	34,667	34,997

2. Так как вычисленное значение этих продуктов сгорания топлива $I_к$ при 3300° К получается меньше энергосодержания данного топлива $I_т$, то произведем аналогичный расчет для другой более высокой температуры 3400° К и найдем другие значения $\sum p_i$ и $I_к$.

На основании полученного таким образом значения $I_к$ установим, что температура $T_к$, соответствующая значению $I_т$, лежит в пределах 3300—3400° К.

В этом случае для определения температуры газов воспользуемся методом линейной интерполяции. Необходимые для этого расчетные коэффициенты M и N вычислим совместным решением следующих двух линейных уравнений:

$$M + T_{к1}N = I_{к1} \text{ и } M + T_{к2}N = I_{к2}.$$

Используя интерполяционное уравнение $M + T_кN = I_т$, получим искомую температуру газов в камере сгорания двигателя:

$$T_к = \frac{I_т + M}{N} = 3358° \text{ К}.$$

При этой температуре расчетами найдем следующий состав продуктов сгорания топлива, при котором $I_к = I_т$:

$$\sum p_i = p_{CO_2} + p_{CO} + p_{H_2O} + p_{H_2} + p_{OH} + p_{O_2} + p_H + p_O =$$

$$= 6{,}293 + 6{,}081 + 16{,}358 + 2{,}023 + 1{,}969 + 1{,}268 + 0{,}601 + 0{,}407 = 35{,}000 \text{ *атм.*}$$

Это значит, что найденная температура $T_к$ соответствует заданному значению $p_к$.

Затем можно вычислить другие характеристики продуктов сгорания топлива.

Аналогичный метод определения состава продуктов сгорания топлива, в состав которого не входит азот, приведен в работе Г. Б. Синярева и М. В. Добровольского [1].

§ 11. Определение теоретической температуры и состава продуктов сгорания топлива в выходном сечении сопла камеры двигателя

Для расчетов ЖРД наиболее часто используется метод, основанный на допущении полной химической и энергетической равновесности состава газов по длине сопла. При этом некоторое отставание химического изменения состава газов при их истечении от требуемой равновесности, фактически имеющей место в основном в закритической части сопла, обычно учитывается некоторым уменьшением вычисленной теоретической скорости истечения или теоретической удельной тяги (на 1—2% при длине закритической части сопла порядка 0,1—0,2 *м*).

Для определения этим методом теоретической температуры и соответствующего ей состава продуктов сгорания топлива в выходном и в любом поперечном сечении сопла камеры двигателя при заданном давлении $p_в$ используются те же уравнения констант равновесия и материального баланса, что и для камеры сгорания (см. гл. 6, § 10).

[1] Г. Б. Синярев и М. В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели, Оборонгиз, 1957.

Эта система уравнений применительно к выходному (или любому) сечению сопла дополняется уравнением условия изэнтропичности процесса расширения газов:

$$S_к = S_в = \frac{1}{\mu_в p_в} \sum (S_i - R \ln p_i) p_i = \\ = \frac{1}{\mu_в p_в} \sum (S_i p_i - 4{,}57 p_i \lg p_i) \text{ ккал/кг °C}, \qquad (6.59)$$

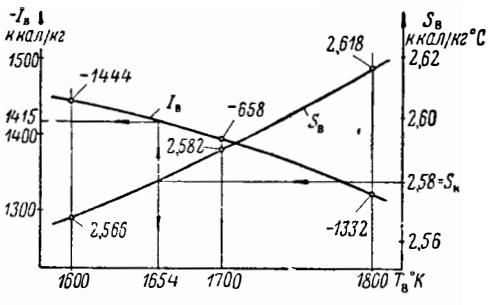
где $S_к$ и $S_в$ — соответственно абсолютная энтропия продуктов сгорания топлива в камере сгорания и на срезе сопла в *ккал/кг* °C;

S_i — абсолютная энтропия i-го газа в смеси при температуре $T_в$ и давлении 1 *ата* в *ккал/моль* °C, берется из приложения IV;

$R = 1{,}987$ — универсальная газовая постоянная продуктов сгорания топлива в *ккал/моль* °C;

p_i — парциальное давление i-го газа в смеси на выходе из сопла двигателя в *ата*.

Для определения состава продуктов сгорания топлива в выходном сечении сопла при условии изэнтропического расширения обычно задаются тремя значениями предполагаемой температуры этих продуктов $T_в$ и подобно предыдущему (см. гл. 6, § 10) определяют соответствующие им парциальные давления p_i. После этого при каждой из температур по приведенной выше формуле вычисляют значения энтропии всей газовой смеси $S_в$. Затем строят график зависимости значений $S_в$ от трех выбранных значений температур $T_в$ (фиг. 6. 26).



Фиг. 6. 26. Графическое определение температуры и энергосодержания продуктов сгорания топлива в выходном сечении сопла двигателя.

Так как при изэнтропическом истечении энтропия газовой смеси в выходном сечении сопла $S_в$ равна ее значению в камере сгорания $S_к$, то, вычислив

$$S_к = \frac{1}{\mu_к p_к} \sum (S_i p_i - 4{,}57 p_i \lg p_i) \text{ ккал/кг °C}, \qquad (6.60)$$

по графику на фиг. 6. 26 можно определить искомое значение $T_в$, а затем найти соответствующий ей состав продуктов сгорания топлива, значения $I_в$, $\mu_в$, $K_в$, $\gamma_в$ и другие характеристики.

В этом случае задача решения системы уравнений для определения парциальных давлений газов упрощается тем, что в выходном сечении сопла температура продуктов сгорания значительно ниже, чем в камере сгорания, в силу чего можно пренебречь содержанием OH, O_2, O, NO и N из-за незначительного содержания этих газов. Такое допущение не вносит существенной погрешности в результате расчетов и значительно их упрощает. Расчеты по определению p_i обычно производятся весьма быстро, так как результаты вычислений уже в первом приближении оказываются достаточно точными.

Для приближенного выбора значения ожидаемой температуры газов в выходном сечении сопла может служить известная формула адиабатической зависимости параметров газа:

$$T_{\text{в.ож}} = T_{\text{к}} \left(\frac{p_{\text{в}}}{p_{\text{к}}} \right)^{\frac{k-1}{k}}, \qquad (6.61)$$

где k — показатель изэнтропы расширения газов в сопле камеры двигателя, приближенное значение которого можно брать из табл. 6. 6.

Таблица 6.6

Продукты сгорания топлива	Значение k
Керосин с жидким кислородом	1,12—1,14
Керосин или тонка-250 с азотной кислотой или ее производными	1,16—1,18
Этиловый спирт с жидким кислородом	1,13—1,16
Гидразин с жидким кислородом	1,16—1,19
Гидразин с жидким фтором	1,18—1,20
Гидразин с трифторидом хлора	1,21—1,23
Димазин с жидким кислородом	1,13—1,20
Димазин с монооксью фтора	1,15—1,17
Аммиак с жидким фтором	1,23—1,27

Бо́льшие значения показателя k соответствуют более высоким давлениям $p_{\text{к}}$ в камере сгорания и более низким коэффициентам избытка окислителя α в топливе.

Точные значения k можно взять из расчетных таблиц в зависимости от вида топлива и величин $p_{\text{к}}$ и α.

Теоретическая скорость изэнтропического истечения газов в выходном сечении сопла камеры двигателя определяется по формуле

$$w_{\text{в}} = \sqrt{2g427\,(I_{\text{к}} - I_{\text{в}})} = 91{,}53\sqrt{I_{\text{к}} - I_{\text{в}}}\ м/сек. \qquad (6.62)$$

Состояние отдельных газов в смеси (как в камере сгорания, так и в сопле) можно принимать идеальным, т. е. считать, что каждый из них (но не смесь в целом) подчиняется уравнению состояния $pv=RT$, где $R\frac{848}{\mu}$ — характеристическая газовая постоянная.

Теоретическая площадь выходного сечения сопла определится по формуле

$$F_{\text{в}}=\frac{G_s v_{\text{в}}}{w_{\text{в}}}=\frac{Pv_{\text{в}}}{P_{\text{уд}}w_{\text{в}}}, \tag{6.63}$$

где P — тяга двигателя;

$v_{\text{в}}$ — удельный объем продуктов сгорания в этом сечении сопла.

Для определения теоретической площади критического сечения сопла камеры предварительно находят теоретические значения параметров газов:

а) средний показатель изэнтропы истечения

$$k_1=\lg\frac{p_{\text{к}}/p_{\text{в}}}{v_{\text{в}}/v_{\text{к}}}; \tag{6.64}$$

б) давление в критическом сечении сопла

$$p_{\text{кр}}=p_{\text{к}}\left(\frac{2}{\text{к}_1+1}\right)^{\frac{\text{к}_1}{k_1-1}}; \tag{6.65}$$

в) удельный объем в критическом сечении сопла

$$v_{\text{кр}}=v_{\text{к}}(p_{\text{к}}/p_{\text{кр}})^{\frac{1}{\text{к}_1}}; \tag{6.66}$$

г) скорость в критическом сечении сопла

$$w_{\text{кр}}=\sqrt{gk_1p_{\text{кр}}v_{\text{кр}}}. \tag{6.67}$$

При этом площадь критического сечения сопла определится по формуле

$$F_{\text{кр}}=\frac{G_s v_{\text{кр}}}{w_{\text{кр}}}. \tag{6.68}$$

Средний показатель изэнтропы истечения при $R_{\text{к}}=R_{\text{в}}$

$$k_2=\frac{\lg(p_{\text{в}}/p_{\text{к}})}{\lg(p_{\text{в}}T_{\text{к}}/p_{\text{к}}T_{\text{в}})}. \tag{6.69}$$

Значения k_1 немного больше k_2; при увеличении коэффициента избытка окислителя в топливе они уменьшаются, а при повышении давления в камере сгорания — увеличиваются.

Средний показатель изэнтропы истечения газов k_1 можно использовать при газодинамическом расчете характеристик или основных геометрических размеров двигателя, коэффициента тяги, удельной тяги, удельных площадей критического и выходного сече-

ний сопла камеры и т. п. Средний показатель изэнтропии истечения газов k_2 может быть использован при расчетах, связанных с определением температуры газов.

Пример 4. Определить состав и другие характеристики продуктов сгорания топлива в выходном сечении сопла камеры двигателя по данным предыдущего примера, если $p_в = 0{,}9$ *ата*.

Решение

1. Определим ожидаемую температуру газов в выходном сечении сопла, выбирая для этой цели значение показателя изэнтропы $k = 1{,}17$ (см. табл. 5.20):

$$T_{в.ож} = T_к\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}} = 2984\left(\frac{0{,}9}{30}\right)^{\frac{1{,}17-1}{1{,}17}} = 1670^\circ \text{ К}.$$

Исходя из полученного значения $T_{в.ож}$ для расчетов состава продуктов сгорания, принимаем температуры $T_в = 1600$; 1700 и 1800° К.

2. Выражаем заданное давление газов в выходном сечении сопла в физических атмосферах:

$$p_в = \frac{0{,}9}{1{,}033} = 0{,}87 \text{ } атм.$$

3. Вначале выполним расчеты при температуре 1700° К, считая парциальные давления газов O_2, OH, NO, H, O и N равными нулю (из-за их малости при низких температурах и $\alpha < 1$).

При этом допущении продукты сгорания топлива в выходном сечении сопла камеры двигателя будут состоять только из пяти основных газов, парциальные давления которых в первом приближении равны:

$$p_{N_2} = \frac{p_в}{2Q + R + 1} = \frac{0{,}87}{2 \cdot 1{,}06 + 3{,}16 + 1} = 0{,}139;$$

$$p_{CO} = 2Qp_{N_2} - p_{CO_2} = 2 \cdot 1{,}06 \cdot 0{,}139 - p_{CO_2} = 0{,}294 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2O} = 2Qp_{N_2}(S-1) - p_{CO_2} = 0{,}294\,(2{,}90-1) - p_{CO_2} = 0{,}554 - p_{CO_2};$$

$$p_{H_2} = 2p_{N_2}\left[\frac{R}{2} - Q(S-1)\right] + p_{CO_2} = 2 \cdot 0{,}139\left[\frac{3{,}16}{2} - 1{,}06\,(2{,}90-1)\right] + p_{CO_2} = p_{CO_2} - 0{,}122.$$

По таблице при 1700° К найдем $K_{2a} = 3{,}56$ и в результате получим

$$3{,}56 = \frac{(0{,}294 - p_{CO_2})(0{,}554 - p_{CO_2})}{p_{CO_2}(p_{CO_2} - 0{,}122)}$$

или

$$2{,}56p_{CO_2}^2 + 0{,}414p_{CO_2} - 0{,}164 = 0,$$

откуда

$$p_{CO_2} = \frac{-0{,}144 + \sqrt{0{,}414^2 + 4 \cdot 2{,}56 \cdot 0{,}164}}{2 \cdot 2{,}56} = 0{,}184;$$

$$p_{CO} = 0{,}294 - 0{,}184 = 0{,}110; \quad p_{H_2O} = 0{,}554 - 0{,}184 = 0{,}370;$$

$$p_{H_2} = 0{,}184 - 0{,}122 = 0{,}062.$$

Проверка дает

$$\sum_i p_i = 0{,}139 + 0{,}184 + 0{,}110 + 0{,}370 + 0{,}062 = 0{,}865 \text{ вместо } 0{,}87;$$

$$K_{2a} = \frac{0{,}110 \cdot 0{,}370}{0{,}184 \cdot 0{,}062} = 3{,}57 \text{ вместо } 3{,}56.$$

Оказывается, что состав продуктов сгорания топлива в выходном сечении сопла камеры двигателя нами найден без существенных погрешностей.

Из табл. 6.7 видно, что из числа газов, p_i которых нами приняты равными нулю, наибольшее p_i имеет газ OH, поэтому определим его значение в выходном сечении сопла:

$$p_{OH} = K_{рз} \frac{p_{H_2O}}{\sqrt{p_{H_2}}} = 0{,}625 \cdot 10^{-5} \frac{0{,}370}{\sqrt{0{,}062}} \approx 0{,}00001 \ ama.$$

Полученное p_i газа OH показывает, что вычисленный нами состав продуктов сгорания на выходе из сопла в первом приближении достаточно точен.

Результаты расчетов сводим в табл. 6.7, в которой помещаем и другие данные.

Таблица 6.7

Газ	p_i ama	μ_i	$\mu_i p_i$	I'_i кал/моль	$I'_i p_i$	S_i кал/моль	$S_i p_i$	$\lg p_i$	$4{,}57\, p_i \lg p_i$	$S_i p_i - 4{,}57 p_i \lg p_i$
N_2	0,139	28	3,89	10,89	1,52	58,84	8,18	—0,857	—0,55	8,73
CO_2	0,184	44	8,10	—76,42	—14,02	71,58	13,17	—0,735	—0,62	13,79
CO	0,110	28	3,08	—15,41	—1,70	60,50	6,66	—0,958	—0,49	7,15
H_2O	0,370	18	6,65	—43,97	—16,25	61,29	22,68	—0,432	—0,73	23,41
H_2	0,062	2	0,12	10,27	0,64	43,70	2,71	—0,207	—0,34	3,05
Сумма	0,865	—	21,74	—	29,81	—	—	—	—	56,13

4. Проверяем расчет, используя для этого уравнение материального баланса:

$$C_т = \frac{12}{\sum_i \mu_i p_i} (p_{CO_2} + p_{CO}) = \frac{12}{21{,}74} (0{,}184 + 0{,}110) = 0{,}162 \text{ вместо } 0{,}161;$$

$$H_т = \frac{1}{\sum_i \mu_i p_i} (2p_{H_2O} + 2p_{H_2}) = \frac{1}{21{,}74} (2 \cdot 0{,}370 + 2 \cdot 0{,}062) = 0{,}039 \text{ вместо } 0{,}040;$$

$$O_т = \frac{16}{\sum_i \mu_i p_i} (2p_{CO_2} + p_{CO} + p_{H_2O}) = \frac{16}{21{,}74} (2 \cdot 0{,}184 + 0{,}110 + 0{,}370) =$$

$$= 0{,}623 \text{ вместо } 0{,}622;$$

$$N_т = \frac{14}{\sum_i \mu_i p_i} 2p_{N_2} = \frac{14}{21{,}74} 2 \cdot 0{,}139 = 0{,}179 \text{ вместо } 0{,}177.$$

Эта проверка показывает, что в определении p_i существенных погрешностей нет.

5. Определяем другие теоретические параметры продуктов сгорания топлива в выходном сечении сопла камеры двигателя:

а) энергосодержание

$$I_в = \frac{\sum_i p_i I'_i}{\sum \mu_i p_i} = \frac{-29,81}{21,74} = -1370 \text{ ккал/кг};$$

б) молекулярный вес

$$\mu_в = \frac{1}{p_в} \sum_i \mu_i p_i = \frac{1}{0,865} = 21,74 = 25,12;$$

в) газовая постоянная

$$R_в = \frac{848}{\mu_в} = \frac{848}{25,12} = 33,8 \text{ кгм/кг °C};$$

г) энтропия

$$S_в = \frac{1}{\sum_i \mu_i p_i} (S_i p_i - 4,57 p_i \lg p_i) = \frac{56,13}{21,74} = 2,597 \text{ ккал/кг °C}.$$

6. Аналогично приводим вычисления при температурах газов 1600 и 1800° К и полученные результаты сводим в табл. 6.8.

Таблица 6.8

$T_в$ °К	$I_в$ ккал/кг	$S_в$ ккал/кг °C	$\mu_в$	$R_в$ кгм/кг °C
1600	—1440	2,532	25,32	33,5
1700	—1370	2,582	25,12	33,7
1800	—1312	2,640	24,9	34,1

7. Строим графики зависимости $I_в$, $S_в$ и $\mu_в$ от выбранных значений температуры (фиг. 6.27) и при помощи его находим при $S_к = 2,597$ ккал/кг °C следующие теоретические значения параметров газа в выходном сечении сопла камеры двигателя:

$T_в = 1730°$ К, $I_в = -1355$ ккал/кг, $\mu_в = 25,05$ и $R_в = 33,9$ кгм/кг °C.

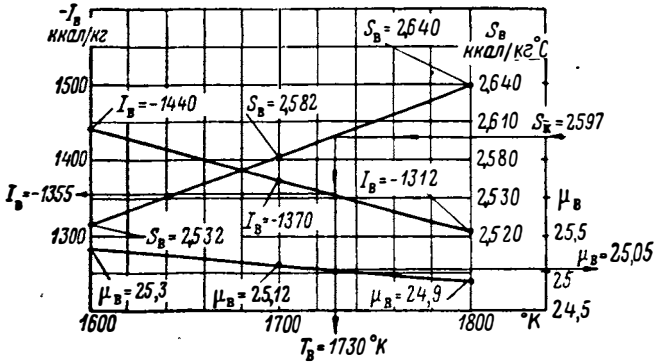
8. Вычисляем другие теоретические параметры газа в выходном сечении сопла:

а) удельный вес

$$\gamma_в = \frac{p_в}{R_в T_в} = \frac{0,9 \cdot 10^4}{33,9 \cdot 1730} = 0,1535 \text{ кг/м}^3;$$

б) скорость истечения

$$w_в = 91,53 \sqrt{I_к - I_в} = 91,53 \sqrt{-677 - (-1355)} = 2380 \text{ м/сек};$$



Фиг. 6.27. Графики зависимости $I_в$, $S_в$ и $\mu_в$ от $T_к$ (см. пример 4).

в) удельное выходное сечение сопла

$$f_{уд.в}=\frac{1}{\gamma_в w_в}=\frac{1}{0,1535\cdot 2380}=26,4\cdot 10^{-4}\ м^2/кг=26,4\ см^2/кг.$$

§ 12. Определение действительных параметров и характеристик ЖРД

Термодинамическим расчетом ЖРД обычно определяют теоретические параметры и характеристики двигателя при условии:

1) полного физического сгорания используемого топлива в камере сгорания двигателя до химически и энергетически равновесного состава образующихся газов;

2) химического и энергетического равновесия при истечении газов из камеры через сопло в окружающую среду;

3) наличия в камере сгорания только одной побочной потери энергии топлива вследствие диссоциации газов, учитываемой непосредственно при определении теоретической температуры в камере сгорания;

4) отсутствия отдачи тепла этими газами в окружающую среду через поверхности камеры двигателя;

5) одинакового химического состава и одинаковых термодинамических параметров газового потока в любом поперечном сечении сопла, начиная от камеры сгорания до выходного сечения сопла;

6) полностью соосного газового потока на выходе из сопла;

7) потери энергии топлива с уходящими газами согласно второму закону термодинамики, учитываемой термическим к. п. д. двигателя (при адиабатическом истечении).

Вычисленные при этом теоретические значения температуры газов в камере сгорания и в выходном сечении сопла, скорость исте-

чения и удельная тяга ЖРД оказываются завышенными относительно их реальных значений, получаемых при испытаниях двигателя на стенде.

В реальных условиях работы двигателя имеют место:

1) некоторая физическая неполнота сгорания топлива вследствие несовершенства перемешивания компонентов топлива и ограниченного времени пребывания их в камере сгорания для уменьшения ее объема и веса, что приводит к недобору рабочего давления газов в камере сгорания относительно его расчетного теоретического значения;

2) термическое сопротивление камеры сгорания газовому потоку вследствие нагревания его по мере выгорания топлива, что также приводит к некоторому понижению давления газового потока по длине камеры сгорания (в существующих конструкциях двигателей эта потеря давления в конце камеры сгорания не превышает 0,4—1% от давления газов у головки камеры);

3) некоторая потеря энергии газов в сопле двигателя вследствие неполного догорания топлива, неравномерности истечения (недостаточной рекомбинации и релаксации молекул газов), трения молекул газов друг о друга и о поверхность сопла и несоосности линий токов газов на выходе из сопла;

4) отдача тепла от газов в окружающую среду через поверхность оболочки камеры двигателя, величина которой в существующих конструкциях ЖРД незначительна (не превышает 0,5—1% от теплотворности топлива) и поэтому при расчетах часто не учитывается.

Уровень достигнутых знаний пока не позволяет вести расчет истечения с учетом всех этих усложняющих явлений, а следовательно, точно определить скорость истечения и пропорциональную ей удельную тягу.

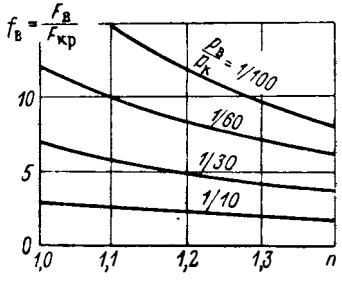
Так как явления, сопровождающие процесс преобразования в сопле тепловой энергии в кинетическую, протекают в основном с выделением тепла, то формально можно считать, что истечение представляет собой политропический процесс с переменным показателем по длине сопла. При этом количественное влияние всех факторов на процесс расширения газов в сопле камеры двигателя можно характеризовать одним параметром — показателем политропы n, величина которого по длине сопла переменна и может быть приближенно оценена на основании данных экспериментов. На фиг. 6. 28 показана зависимость $f_в$ от n для разных $p_в/p_к$.

Так как количественный теоретический учет влияния перечисленных выше факторов на рабочие процессы в камере сгорания и в сопле в настоящее время невозможен, то расчеты проектируемых ЖРД приходится производить по теоретическим параметрам и характеристикам двигателя с привлечением соответствующих экспериментальных коэффициентов.

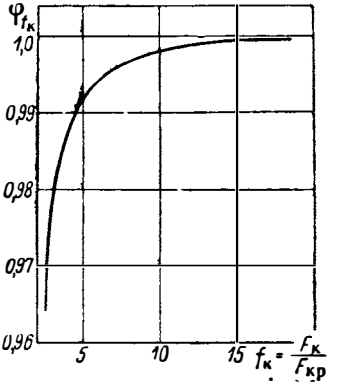
С учетом изложенного зависимость действительной удельной тяги двигателя $P_{уд}$ от теоретической $P_{уд.т}$, вычисленной при термодинамическом расчете двигателя, выразится равенством

$$P_{уд}=\varphi_{уд}P_{уд.т}, \tag{6.70}$$

где $\varphi_{уд}=P_{уд}/P_{уд.т}=\varphi_{p_к}\varphi_{f_к}\varphi_c\approx 0{,}90\div 0{,}98$ — коэффициент полноты удельной тяги камеры реального ЖРД, учитывающий потерю удельной тяги относительно ее теоретического значения $P_{уд.т}$ вследствие несовершенства рабочего процесса в двигателе; (этот



Фиг. 6.28. Зависимость безразмерной площади сопла двигателя от перепада в нем давления и показателя политропы расширения газов.



Фиг. 6.29. Изменение коэффициента теплового сопротивления камеры сгорания $\varphi_{f_к}$ от ее безразмерной площади $f_к$.

коэффициент не учитывает потерю $P_{уд}$ вследствие неоптимального расширения газов в сопле);

$\varphi_{p_к}\approx 0{,}95\div 0{,}99$ — коэффициент полноты давления газов в камере сгорания, учитывающий уменьшение удельной тяги камеры двигателя относительно ее теоретического значения вследствие недобора в ней давления газов из-за частичной физической неполноты сгорания топлива;

$\varphi_{f_к}$ — коэффициент учета термического сопротивления камеры сгорания, т. е. уменьшения удельной тяги камеры двигателя относительно ее теоретического значения вследствие снижения по длине камеры сгорания давления газов в результате их скоростного разгона при разогреве, который при $f_к=F_к/F_{кр}\geqslant 5$ можно принимать равным единице, а при $f_к=2\div 4$ он равен 0,96—0,99 (фиг. 6.29);

φ_c — коэффициент полноты скорости истечения газов из сопла камеры, учитывающий уменьшение удельной тяги камеры двигателя относительно ее теоретического значения вследствие потерь энергии газов при истечении; значение его колеблется в пределах:

$\varphi_c \approx 0{,}95 \div 0{,}97$ — для конических сопел и
$\varphi_c \approx 0{,}98 \div 0{,}99$ — для профилированных сопел.

Для иллюстрации на фиг. 6. 29 показана зависимость $\varphi_{f_к}$ от $f_к$ двигателя, работающего на топливе тонка-250 + 80% HNO_3 98%-ной и 20% N_2O_4 при $p_к = 25 \div 30$ *ата*.

Коэффициент полноты давления газов в камере сгорания двухкомпонентного газогенератора $\varphi_{г_к} \approx 0{,}85 \div 0{,}86$, а коэффициент полноты скорости истечения газа из сопла выхлопной трубы турбины $\varphi_c \approx 0{,}97 \div 0{,}98$. При этом коэффициент полноты тяги, создаваемой отработавшим газом турбонасосной установки, $\varphi_{зд} \approx 0{,}82 \div 0{,}84$.

При расчете проектируемого ЖРД значения коэффициентов $\varphi_{p_к}$ и φ_c выбирают на основании данных статистики с учетом соответствия конструктивных данных проектируемого двигателя конструктивным и эксплуатационным характеристикам существующего двигателя, при испытаниях которого получены интересующие нас коэффициенты.

Коэффициент полноты давления газов в камере сгорания ЖРД выражается формулой

$$\varphi_{p_к} = \beta / \beta_т, \tag{6.71}$$

где $\beta_т = p_{к.т} F_{кр.т} / G_{s\,т}$ — теоретический импульс давления газов в камере сгорания двигателя в $\frac{кг}{кг/сек}$, определяемый из уравнения теоретического секундного расхода топлива в камеру сгорания двигателя:

$$G_{s\,т} = \frac{p_{к.т} F_{кр.т}}{\sqrt{R_{к.т} T_{к.т}}} A \ кг/сек, \tag{6.72}$$

т. е.

$$\beta_т = \frac{\sqrt{R_{к.т} T_{к.т}}}{A} \frac{кг}{кг/сек}; \tag{6.73}$$

$\beta = \frac{p_к F_{кр}}{G_s}$ — действительный импульс давления газов в камере сгорания двигателя, который можно определить для существующего двигателя по замеренным параметрам рабочего процесса во время испытаний на стенде, а для проектируемого двигателя — по выбранному значению коэффициента $\varphi_{p_к}$ и вычисленной величине β, т. е. по формуле

$$\beta = \varphi_{p_к} \beta_т \frac{кг}{кг/сек}. \tag{6.74}$$

Для существующих топлив и условий их сжигания в ЖРД имеем $\beta_т \approx 160 \div 222$ *кг сек/кг*.

В иностранной литературе параметры $\beta_т$ и β принято называть соответственно теоретической и действительной характеристической скоростью стационарного процесса сгорания топлива в камере ЖРД, а параметр $\varphi_{p_к}=\beta/\beta_т$ — коэффициентом полноты превращения топлива в камере двигателя в продукты сгорания.

Для определения коэффициента полноты удельной тяги $\varphi_{уд}=P_{уд}/P_{уд.т}$ нужно по данным испытаний двигателя на стенде вычислить удельную тягу $P_{уд}=P/G_s$, а затем при замеренных во время этих испытаний значениях давлений газов $p_к$ и $p_в$ вычислить термодинамическим расчетом теоретическую удельную тягу $P_{уд.т}$.

Все измерения при испытаниях ЖРД являются достаточно сложными, так как они обычно производятся в весьма короткое время и дистанционно (по требованию правил техники безопасности). Однако величины абсолютной тяги двигателя, секундных расходов компонентов топлива в камеру сгорания и давления в ней в настоящее время можно замерять с достаточной для практики точностью. До сих пор мало освоены замеры давления газов в выходном сечении сопла $p_в$.

Если давление $p_в$ экспериментально не замеряется, то его можно приближенно вычислить по формуле $f_в=F_в/F_{кр}$.

При экспериментальном определении коэффициентов $\varphi_{p_к}$ и φ_c теоретический расчет теплового процесса двигателя целесообразно вести по данным испытаний двигателя на стенде ($p_к$, G_s и $\chi=G_{s\,о}/G_{s\,г}$), в связи с чем величины $p_к$ и G_s в формуле

$$\varphi_{p_к}=\frac{\beta}{\beta_т}=\frac{(p_к F_{кр}/G_s)_{исп}}{p_{к.т}F_{кр.т}/G_{s\,т}} \qquad (6.75)$$

сокращаются и поэтому $\varphi_{p_к}=F_{кр}/F_{кр.т}$.

Если при испытаниях ЖРД на стенде выдерживается заданный режим работы по секундному расходу топлива так, что $G_s=G_{s\,т}$, то при этом $\varphi_{p_к}=p_к/p_{к.т}$, а если $p_к=p_{к.т}$, то $\varphi_{p_к}=G_{s\,т}/G_s$.

Определив $\varphi_{уд}$ и $\varphi_{p_к}$, а также считая для изобарической камеры сгорания $\varphi_{f_к}=1$, можно вычислить коэффициент полноты скорости истечения газов из сопла двигателя, т. е.

$$\varphi_c=\frac{\varphi_{уд}}{\varphi_{p_к}}. \qquad (6.76)$$

Разделение потерь энергии топлива на потери в камере сгорания и сопле двигателя удобно тем, что при этом легче выяснить причины, снижающие $P_{уд}$, и наметить пути для уменьшения потерь энергии используемого топлива.

Характеристики двигателя по экспериментальным коэффициентам определяют следующим образом:

1. Задавшись значениями коэффициентов $\varphi_{p_к}$ и φ_c, определяют удельную тягу двигателя:

$$P_{уд}=\varphi_{p_к}\varphi_c P_{уд.т}\ \frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек} \tag{6.77}$$

и секундный расход топлива в камеру сгорания ($p_к=p_{к.т}$):

$$G_s=\frac{P}{P_{уд}}=\frac{G_{s\,т}}{\varphi_{p_к}\varphi_c}\ кг/сек. \tag{6.78}$$

2. Площадь критического сечения сопла определяют при том же условии ($p_к=p_{к.т}$) по уравнению

$$\frac{p_к F_{кр}}{G_s}=\varphi_{p_к}\frac{p_{к.т}F_{кр.т}}{G_{s\,т}}\quad\text{или}\quad\frac{F_{кр}}{G_s}=\varphi_{p_к}\frac{F_{кр.т}}{G_s\varphi_{p_к}\varphi_c}=\frac{F_{кр.т}}{G_s\varphi_c},$$

т. е.

$$F_{кр}=\frac{F_{кр.т}}{\varphi_c}\ см^2.$$

3. Определяют безразмерную площадь выходного сечения сопла:

$$f_в=F_в/F_{кр}.$$

4. По приведеным выше формулам вычисляют коэффициенты $\beta_т$ и β.

5. Определяют теоретический коэффициент тяги двигателя при работе в пустоте:

$$K_{п.т}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}\frac{k}{\sqrt{k^2-1}}\sqrt{1-\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}}\times$$

$$\times\left[1+\frac{k-1}{2k}\frac{\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}}{1-\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{k-1}{k}}}\right], \tag{6.79}$$

а затем вычисляют действительное значение коэффициента тяги двигателя по формуле

$$K_п=\varphi_c K_{п.т}.$$

6. Определяют площадь критического сечения сопла по формуле тяги камеры двигателя при работе в атмосфере:

$$P_н=K_п p_к F_{кр}-F_в p_а=K_п p_к F_{кр}\left(1-\frac{f_в}{K_п}\frac{p_а}{p_к}\right)=Ap_к-B\frac{p_а}{p_к},$$

т. е.

$$F_{кр}=\frac{P_н}{K_п p_к\left(1-\frac{f_в}{K_п}\frac{p_а}{p_к}\right)}\ см^2. \qquad (6.80)$$

7. Определяют удельную тягу двигателя в пустоте и в атмосфере:

$$P_{уд.п}=\frac{P_п}{G_s}=\beta K_п\ \frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек} \qquad (6.81)$$

и

$$P_{уд.н}=\frac{P_н}{G_s}=P_{уд.п}-\frac{F_в p_а}{G_s}=\beta K_п-\frac{F_в p_а}{p_к F_{кр}/\beta}=\beta\left(K_п-f_в\frac{p_а}{p_к}\right)=$$

$$=C+D\frac{p_а}{p_к}.$$

Приведенные здесь формулы абсолютной и удельной тяг

$$P_н=Ap_к-B\frac{p_а}{p_к}\quad и\quad P_{уд.н}=C-D\frac{p_а}{p_к}$$

можно использовать для расчета высотных характеристик двигателя, считая A, B, C и D постоянными величинами. При этом нужно задаваться рядом значений высоты полета и соответственно им по таблице брать $p_а$.

8. Определяют секундный расход топлива в камеру сгорания

$$G_s=\frac{P_п}{P_{уд.п}}=\frac{P_н}{P_{уд.н}}=\frac{p_к F_{кр}}{\beta}=Ep_к\ кг/сек.$$

Эти формулы можно также использовать для расчетов расходных характеристик двигателя, считая E и $F_{кр}$ постоянными величинами. При этом нужно задаться рядом значений $p_к$ или G_s (от максимума до минимума) и вычислить соответственно G_s или $p_к$.

Вследствие затруднений, связанных с поддержанием постоянства расхода топлива при определении расходной характеристики двигателя при испытании его на стенде, часто для расходной характеристики в качестве переменной величины принимают не расход, а пропорциональную ему величину давления в камере сгорания $p_к$.

Не следует забывать, что при значительном уменьшении расхода топлива в камеру сгорания в сопле двигателя может наступить настолько большое перерасширение газа, что произойдет отрыв его от поверхности оболочки сопла, сопровождаемый появлением прямого скачка уплотнения газа. При этом скорость газа на выходе из сопла будет дозвуковой, и обычная формула для расчета расходной характеристики, выведенная для сверхзвукового истечения, окажется непригодной для пользования.

Для приближенных расчетов можно использовать следующие зависимости:

$$G_s = \frac{G_{s\,т}}{\varphi_{уд}}; \quad T_к \approx \varphi^2_{p_к} T_{к.т};$$

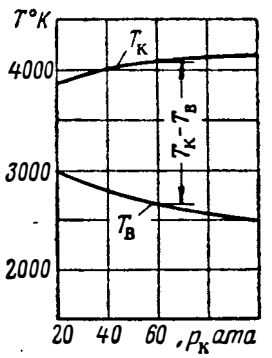
$$v_к \approx \varphi^2_{p_к} v_{к.т}; \quad \gamma_к \approx \frac{\gamma_{к.т}}{\varphi^2_{p_к}} \quad \text{и} \quad F_в = \frac{F_{в.т}}{\varphi_c}. \qquad (6.82)$$

На фиг. 6. 30—6. 33 показано влияние давления газов в камере сгорания $p_к$ и коэффициента окислителя α на параметры ЖРД.

При повышении $p_к$ изменяются параметры продуктов сгорания данного топлива и геометрические размеры и вес сопла камеры двигателя следующим образом:

1) незначительно увеличивается температура сгорания $T_к$ (фиг. 6. 30), что частично объясняется некоторым подавлением с повышением $p_к$ диссоциации газов и, следовательно, ростом коэффициента тепловыделения топлива $\varphi_к$;

2) уменьшается температура газов на выходе из сопла камеры двигателя $T_в$ (см. фиг. 6. 30), что объясняется более значительным снижением с повышением $p_к$ значения $(p_в/p_к)^{\frac{n-1}{n}}$ относительно изменения отношения $T_в/T_к$ в формуле



Фиг. 6. 30. Зависимость $T_к$ и $T_в$ от $p_к$ продуктов сгорания топлива при $\alpha = 1$ *ата*.

$$T_в = T_к \left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{n-1}{n}};$$

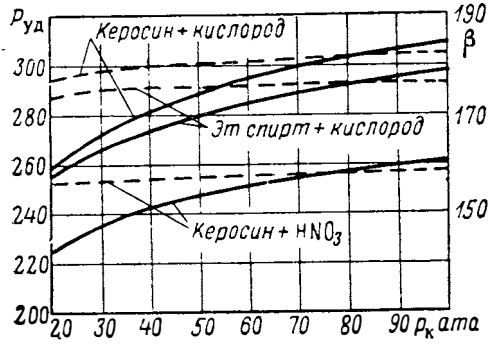
3) весьма слабо увеличивается значение параметра β (фиг. 6.31), что объясняется бо́льшим уменьшением с повышением $p_к$ значения секундного расхода топлива G_s относительно изменения произведения $p_к F_{кр}$ в формуле

$$\beta = \frac{p_к F_{кр}}{G_s};$$

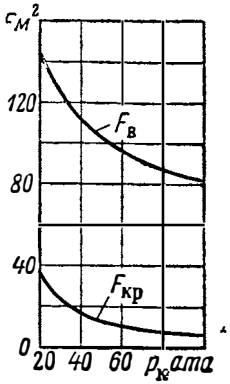
4) уменьшается по гиперболическому закону критическое сечение сопла камеры (см. фиг. 6. 32), что в основном объясняется снижением с повышением $p_к$ секундного расхода топлива в камеру двигателя данной тяги;

5) уменьшается также площадь выходного сечения сопла камеры (см. фиг. 6. 32), что объясняется необходимым изменением с повышением $p_к$ отношения $F_а/F_{кр}$ для сохранения заданного значения давления газов на выходе из сопла $p_а$;

6) уменьшается вес сопла камеры двигателя в связи с уменьшением его габаритов при повышении $p_к$ и, как уже известно, увеличивается удельная тяга;

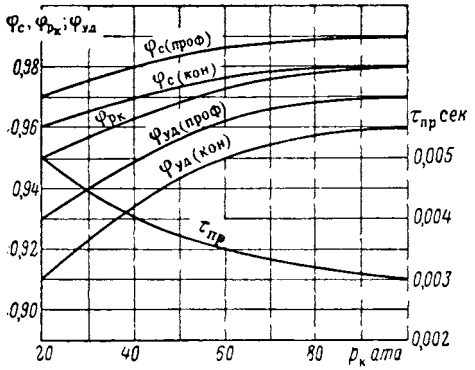


Фиг. 6.31. Зависимость $P_{уд}$ и β от $p_к$.

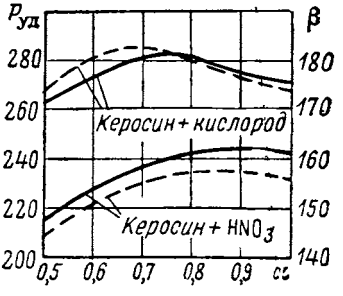


Фиг. 6.32. Зависимость $F_{кр}$ и $F_в$ сопла камеры от $p_к$ при $p_в$=1 *ата*.

7) возрастают коэффициенты $\varphi_{p_к}$, φ_c и $\varphi_{уд}$ и уменьшается время пребывания топлива в камере сгорания $\tau_{пр}$ вследствие интенсификации теплового процесса в камере двигателя (фиг. 6.33).



Фиг. 6.33. Характер изменения $\varphi_{p_к}$, φ_c, $\varphi_{уд}$ и $\tau_{пр}$ в зависимости от $p_к$ при хорошей организации рабочего процесса в камере с коническим и профилированным соплами.



Фиг. 6.34. Зависимость $P_{уд}$ и β от α при $p_в = 1$ *ата*.

На фиг. 6.34 показано изменение удельной тяги $P_{уд}$ и параметра β в зависимости от коэффициента избытка окислителя α для двух топлив.

Пример 4. Определить действительные геометрические размеры сопла и удельную тягу двигателя, имеющего абсолютную тягу у земли 12 547 *кг* и работающего на керосине ($C_г = 0{,}865$ и $H_г = 0{,}135$) и азотной кислоте 98%-ной весовой концентрации при $\chi = 4{,}37$ *кг/кг*, $\alpha = 0{,}8$, $p_к = 30$ *ата*, $p_в = 0{,}9$ *ата*, если $w_{в.т} = 2480$ *м/сек*, $T_{к.т} = 2970°$ К, $T_{в.т} = 1654°$ К и $R_{в.т} = 34$ *кгм/кг* °С.

Р е ш е н и е.

1. Теоретические параметры рабочего тела и характеристики двигателя:

а) удельный вес газов на выходе из сопла

$$\gamma_{в.т} = \frac{p_в}{R_{в.т} T_{в.т}} = \frac{0{,}9 \cdot 10^4}{34 \cdot 1654} = 0{,}16 \ кг/м^3;$$

б) удельное выходное сечение сопла

$$f_{уд.в.т} = \frac{1 \ кг}{\gamma_{в.т} w_{в.т}} = \frac{1}{0{,}16 \cdot 2480} = 25{,}2 \cdot 10^{-4} \ м^2/кг = 25{,}2 \ см^2/кг.$$

2. Действительные параметры и характеристики двигателя:

а) на основании данных статистики принимаем $\varphi_{p_к} = 0{,}96$ и $\varphi_c = 0{,}98$;

б) удельная тяга двигателя при этом

$$P_{уд} = \varphi_{уд} \frac{w_{в.т}}{g} + \varphi_{p_к} f_{уд.в.т} (p_в - p_а) = 0{,}96 \cdot 0{,}98 \frac{2480}{9{,}81} + 0{,}96 \cdot 25{,}2 (0{,}9 - 1{,}0) \approx$$

$$\approx 235{,}4 \ \frac{кг \ тяги}{кг \ топлива/сек};$$

в) секундный расход топлива

$$G_s = \frac{P}{P_{уд}} = \frac{12\,547}{235{,}4} = 53{,}3 \ кг/сек;$$

г) секундные расходы компонентов топлива

$$G_{s\,г} = \frac{G_s}{1 + \chi} = \frac{53{,}3}{1 + 4{,}37} = 9{,}9 \ кг/сек;$$

$$G_{s\,о} = \frac{\chi G_s}{1 + \chi} = \frac{4{,}37 \cdot 53{,}3}{1 + 4{,}37} = 43{,}3 \ кг/сек;$$

д) площадь выходного сечения сопла

$$F_в = \frac{f_{уд.в.т} G_s}{\varphi_c} = \frac{25{,}2 \cdot 53{,}3}{0{,}95} = 1467 \ см^2;$$

е) средний показатель изэнтропы расширения газов в сопле

$$k = \frac{\lg \frac{p_в}{p_к}}{\lg \frac{p_в T_{к.т}}{p_к T_{в.т}}} = \frac{\lg \frac{0{,}9}{30}}{\lg \frac{0{,}9 \cdot 2970}{30 \cdot 1650}} = 1{,}2;$$

ж) критическая площадь сопла при $F_{кр} = 4{,}96$ (определяется по фиг. 3.9 при $p_к/p_в = 33{,}3$ и $k = 1{,}2$)

$$F_{кр} = \frac{F_в}{f_в} = \frac{1467}{4{,}96} = 296 \ см^2.$$

Глава 7

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ КАМЕР ЖРД

От конструктивного выполнения камеры и характера организации в ней рабочего процесса в основном зависят величина удельной тяги, надежность работы, удельный вес и стоимость двигателя.

Расчеты процессов сгорания топлива в камере и истечения продуктов сгорания из сопла позволяют определить только удельную тягу, секундный расход топлива при данных условиях его сжигания и данной тяге двигателя и основные геометрические размеры сопла. Конструктивные же размеры сопла и камеры сгорания (включая и основные ее геометрические размеры), а также рациональные их формы обычно устанавливаются в процессе рабочего проектирования, конструирования и проведения прочностных расчетов камеры.

Выбор и расчет рабочих и конструктивных параметров камеры в сочетании с простотой и малым удельным весом ее конструкции, надежностью работы и высокими эксплуатационными характеристиками являются основными задачами проектирования и конструирования камеры двигателя.

При проектировании ЖРД также весьма важно решить вопросы выбора системы зажигания несамовоспламеняющихся компонентов топлива при запуске двигателя и материалов для изготовления отдельных частей и элементов двигателя, а также вопросы, связанные с его конструктивным выполнением.

Целесообразный выбор системы зажигания топлива обеспечивает безотказный запуск двигателя и устраняет возможность аварии его вследствие неисправности зажигания. Целесообразный выбор материалов для изготовления двигателя, а также удачное конструктивное выполнение могут обеспечить ему надежную работу при минимальных удельном весе и стоимости. При этом также упрощается производство двигателя. Весьма существенным является вопрос конструктивной связи ЖРД с боевым аппаратом.

§ 1. Требования, предъявляемые к камерам ЖРД

Камера ЖРД любого типа и конструкции должна удовлетворять определенным требованиям, обусловленным особенностями ее работы и эксплуатации.

Основными особенностями камеры ЖРД, отличающими ее от камер сгорания других тепловых двигателей, являются:

1) высокая теплонапряженность ее рабочего объема (около $0{,}5 \cdot 10^9$—$5 \cdot 10^9$ *ккал/м³ час*), что предъявляет особые требования к конструкции камеры сгорания;

2) большие давления и температуры газов в ней (около 20—80 *ата* и 2800—3600° С), что предъявляет особые требования к материалам и к системе охлаждения;

3) малое время, отводимое для сгорания в ней топлива (не больше 0,005 сек.), что требует очень хорошего распыла компонентов топлива при подаче в камеру сгорания для более полного их сгорания;

4) большие секундные расходы компонентов топлива, в силу чего требуется надежное зажигание его при запуске двигателя;

5) резкое ухудшение экономичности работы камеры двигателя и условий ее охлаждения при снижении режима работы относительно расчетного;

6) жесткое ограничение в удельном весе вследствие специфики использования ЖРД на летательных аппаратах, что требует применения для изготовления камеры, как и других элементов двигателя, легких и прочных материалов при использовании их с весьма малыми запасами прочности.

Главной задачей при проектировании и конструировании камеры двигателя является обеспечение возможно большей удельной тяги при минимальном удельном весе и максимальной надежности конструкции. В ряде случаев, когда это компенсируется соответствующим уменьшением веса, вполне допустимо некоторое снижение удельной тяги. Хотя такое мероприятие дает косвенный эффект и связано иногда со значительным изменением конструкции двигателя, но тем не менее им не следует пренебрегать.

Конструктивные и эксплуатационные особенности ЖРД во многом зависят от вида применяемых компонентов топлива.

При проектировании камеры двигателя необходимо стремиться обеспечить:

1) надежное воспламенение топлива при запуске в любых атмосферных условиях;

2) устойчивое горение топлива (без пульсаций давления) в диапазоне установленных режимов работы двигателя;

3) малые потери энергии топлива при сгорании в минимальном объеме и заданном режиме работы двигателя;

4) надежность охлаждения (если двигатель охлаждаемый) и работы в пределах установленных режимов и ресурса;

5) небольшой перепад давления жидкости в охлаждающем тракте;

6) простоту конструкции камеры, минимальные удельный вес и стоимость и др.

Камеры сгорания существующих двигателей, созданные на основании экспериментальных исследований, большинству этих требований в значительной мере удовлетворяют.

Совершенство камеры ЖРД в основном определяется величиной развиваемой удельной тяги при простой, легкой и надежной конструкции. Величина удельной тяги двигателя является наиболее существенным параметром, определяющим дальность полета боевого аппарата при данном совершенстве его конструктивного выполнения.

Основным фактором, влияющим на величину удельной тяги камеры двигателя, является качество организации и осуществления в ней рабочего процесса. Изучение процессов сгорания топлива в камерах ЖРД с целью дальнейшего их улучшения и совершенствования представляет весьма обширную область экспериментальных и теоретических исследований.

Для совершенствования конструкции камеры двигателя необходимы дальнейшие исследования процессов сгорания в ней заданных топлив при различных соотношениях компонентов и давлениях горения в зависимости от конструкций распыливающего устройства, скоростей впрыска компонентов топлива, конфигурации камеры сгорания и сопла, а также других факторов и условий работы двигателя.

§ 2. Поперечная и объемная расходонапряженности и теплонапряженности камеры сгорания двигателя

Основными качественными и количественными характеристиками работы камеры сгорания двигателя являются:

1. *Коэффициент избытка окислителя в топливе* α, характеризующий при заданных условиях сгорания данного топлива максимальный температурный уровень рабочего процесса в камере сгорания:

$$t_к = \frac{H_{и\,г} + \alpha' \gamma_о H_{и\,о}}{(1 + \alpha' \gamma_о)\, c_p} °C,$$

где c_p — средняя теплоемкость продуктов сгорания топлива в *ккал/кг* °С.

2. *Коэффициент тепловыделения топлива в камере сгорания* $\varphi_к$, т. е. число, показывающее ту часть тепла, которая выделяется при сгорании топлива с учетом всех побочных теплопотерь.

3. *Коэффициент полноты давления в камере сгорания* $\varphi_{p_к}$, характеризующий степень физической полноты сгорания топлива.

4. *Расходонапряженность и теплонапряженность поперечного сечения камеры сгорания,* т. е. количество топлива или тепла, при-

ходящееся в 1 сек. или 1 час на 1 $см^2$ или 1 $м^2$ наибольшей площади поперечного сечения камеры сгорания:

$$G_{F_к} = \frac{G_s \cdot 10^3}{F_к} \; г/см^2сек$$

и

$$Q_{F_к} = \frac{G_s H_u \varphi_к}{F_к} = G_{F_к} H_u \varphi_к \; ккал/см^2сек.$$

5. *Расходная и объемная теплонапряженности камеры сгорания*, т. е. количество топлива или соответственно тепла, приходящегося в 1 час или 1 сек. на единицу объема камеры сгорания:

$$G_{V_к} = \frac{G_s}{V_к} 3600 \; кг/м^3час;$$

$$Q_{V_к} = \frac{G_s H_u \varphi_к}{V_к} 3600 = G_{V_к} H_u \varphi_k \; ккал/м^3час.$$

Для сравнительной оценки размеров камер сгорания двигателей, работающих при различных давлениях газов $p_к$, иногда пользуются «приведенными» значениями поперечной и объемной теплонапряженностей, вычисленными по формулам

$$Q_{F_к пр} = \frac{Q_{F_к}}{p_к} \; ккал/м^2 \, час \, ата \text{ и } Q_{V_к пр} = \frac{Q_{V_к}}{p_к} \; ккал/м^3 \, час \, ата.$$

В современных двигателях (табл. 7.1)

$$G_{F_к} \approx 20 \div 50 \; г/см^2сек; \quad Q_{F_к} \approx (0{,}7 \div 5{,}0)\, 10^9 \; ккал/м^2час;$$

$$Q_{V_к} \approx (0{,}5 \div 5{,}0)\, 10^9 \; ккал/м^3час \text{ и } Q_{V_к пр} =$$

$$= (1{,}3 \div 2{,}0)\, 10^8 \; ккал/м^3 \, час \, ата.$$

Таблица 7.1

Значения расходной и объемной теплонапряженностей камер сгорания существующих двигателей

Тип двигателя	Давление в камере сгорания $p_к$ *ата*	Теплонапряженность камеры сгорания	
		поперечная $Q_{Fк}\,10^{-8}$ $\frac{ккал/час}{м^2}$	объемная $Q_{Vк}\,10^{-8}$ $\frac{ккал/час}{м^3}$
Керосино-азотнокислотный	20—40	7—15	5—20
Спирто-кислородный	15—25	10—17	20—32
Керосино-кислородный	25—60	30—50	25—50
Прямоточный ВРД дозвуковой	1,3	0,2—0,5	0,3—0,7
Турбокомпрессорный ВРД	4,0	0,8—1,2	0,8—1,3

Поскольку секундный расход топлива в камеру сгорания

$$G_s = \frac{p_к F_{кр}}{\beta} \text{ кг/сек} = \frac{p_к F_{кр}}{\beta} 10^3 \text{ г/сек},$$

то предыдущей формуле весовой расходонапряженности камеры сгорания можно придать вид

$$G_{F_к} = \frac{p_к F_{кр}}{\beta F_к} 10^3 \text{ г/см}^2\text{сек},$$

где $p_к$ — абсолютное давление газов в камере сгорания в $кг/см^2$.

Эта формула показывает, что расходонапряженность камеры сгорания ЖРД (в $г/см^2сек$) изменяется почти прямо пропорционально изменению давления газов в камере сгорания $p_к$ и практически численно почти равна его значению, выраженному в $кг/см^2$.

Эксперименты показывают, что при увеличении $p_к$ рабочий процесс в камере сгорания интенсифицируется, в результате чего приток тепла в зону жидких компонентов топлива увеличивается за счет обратных токов газа. Поэтому, не снижая интенсивности процессов на начальном участке камеры сгорания (нагрев, испарение компонентов топлива и начальное их перемешивание), можно при повышении $p_к$ на одну и ту же площадь поперечного сечения камеры $F_к$ подать в единицу времени большее количество жидких компонентов топлива, т. е. увеличить значение $G_{F_к}$.

Отношение расходонапряженности камеры сгорания ЖРД к давлению в ней можно приближенно считать постоянным и при расчетах пользоваться зависимостями:

а) для азотнокислотных двигателей

$$G_{F_к} \approx (0{,}8 \div 1{,}0) p_к \text{ г/см}^2\text{сек};$$

б) для кислородных двигателей

$$G_{F_к} \approx (1{,}1 \div 1{,}3) p_к \text{ г/см}^2\text{сек};$$

в) для фторных двигателей

$$G_{F_к} \approx (0{,}8 \div 0{,}9) p_к \text{ г/см}^2\text{сек}.$$

При расчете ЖРД иногда пользуются расходной и объемной теплонапряженностями камеры сгорания, выбирая их значения на основании данных статистики. Эти результирующие характеристики рабочего процесса в камере сгорания двигателя, несомненно, существенны, но с точки зрения построения рациональной технологии рабочего процесса и расширения пределов экономичных режимов работы камеры сгорания бесполезны, так как не вскрывают истинной картины протекания рабочего процесса в камере сгорания, не показывают факторов, воздействующих на качество этого процесса при работе двигателя на различных режимах. Эти харак-

теристики могут служить только для ориентировочной оценки потребного объема проектируемой камеры сгорания.

Двигатели с большой расходонапряженностью и высокой экономичностью работы должны, очевидно, иметь минимальное время испарения компонентов топлива, наиболее совершенное их смешение и равномерное распределение по поперечному сечению камеры сгорания.

Дальнейшее увеличение расходонапряженности камер сгорания ЖРД, очевидно, потребует:

1) организованного подвода тепла в зону впрыска компонентов топлива для ускорения процесса их испарения;

2) усиления турбулентности газового потока в камере сгорания установкой в ней охлаждаемых турбулизаторов или дополнительных топливных форсунок, распыливающих топливо против газового потока;

3) предварительного смешения компонентов топлива в форсунках в виде эмульсии (применения центробежных эмульсионных форсунок) и других мероприятий.

Изложенные соображения приводят нас к необходимости более дифференцированного подхода к оценке работы камеры сгорания двигателя и особого выделения тех характеристик, которые могут хотя бы приближенно отображать действительную количественную и качественную картину рабочего процесса в камере сгорания реального двигателя.

Пример 1. Определить объемную теплонапряженность камеры сгорания без учета физического тепла используемого топлива, если $V_к = 0{,}383$ *м*³, $G_s = 127$ *кг/сек*, $H_u = 1568$ *ккал/кг* и $\varphi_к = 0{,}77$.

Решение.

$$Q_{V_к} = \frac{G_s H_u \varphi_к}{V_к} 3600 = \frac{127 \cdot 1568 \cdot 0{,}77}{0{,}383} 3600 = 1{,}43 \cdot 10^9 \frac{ккал/час}{м^3} =$$

$$= 400 \frac{ккал/сек}{л}.$$

§ 3. Определение объема камеры сгорания двигателя

Для сгорания топлива до равновесного состава продуктов сгорания требуются соответствующие объем и длина камеры сгорания двигателя.

Объемом камеры сгорания двигателя следует считать ее огневое пространство от головки до поперечного сечения сужающейся части сопла, площадь которого $F = 3F_{кр}$, так как в этой части камеры протекают интенсивные процессы сгорания и догорания топлива без значительного понижения давления по ее длине.

На величину потребного объема камеры сгорания влияют:

1) вид топлива, его состав, секундный расход и система распыла при подаче в камеру;

2) давление и температура продуктов сгорания топлива;
3) форма, длина камеры сгорания и другие факторы.

Если объем камеры сгорания будет меньше необходимого, часть топлива не успеет в ней сгореть и унесется с газами через сопло в окружающую среду; если же этот объем окажется чрезмерно большим, то камера сгорания будет излишне больших размеров и веса, что отрицательно скажется на летных характеристиках боевого аппарата. Кроме того, в камере сгорания слишком большого объема будут значительные потери на трение и теплоотвод от газов к оболочке камеры, а также возможна пульсация давления газов, которая способна вызвать вибрацию всего двигателя.

Полнота сгорания топлива и потребный объем камеры сгорания в большой мере зависят от качества подготовки горючей смеси к сгоранию. Чем совершеннее будет распыл компонентов топлива и равномернее распределение их по поперечному сечению камеры сгорания, тем более полным будет сгорание топлива.

При проектировании камеры сгорания двигателя очень важно выбрать такой объем ее, при котором можно достигнуть наибольшей полноты сгорания топлива, а следовательно, и удельной тяги при наименьшем удельном весе камеры.

В связи с недостаточной изученностью рабочих процессов в камере сгорания двигателя в настоящее время невозможно теоретически точно определить оптимальный объем и необходимые размеры проектируемой камеры сгорания. Эти параметры приходится устанавливать только приближенно, пользуясь пока весьма ограниченными данными статистики.

В настоящее время потребный объем камеры сгорания двигателя можно определить приближенно одним из следующих методов:

1) *по приведенной длине камеры сгорания* — отношению объема камеры сгорания $V_к$ к критическому сечению сопла $F_{кр}$:

$$l_{пр} = \frac{V_к}{F_{кр}},$$

т. е.

$$V_к = l_{пр} F_{кр} \ м^3; \tag{7.1}$$

2) *по времени пребывания топлива в камере сгорания* $\tau_{пр}$, т. е.

$$V_к = G_s v_к \tau_{пр} = G_s \frac{R_к T_к}{p_к} \tau_{пр} = F_{кр} \tau_{пр} \sqrt{gnR_к T_к \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}} \ м^3; \tag{7.2}$$

3) *по литровой тяге* $P_л$ (тяге, приходящейся на 1 *л* объема камеры сгорания), т. е.

$$V_к = P/P_л \ л; \tag{7.3}$$

4) *по теплонапряженности объема камеры сгорания* $Q_{V_к}$, т. е.

$$V_к = \frac{G_s H_u \varphi_к}{Q_{V_к}} 3600 \ м^3. \tag{7.4}$$

В существующих двигателях обычно $l_{пр} \approx \frac{V_к}{F_{кр}} \approx 1{,}7 \div 4$ *м*; $\tau_{пр} \approx 0{,}003 \div 0{,}005$ сек. и $P_л \approx 70 \div 450$ *кг/л*.

Эти параметры не отражают влияние формы камеры сгорания на величину $V_к$, хотя такое влияние в действительности имеет место; они не учитывают также характер протекания рабочего процесса в камере сгорания, зависящий от конструктивных и других факторов. При проектировании ЖРД значения этих параметров нужно выбирать на основании данных статистики.

Значения $l_{пр}$, $P_л$ и $Q_{V_к}$ значительно зависят от вида топлива и давления в камере сгорания. Поэтому вычисление объема камеры сгорания на основании этих параметров оказывается весьма неточным.

Если отсутствуют отработанные точные данные по этим параметрам для двигателя, аналогичного проектируемому, работающего на таком же топливе, давлении в камере сгорания и имеющего такую же систему распыливающего устройства, то для определения $V_к$ наиболее приемлемым является параметр $\tau_{пр}$, значение которого мало зависит от $p_к$.

Эксперименты показывают, что при повышении $p_к$ значение $\tau_{пр}$ незначительно уменьшается вследствие увеличения скорости испарения компонентов топлива за счет притока тепла в зону жидких компонентов топлива от обратных токов газа (интенсификации рабочего процесса в камере сгорания). Например, для топлива Т-1+80% HNO_3 с 20% N_2O_4 при $p_к = 20$ *ата* можно считать $\tau_{пр} \approx 0{,}0045$ сек., а при $p_к = 60$ *ата* — $\tau_{пр} \approx 0{,}003$ сек., что находится в пределах норм. В спирто-кислородных двигателях $\tau_{пр}$ немного меньше, чем в азотнокислотных.

Сопоставляя уравнения (7.1)—(7.4) для $V_к$, получим следующее выражение:

$$V_к = G_s \frac{R_к T_к}{p_к} \tau_{пр} = l_{пр} F_{кр} = \frac{P}{P_л} 10^3 = \frac{G_s H_u \varphi_к}{Q_{V_к}}, \qquad (7.5)$$

которое показывает, что $\tau_{пр}$ и $l_{пр}$, а также $P_л$ и $Q_{V_к}$ соответственно пропорциональны друг другу.

Между литровой тягой $P_л$ и приведенной длиной $l_{кр}$ камеры сгорания имеется следующая зависимость (при $p_в = p_а$):

$$P_л = \frac{p_к P_{уд}}{l_{пр} \beta}, \qquad (7.6)$$

где $\beta = p_к F_{кр} / G_s$ — действительный импульс давления в камере сгорания двигателя.

Литровая тяга зависит от вида используемого топлива, конструкции и режима работы двигателя.

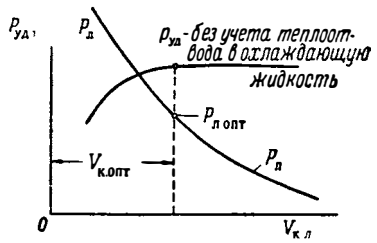
На фиг. 7.1 показаны зависимости литровой и удельной тяг двигателя от объема камеры сгорания. Кривые этой фигуры показывают, что при увеличении объема камеры сгорания литровая тяга уменьшается. Оптимальным является то значение литровой тяги, которому соответствует максимум значения $P_{уд}$.

Для приближенного сравнения экономичности работы различных ЖРД по литровой тяге, имеющих разные $p_к$, но одинаковые $p_в$, принято величину $P_л$ приводить к одинаковому давлению в камере сгорания (обычно к $p_к$=20 или 30 *ата*) по формуле

$$P_{л.прив} = \frac{30}{p_к} P_л \sqrt{\frac{1-(p_в/30)^{\frac{n-1}{n}}}{1-(p_в/p_к)^{\frac{n-1}{n}}}}. \qquad (7.7)$$

При предкамерном распыле компонентов топлива объем предкамер обычно составляет около 5—8% от объема камеры сгорания.

Ввиду отсутствия достаточно полных экспериментальных материалов, позволяющих определить оптимальную величину объема распылительных предкамер головки камеры сгорания двигателя, и надежных сведений о пригодности предкамерного распыла для других видов применяемых топлив, кроме этилового спирта и жидкого кислорода (для которых этот способ распыла сейчас применяется), выбор предкамерного распыла компонентов топлива, объема предкамер, их числа и схемы расположения на головке камеры следует производить с учетом имеющихся экспериментальных и статистических данных.



Фиг. 7.1. Литровая и удельная тяги двигателя в зависимости от объема камеры сгорания.

При определении объема камеры сгорания ЖРД необходимо иметь в виду, что:

1) оптимальный объем камеры сгорания, обеспечивающий полное и устойчивое сгорание топлива, является функцией большого числа факторов, влияние которых на величину объема теоретически пока учесть точно невозможно;

2) объем камеры сгорания должен быть различным для разных видов компонентов топлива и способов их распыла и условий сгорания, так как испарение, активация и скорость сгорания компонентов при этом различные;

3) при недостаточном объеме камеры сгорания процесс сгорания топлива будет неполным и неустойчивым, а удельная тяга окажется заниженной;

4) объем камеры сгорания необходимо выбирать оптимальным как по величине удельной тяги, так и по ее удельному весу;

5) оптимальный объем камеры сгорания можно уменьшить за счет увеличения в ней давления газов, применения более совершенного распыливающего устройства, установки в камере специальных турбулизаторов и проведения других мероприятий, ускоряющих процессы подготовки и сгорания топлива;

6) чем меньше объем камеры сгорания, тем легче ее охладить одним из компонентов топлива при небольшом перепаде давления в охлаждающем тракте и меньше ее удельный вес (камеры сгорания эллиптической и шарообразной формы имеют относительно меньшие охлаждаемые поверхности).

Перечисленные факторы, обусловливающие величину оптимального объема камеры сгорания, противоречивы. Например, камера сгорания большого объема, обеспечивающая полное сгорание топлива, не может одновременно иметь малый удельный вес или небольшие потери давления жидкости в охлаждающем тракте. Поэтому при определении потребного объема камеры сгорания нужно принимать компромиссное решение, удовлетворяющее большинству предъявляемых требований в зависимости от назначения и условий работы двигателя.

Пример 2. Определить объем и приведенную длину камеры сгорания двигателя, если диаметр ее цилиндрической части 230 *мм*, длина 320 *мм* и диаметр критического сечения сопла — 92 *мм*.

1. Площадь критического сечения сопла

$$F_{кр} = \frac{\pi d_{кр}^2}{4} = \frac{3{,}14 \cdot 9{,}2^2}{4} = 66{,}48 \ см^2.$$

2. Площадь поперечного сечения сужающейся части сопла, по которой вычисляется объем камеры сгорания:

$$F = 3F_{кр} = 3 \cdot 66{,}48 = 199{,}44 \ см^2,$$

откуда диаметр этого сечения

$$d = \sqrt{\frac{4F}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 199{,}44}{3{,}14}} = 15{,}93 \ см \approx 160 \ мм.$$

3. Длина сужающейся части сопла, включаемая в объем камеры сгорания, согласно чертежу сопла равна $l_{сж} = 120$ *мм*.

4. Объем камеры сгорания

$$V_к = V_ц + V_{сж} = \pi r_{к.ц}^2 l_{к.ц} + \frac{\pi l_{сж}}{3}(r_{к.ц}^2 + r_{к.ц} r + r^2) =$$

$$= 3{,}14 \cdot 1{,}15^2 \cdot 3{,}20 + \frac{3{,}14 \cdot 1{,}20}{3}(1{,}15^2 + 1{,}15 \cdot 1{,}20 + 1{,}20^2) = 18{,}62 \ л.$$

5. Приведенная длина камеры сгорания

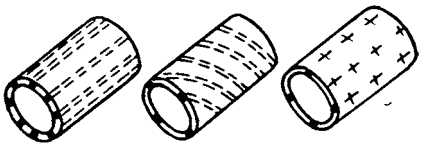
$$l_{пр} = \frac{V_к}{F_{кр}} = \frac{18{,}62 \cdot 1000}{66{,}48} = 280 \ см = 2{,}8 \ м.$$

§ 4. Достоинства и недостатки камер сгорания различных конструктивных форм и их головок

Конструкция камер ЖРД обусловливается их общей компоновкой и конструктивными особенностями головки, камеры сгорания, сопла, охлаждающего тракта, силовой связи оболочек и т. п. Классификация камер сгорания существующих ЖРД приведена в гл. 2.

Камеры ЖРД могут иметь несвязанную и связанную по своим поверхностям силовую схему оболочек.

Для облегчения охлаждения внутреннюю оболочку камеры целесообразно выполнять возможно тонкой, чтобы уменьшить разницу между температурами ее газовой и жидкостной поверхностей. Однако в этом случае вследствие превышения давления жидкости в охлаждающем тракте под давлением газов внутри камеры сгорания необходимо крепить эту оболочку к наружной оболочке камеры. В существующих ЖРД силовая связь между оболочками камеры осуществляется при помощи контактной сварки или высокотемпературной пайки. Контакт в местах сварки (пайки) осуществляют либо посредством специальных прокладок, либо путем выштамповок в наружной оболочке — рубашке камеры.



Фиг. 7.2. Схема расположения силовых связей оболочек камеры.

Расположение связей оболочек камеры может быть продольным, винтовым и точечным (фиг. 7.2).

При конструировании камер ЖРД со связанными оболочками первостепенное значение приобретает выбор типа и схемы расположения связывающих элементов. Точечные связи могут быть расположены по прямоугольной или по шахматной схеме.

Расположение силовых связей определяет схемы нагружения оболочек камеры двигателя.

При скрепленной силовой схеме оболочек силовые нагрузки воспринимаются обеими оболочками, и поэтому внутреннюю оболочку можно выполнить относительно меньшей толщины (малого веса), что значительно облегчает условия ее охлаждения и упрощает технологию производства таких камер. Однако при этой схеме оболочек трудно практически обеспечить прочность скрепления их между собой, и значительно возрастает перепад давлений охлаждающей жидкости в тракте при наличии точечных связей в виде выштамповок, особенно при высоких давлениях в камере сгорания.

При подаче жидкости под давлением в межрубашечное пространство камеры в местах контакта оболочек возникают силы реакции. Напряженное состояние внутренней оболочки камеры будет определяться значением давления жидкости в тракте и величинами сил реакции. Последние являются в первую очередь функ-

циями давления жидкости, а также жесткости оболочек камеры, схемы расположения и числа связывающих элементов.

Наибольшее применение получили камеры сгорания цилиндрической и шарообразной или близкой к ней форм. Основным достоинством цилиндрической камеры сгорания по сравнению с камерами сгорания других форм является простота ее конструкции и изготовления и, следовательно, малая стоимость. Кроме того, она имеет меньший габаритный диаметр.

К основным недостаткам цилиндрической камеры сгорания относятся:

1) при одинаковом объеме она имеет большую поверхность оболочки, что усложняет ее охлаждение;

2) при прочих равных условиях она имеет худшую прочностную характеристику, что увеличивает ее удельный вес и стоимость;

3) газовый поток в этой камере сгорания больше обжимается поверхностью оболочки, чем в шарообразной камере сгорания, что несколько гасит его турбулентность и утоняет ламинарный слой газа около поверхности оболочки, снижая полноту сгорания топлива и, следовательно, удельную тягу и увеличивая теплоотдачу от газов в оболочке;

4) меньшая устойчивость работы в отношении высокочастотных колебаний, что ограничивает ее расходонапряженность, а также сужает пределы регулирования тяги изменением расхода топлива.

Цилиндрические камеры сгорания выполняются со съемными или приварными головками. Эти камеры обычно стоят на двигателях малых и средних тяг однократного и многократного применения, где в первую очередь требуются простота и дешевизна конструкции. В последнее время наиболее часто применяются камеры сгорания цилиндрической формы с плоской головкой и однокомпонентными центробежными форсунками. Примером ЖРД с цилиндрическими камерами сгорания могут служить немецкие керосино-азотнокислотные двигатели.

Шарообразные и близкие к ним грушевидные камеры сгорания по сравнению с камерами сгорания других форм имеют следующие основные достоинства:

1) при заданном объеме они имеют относительно меньшую поверхность оболочки, что уменьшает удельный вес камеры сгорания и облегчает ее охлаждение;

2) при заданном давлении в камере сгорания они имеют меньшую толщину оболочки, что уменьшает удельный вес камеры сгорания;

3) оболочка этих камер сгорания обладает большей устойчивостью против вдавливания внутрь под воздействием на нее статического давления охлаждающей жидкости;

4) процесс сгорания топлива в них протекает более полно благодаря сравнительно хорошей турбулизации газового потока, что повышает удельную тягу двигателя на 2—3%;

5) при прочих равных условиях в этих камерах меньше теплоотдача от газов к оболочке камеры вследствие наличия около ее поверхности более толстого ламинарного слоя, ухудшающего теплоотдачу к оболочке от газов и облегчающего этим охлаждение камеры сгорания (газовый поток сравнительно меньше обжимается поверхностью оболочки).

К основным недостаткам шарообразных камер сгорания относятся:

1) сложность конструкции и технологии изготовления, что увеличивает ее стоимость;

2) сравнительно больший диаметр камеры сгорания, что может потребовать увеличения миделя снаряда.

Шарообразные камеры сгорания обычно имеют приварную шарообразную головку. Эту форму камеры сгорания имеют двигатели большой тяги со значительной продолжительностью работы, когда объем камеры сгорания настолько велик, что становится целесообразным предкамерный распыл компонентов, а также когда выгоды от уменьшения ее веса и повышения экономичности работы за счет формы преобладают над увеличением стоимости ее изготовления.

Примером ЖРД с шарообразными камерами сгорания может служить немецкий спирто-кислородный двигатель А-4.

Камера сгорания конической формы применения не получила вследствие присущих ей больших недостатков и отсутствия каких-либо достоинств перед другими формами.

Экспериментами установлено, что переход от шарообразной или эллиптической к цилиндрической форме камеры сгорания отрицательно сказывается на смешении и сгорании компонентов топлива вследствие уменьшения при этом начальной турбулизации газового потока и, следовательно, понижения удельной тяги двигателя на 2—3%.

Головки камер сгорания ЖРД бывают преимущественно плоские и сферические. Плоские головки камеры имеют различное конструктивное оформление. Иногда их выполняют трехстенной конструкции с отдельными плоскостями для горючего и окислителя. Верхнее днище обычно имеет шаровидную форму, тогда как последние два днища — плоские, в которых монтируют форсунки. При этом компонент топлива, используемый для охлаждения камеры, поступает в нижнюю полость головки, образуемую плоскими днищами, откуда через форсунки впрыскивается в камеру сгорания. Второй компонент топлива подается прямо в верхнюю полость головки, образуемую шарообразным верхним и плоским средним днищами, а из нее затем поступает в камеру сгорания через сквозные трубки, пересекающие плоские днища головки и заканчивающиеся форсунками. Все три днища головки камеры связаны между собой. Верхнее днище связывается со средним плоским днищем косынками различной формы, а для связи плоских днищ можно использовать точечные выштамповки или развальц-

цовку корпуса форсунок. Так как число форсунок обычно бывает весьма большим (измеряется сотнями), то последний способ связи между собой оболочек практически оказывается также достаточно надежным.

Конструктивное оформление головки в основном зависит от выбранной формы камеры сгорания, ее диаметра, вида компонентов топлива, а также от того, какой компонент топлива используется для охлаждения камеры. Плоские головки применяются в камерах двигателей малых и средних тяг. Они наиболее удобны для цилиндрических камер сгорания благодаря конструктивной простоте и удобству расположения на них струйных и центробежных форсунок горючего и окислителя. Плоские головки в сочетании с цилиндрической камерой сгорания обеспечивают хорошую однородность поля скоростей и концентрацию компонентов топлива по поперечному сечению камеры. К недостаткам плоских головок относится сравнительно малая их прочность и жесткость при значительных поперечных сечениях камеры сгорания. Поэтому головки камер сгорания больших диаметров должны иметь специальные силовые элементы.

Сферические головки часто выполняются с предкамерами и применяются в основном в камерах спирто-кислородных двигателей средних и больших тяг. Эта головка удачна и с точки зрения борьбы с явлениями, связанными с поперечными акустическими колебаниями, характерными для двигателей с камерой сгорания большого диаметра. Достоинство этой головки состоит в высокой ее прочности и жесткости, а недостаток — в сравнительно сложной конструкции.

Постановка предкамер на головке камеры облегчает экспериментальную отработку распыливающего устройства, так как в этом случае возможна предварительная доводка только одной предкамеры, что значительно проще и дешевле доводки всей распылительной плоской головки.

§ 5. Выбор формы камеры сгорания ЖРД

Форма камеры сгорания оказывает существенное влияние на величину удельной тяги и устойчивость работы двигателя. Поэтому при проектировании ЖРД форму камеры сгорания необходимо выбирать с учетом предъявляемых общих требований к камерам, достоинств и недостатков камер сгорания различных форм и следующих факторов:

1) рода компонентов топлива;
2) предполагаемой системы распыла этих компонентов;
3) величины абсолютной тяги и продолжительности работы двигателя;
4) величины давления в камере сгорания;
5) технологии изготовления камеры и др.

Принципиально камера сгорания двигателя должна быть такой формы, при которой она будет иметь высокую экономичность и малые значения удельного веса и стоимости.

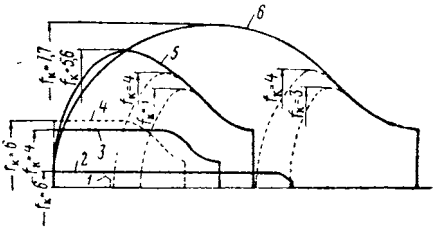
Камеры сгорания «холодного» типа в период второй мировой войны выполнялись цилиндрической формы для небольшой тяги, со струйным распылом перекиси водорода. Если для разложения перекиси водорода применяют жидкий катализатор, то внутри такой камеры сгорания устраивают специальный завихритель-смеситель, а в случае твердого катализатора последний помещают в виде определенного пакета непосредственно в камере сгорания.

Известно, что самовоспламеняющиеся компоненты топлива начинают реагировать немедленно после их смешения, в силу чего процесс сгорания этих компонентов меньше зависит от температуры, давления и формы камеры сгорания, чем в случае применения самовоспламеняющихся компонентов топлива. Поэтому для первой группы топлив может оказаться наиболее выгодной конструктивно простая и дешевая цилиндрическая камера сгорания. Кроме того, для целесообразного сжигания самовоспламеняющихся и несамовоспламеняющихся, а также низкокипящих и высококипящих компонентов топлива могут оказаться рациональными разные способы распыла их, которые в свою очередь могут различно влиять на выбор оптимальной формы камеры сгорания двигателя.

Скорость процесса сгорания несамовоспламеняющихся двухкомпонентных топлив в камере двигателя в области турбулентной диффузии в основном определяется факторами гидродинамического характера. В этой области сгорания перестают играть определяющую роль свойства топлива и окислителя, а также температурный фактор (если не считать слабой зависимости от температуры соответствующих физических констант). Поэтому, естественно, форма камеры сгорания двигателя будет оказывать существенное влияние на процесс сгорания топлива в диффузионной области, т. е. на турбулентное перемешивание в камере компонентов между собой, а следовательно, на их скорость и полноту сгорания.

Если абсолютная тяга и продолжительность работы двигателя небольшие, то следует отдать предпочтение конструктивно простой и относительно дешевой цилиндрической камере сгорания со струйным или центробежным распылом компонентов топлива, так как в этом случае экономичность работы камеры сгорания может иметь второстепенное значение. В противном случае экономичность работы двигателя приобретает важное значение, в силу чего потребуется более совершенная в гидродинамическом отношении шарообразная или эллиптическая форма камеры сгорания с предкамерным или с обычным центробежным распылом компонентов топлива; поэтому некоторое усложнение конструкции камеры и в связи с этим относительное удорожание ее могут иметь второстепенное значение.

Увеличение диаметра камеры сгорания с ростом тяги двигателя или повышение давления газов в камере сгорания заданной тяги всегда связано с увеличением толщины внутренней оболочки камеры и, следовательно, с необходимостью уменьшения температуры газов в камере сгорания для избежания перегрева оболочки камеры, а значит, с понижением $P_{уд}$ и повышением секундного расхода топлива в двигателе. Объясняется это тем, что более толстую по условиям прочности оболочку камеры труднее охладить. Исходя из этих соображений, можно считать, что в таких случаях наиболее приемлемой будет камера сгорания шарообразной или эллиптической формы, так как камеры этих конфигураций при прочих равных условиях имеют внутреннюю оболочку меньшей толщины, чем цилиндрические.



Фиг. 7.3. Возможные формы камер сгорания ЖРД различных тяг.

На фиг. 7.3 показаны очертания нескольких возможных форм камеры сгорания ЖРД различных тяг.

Для более крупных ЖРД (с тягой около 50—100 *т*), очевидно, наиболее подходящим профилем камеры будет профиль *5*, так как большой диаметр камеры исключает практическую возможность применения для нее плоской распылительной головки.

Стремление сохранить хороший подвод тепла к головке камеры сгорания, т. е. иметь нормальную расходонапряженность головки, требует в таком двигателе увеличения диаметра камеры сгорания примерно до 950 *мм*. В результате длина такой камеры, вероятно, будет около 600—700 *мм*. При современном смесеобразовании такая длина камеры может считаться излишней, однако уменьшить ее трудно без ухудшения очертания сужающейся части сопла или уменьшения диаметра камеры.

Для ЖРД относительно большей тяги, работающих на высокоэффективных компонентах топлива при давлении в камере сгорания порядка 60 *ата*, форма камеры будет ближе к профилю *6*. В этом случае из-за большого диаметра и давления головка камеры сгорания должна будет принять форму полусферы и заметно переходить в камеру сгорания, которая в свою очередь должна постепенно переходить в сопло.

В таком двигателе под головкой камеры сгорания нужно понимать ту часть камеры, на которой размещены топливные форсунки. При этом диаметр камеры и длина ее будут по-прежнему определяться прежде всего стремлением иметь не слишком напряженную по секундному расходу топлива головку. Очевидно, длина камеры

сгорания такого двигателя обеспечит требуемую полноту сгорания топлива.

Рассмотренные здесь профили камер сгорания ЖРД можно считать типичными для двигателей различных типов. Во всех этих камерах сгорания диаметр достаточно велик, и поэтому безразмерная площадь их достигает величины порядка $f_к=1{,}4\div7{,}7$.

На фиг. 7. 3 для профилей *5* и *6* камер сгорания показаны пунктиром те профили, которые могли бы иметь камеры при $f_к=3$ и 4. Существенный выигрыш в весе и габаритах таких камер сгорания очевиден. Однако расходонапряженность головок камер сгорания при этом резко увеличивается и значительно превышает наибольшие значения $G_{F_к}$, достигнутые в настоящее время. Применение таких скоростных камер сгорания нецелесообразно вследствие очень малого их объема и трудности организации подвода тепла к головке.

При выборе формы камеры сгорания для проектируемого двигателя необходимо иметь в виду следующие соображения.

1. Форма камеры сгорания должна обеспечивать малые значения оптимального объема и удельного веса и высокую экономичность работы.

2. На форму камеры сгорания значительно влияет вид используемого топлива, так как от него в основном зависят конструкция распылительной головки камеры двигателя и характер рабочего процесса в последней.

3. Форма камеры сгорания должна по возможности воспроизводить очертания пламени горящего в ней топлива, обусловливаемые конструкцией головки камеры, принятым способом распыла компонентов, типом форсунок, схемой их расположения и другими факторами.

4. При большой тяге и значительной продолжительности работы двигателя может оказаться экономически выгодной конструктивно сложная и дорогая камера сгорания по сравнению с простой и дешевой, но менее экономичной цилиндрической.

5. При применении камер сгорания эллиптической и шарообразной форм достигается уменьшение поверхности оболочки, облегчаются условия ее охлаждения и при данном объеме снижается удельный вес.

6. По производственным и конструктивным соображениям предпочтительнее камера сгорания простой геометрической формы (цилиндрическая), так как при относительно более сложных формах конструирование и изготовление оболочек камеры двигателя сопряжено со значительными трудностями, но эффективность работы такой камеры все же должна быть высокой.

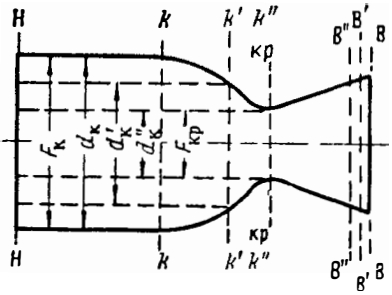
7. При небольшой тяге и малой продолжительности работы двигателя следует отдавать предпочтение конструктивно простой и относительно дешевой цилиндрической форме камеры сгорания, так как в этом случае экономичность работы ее может иметь второстепенное значение.

§ 6. Выбор относительной площади камеры сгорания двигателя

Величина относительной площади камеры сгорания $f_к = F_к/F_{кр}$ существенно влияет на величины абсолютной и удельной тяг двигателя и поэтому практически она должна иметь рациональные пределы.

При расчете ЖРД часто определяют геометрические размеры сопла без учета понижения давления газов по длине камеры сгорания в связи с их подогревом, т. е. при условии равенства между давлениями газов в начале камеры сгорания $p_н$ и в конце ее $p_к'$, чему соответствует $w_к=0$ и $f_к = \dfrac{F_к = \infty}{F_{кр}} = \infty$.

Так как практически цилиндрическую камеру сгорания двигателя приходится выполнять с какой-либо конечной величиной $f_к$, при которой $p_к' < p_н$ и $w_к > 0$, то действительная тяга такого двигателя получается меньше, чем при условии $p_н = p_к' = p_к$. Поэтому нужно установить пределы для $f_к$, при которых можно вести расчет сопла двигателя без учета гидродинамического понижения давления газов по длине цилиндрической камеры сгорания, т. е. по данным ее обычного термодинамического расчета.



Фиг. 7.4. К выбору безразмерной площади камеры сгорания (уменьшается диаметр камеры).

Если у данной изобарической камеры сгорания двигателя уменьшить диаметр $d_к$ при неизменных значениях $F_{кр}$, угла раствора сопла α и перепада давлений газов между началом камеры сгорания $p_н$ и срезом сопла $p_в$ (фиг. 7.4), то при этом:

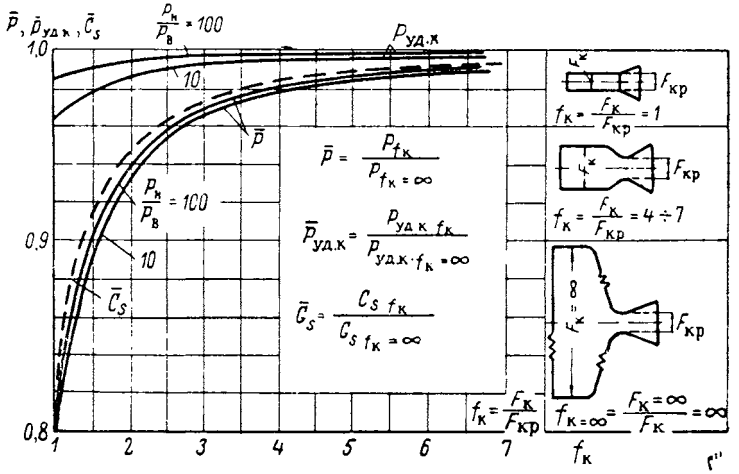
1) увеличатся перепад давлений и скорость газового потока в камере сгорания и соответственно уменьшатся в сопле; при $f_к=5$ потеря давления газов в конце камеры сгорания будет пренебрежимо мала (около 0,4—0,5%), при $f_к=4$—около 1%, а при $f_к=1$ получим $p_к' \approx 0{,}455 p_н$ (при $f_к=1$ камера называется скоростной или тепловым соплом);

2) уменьшится общий перепад давлений газов в камере двигателя $p_н/p_в$; для получения на выходе из сопла первоначального давления газов $p_в$ при уменьшении $d_к$ необходимо соответственно укорачивать сопло (см. фиг. 7.3);

3) уменьшится коэффициент тепловыделения топлива $\varphi_к$ вследствие понижения коэффициента полноты сгорания его $\varphi_{пк}$ по причине снижения интенсификации процесса сгорания, уменьшения потребного времени пребывания $\tau_{пр}$ и влияния на рабочий процесс других факторов;

4) ухудшатся условия расположения на головке камеры сгорания форсунок и распыла компонентов в связи с уменьшением ее диаметра, что также снизит $\varphi_{п.к}$;

5) уменьшится скорость истечения газов из сопла двигателя и пропорциональная ей удельная тяга, так как один и тот же перепад давлений газов, сработанный в тепловом сопле, обусловливает меньшую скорость истечения, чем в чисто геометрическом сопле;



Фиг. 7.5. Относительные значения секундного расхода топлива, абсолютной и удельных тяг в зависимости от безразмерной площади камеры сгорания двигателя.

6) уменьшится абсолютная тяга двигателя в связи с уменьшением секундного расхода топлива в камеру сгорания из-за уменьшения пропускной способности критического сечения сопла вследствие увеличения критического удельного объема газов одновременно с понижением давления по длине камеры сгорания.

На фиг. 7.5 показаны ориентировочные расчетные кривые относительного изменения $\bar{G}_s$, $\bar{P}_{уд.к}$ и $\bar{P}$ в зависимости от $f_к$ при постоянных значениях $F_{кр}$, α, $p_н/p_в$; $n=1{,}2$; $R_к=30$ *кгм/кг* °С и $T_к/T_н=12$. Кривые показывают, что:

1) скоростная камера сгорания двигателя ($f_к=1$) относительно изобарической камеры сгорания (с $f_к>5$) обладает рядом недостатков, и поэтому практическое использование ее явно нецелесообразно;

2) при увеличении $f_к$ от 1 до 3 удельная и абсолютная тяги двигателя возрастают стремительно, начиная от 3 до 6 — незначительно, а при $f_к>6$ — остаются почти неизменными;

3) при значениях $f_к>3$ влияние газодинамических факторов на процессы, происходящие в камере сгорания, невелико, и поэтому расчет сопла двигателя можно вести по параметрам газа, полу-

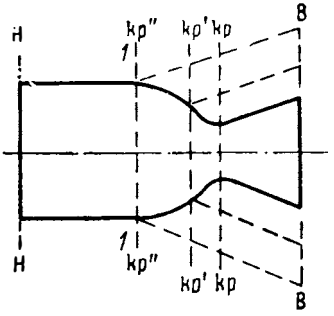
ченным в камере сгорания при термодинамическом расчете, т. е. при условии $p_к = p_н$ и $w_к = 0$;

4) при значениях $f_к < 3$ указанные допущения вносят в расчет значительную неточность, приводящую к ошибке в тяге больше чем на 3%. В современных двигателях $f_к \approx 4 \div 7{,}5$ и выше. При увеличении давления в камере сгорания оптимальное значение $f_к$ возрастает. Если же у данной изобарической камеры сгорания двигателя увеличивать $F_{кр}$ при неизменных значениях $F_к$, $p_н/p_в$ и угла раствора сопла (фиг. 7.6), то в этом случае:

1) уменьшится удельная тяга по причинам, изложенным выше;

2) возрастет секундный расход топлива в камеру двигателя, так как $G_в$ и $p_к$ зависят от $F_{кр}$ (произойдет форсирование камеры по секундному расходу топлива и тяге); с увеличением $f_к$ расход $G_в$ возрастает интенсивнее, чем понижается удельная тяга $P_{уд}$ (см. фиг. 7.6 и табл. 7.2);

3) уменьшится удельный вес камеры (самым легким оказывается двигатель при $f_к = 1$).



Фиг. 7.6. К выбору безразмерной площади камеры сгорания (увеличивается критическое сечение сопла).

Данные этой таблицы показывают, что при уменьшении $f_к$ от 6 до 3 за счет увеличения $F_{кр}$ повышается тяга камеры на 25%. В случае необходимости за счет некоторого увеличения $F_{кр}$ и $G_в$ можно повысить тягу существующего двигателя. Однако брать значение $f_к < 3$ явно нерационально, так как при этом значительно уменьшается удельная тяга двигателя, т. е. ухудшается экономичность его работы (см. фиг. 7.5).

Таблица 7.2

Характеристики двигателя первоначального и форсированного (за счет увеличения $F_{кр}$) вариантов

Вариант двигателя	P кг	$p_к$ кг/см²	$P_{уд}$ кг тяги / кг топлива/сек	$d_к$ мм	$d_{кр}$ мм	$f_к$
Первоначальный	1500	41	172	140	57	6,04
Форсированный	2000	30	136	140	81	2,98

При проектировании ЖРД рациональное значение $f_к$ необходимо принимать с учетом кинетики процессов сгорания топлива в камере, условий эксплуатации двигателя и др.

Безразмерная площадь камеры сгорания $f_к$ однозначно связана с расходонапряженностью камеры сгорания $G_{F_к}$, которую выбирают в начале газодинамического расчета ЖРД для определения $w_к$, $p_к'$ и $T_к'$.

Для определения $p_к'$ и $T_к'$ по известным $p_к$ и $T_к$ необходимо знать состояние газов в том сечении, по которому ведется газодинамический расчет процесса горения.

Точные экспериментальные данные по этому вопросу в настоящее время отсутствуют, и поэтому при газодинамическом расчете двигателя выбирать упомянутое исходное сечение камеры сгорания приходится исходя из чисто теоретических предпосылок и практических соображений. Вероятно, наиболее близкое к действительности представление в этом случае можно получить, если предположить, что горение топлива начинается в том сечении камеры сгорания, где оно испарилось. Следует предположить, что температура в зоне этого сечения соответствует температуре кипения при данном парциальном давлении наиболее высококипящего компонента топлива.

После выбора формы камеры сгорания ЖРД необходимо определить ее размеры. Теоретически решить эту задачу трудно, так как размеры камеры зависят от многих факторов, количественный учет которых пока невозможен.

§ 7. Определение основных геометрических характеристик камеры двигателя

К основным геометрическим параметрам камеры сгорания двигателя относятся:

1) диаметр распылительной головки;
2) максимальный диаметр и длина камеры сгорания;
3) боковая поверхность оболочки и др.

До сего времени еще не установлены твердые правила для определения основных размеров камеры сгорания двигателя. Диаметр распылительной головки камеры должен быть достаточным для расположения топливных форсунок. При проектировании ЖРД диаметр головки камеры сгорания выбранной формы можно приближенно оценить на основании данных статистики.

При расчете двигателей диаметр распылительной головки можно принимать:

1) для шаровой камеры сгорания

$$d_{гол} \approx d_к,$$

где $d_к$ — максимальный диаметр камеры, определяемый по формуле (фиг. 7.7, *а*)

$$d_к = \sqrt[3]{\frac{V_к}{0{,}5236}} = 1{,}24\sqrt[3]{V_к} \ м; \qquad (7.8)$$

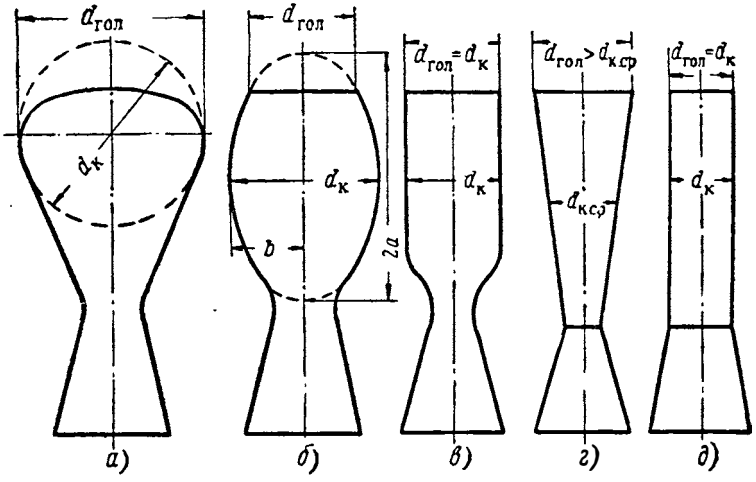
здесь $V_к$ — расчетный объем камеры сгорания;

2) для эллиптической камеры сгорания (см. фиг. 7.7, *б*)

$$d_{гол} \approx 0{,}6 d_к, \tag{7.9}$$

где $d_к$ — максимальный диаметр камеры сгорания, определяемый по формуле

$$d_к = 1{,}125 \sqrt{V_к} \ м;$$



Фиг. 7.7. К определению диаметра головки камер сгорания различных форм.

3) для цилиндрической и конически сужающейся камер сгорания (см. фиг. 7.7, *в*, *г* и *д*)

$$d_{гол} = d_к, \tag{7.10}$$

где $d_к$ — диаметр цилиндрической части камеры сгорания, определяемый по формуле

$$d_к = \sqrt{\frac{4F_к}{\pi}} = \sqrt{\frac{4G_s}{\pi G_{F_к}}} = \sqrt{\frac{4P}{\pi P_{уд} G_{F_к}}} \ см;$$

здесь $F_к = G_s / G_{F_к}$ — площадь поперечного сечения камеры сгорания в $см^2$;

$G_{F_к}$ — расходонапряженность камеры сгорания в $\frac{кг/сек}{см^2}$;

G_s — расход топлива в камеру в $кг/сек$;

P и $P_{уд}$ — абсолютная и удельная тяги камеры в $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$.

Формула для определения $d_к$ эллиптической камеры сгорания получена следующим образом.

Объем эллипсоида вращения выражается уравнением

$$V_{эл} = V_к = \frac{4}{3}\pi abc = \frac{4}{3}\pi ab^2, \qquad (7.11)$$

где a — большая полуось;

b — малая полуось эллипсоида вращения, а ось $c = b$.

Для камеры сгорания эллиптической формы на основании данных статистики можно принять $b = \frac{3}{4}a$, т. е.

$$V_к = \pi \frac{3}{4} a^3,$$

откуда

$$a = 0{,}75 \sqrt[3]{V_к}. \qquad (7.12)$$

Тогда искомый вид формулы для определения диаметра эллиптической камеры сгорания будет

$$d_к = 2b = 1{,}5a = 1{,}125 \sqrt[3]{V_к}. \qquad (7.13)$$

Так как отношение расходонапряженности камеры сгорания к давлению в ней $p_к$ почти постоянно, то диаметр $d_к$ обратно пропорционален корню квадратному из $p_к$, т. е. $d_к \approx 1/\sqrt{p_к}$.

Между диаметром камеры сгорания и критическим сечением сопла современных двигателей существует следующая зависимость:

а) в цилиндрических камерах сгорания азотнокислотных двигателей

$$d_к \approx (2{,}0 \div 3{,}0)\, d_{кр};$$

б) в шарообразных камерах сгорания спирто-кислородных двигателей

$$d_к \approx (2{,}3 \div 2{,}5)\, d_{кр}.$$

Пересчитать объем шара в объем грушевидной формы камеры сгорания и приближенно определить ее длину можно следующим образом:

1) в некотором масштабе вычерчивают окружность диаметром $d_к$ (фиг. 7.8);

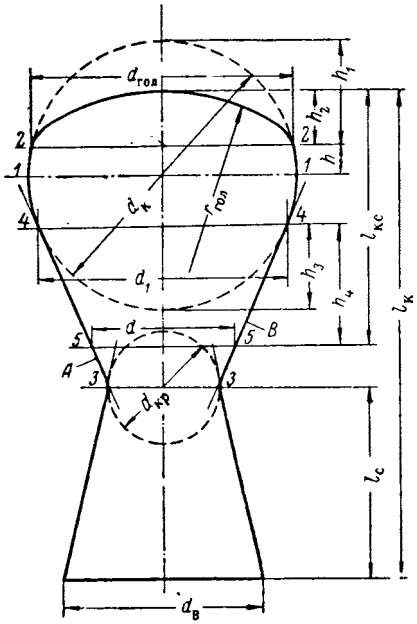
2) в том же масштабе откладывают на вертикальном диаметре высоту $h \approx (0{,}1 \div 0{,}2)\, d_к$ и проводят хорду — линию *2-2*, параллельную *1-1*, на которую наносят диаметр распылительной головки камеры $d_{гол}$;

3) по чертежу этой же окружности определяют высоту шарового сегмента h_1, отсекаемого линией *2-2*;

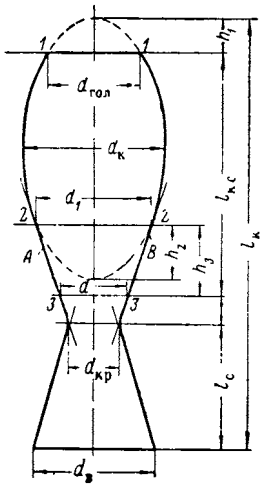
4) в том же масштабе от линии *2-2* откладывают вверх высоту шатровой головки камеры сгорания $h_2 \approx 0{,}1\ d_{гол}$ и очерчивают головку радиусом $r = d_к$;

5) на произвольно проведенной под окружностью горизонтальной линии *3-3* в том же масштабе откладывают диаметр критического сечения сопла $d_{кр}$, соблюдая на глаз известную пропорцию основных геометрических размеров камеры (диаметра и длины);

6) из точек *3-3* к окружности диаметра $d_к$ проводят касательные линии *A* и *B* и по чертежу в принятом масштабе определяют верхний диаметр усеченного конуса d_1 (по линии *4-4*), а также высоту отрезанного при этом шарового сегмента h_3;



Фиг. 7.8. К определению длины камеры сгорания шарообразной формы.



Фиг. 7.9. К определению длины камеры сгорания эллиптической формы.

7) определяют диаметр усеченного конуса в том поперечном сечении, где заканчивается камера сгорания и площадь его $F = 3F_{кр}$ (линия *5-5*);

8) вычисляют высоту усеченного конуса, входящего в объем камеры сгорания:

$$h_4 = \frac{d_1 - d}{2 \operatorname{tg} \frac{\beta}{2}},$$

где β — угол раствора конуса сужающейся части сопла;

9) наконец, находят искомую длину камеры сгорания:

$$l_{к.с} \approx d_к - (h_1 + h_3) + h_2 + h_4.$$

В этом приближенном подсчете длины камеры сгорания нами не учтен объем предкамер принятой системы распыла компонентов топлива; при точных расчетах этот объем нужно учитывать.

После этого подсчета нужно приступить к конструктивному профилированию камеры сгорания и сопла, делая необходимые отступления от приведенной предварительной расчетной схемы формы камеры сгорания двигателя.

Распределить вычисленный объем эллипсоида вращения в желаемую форму камеры сгорания и приближенно определить ее длину можно следующим образом:

1) в некотором масштабе вычерчивают эллипсоид вращения (фиг. 7.9), пользуясь ранее вычисленными величинами $d_к$ и a (здесь a — большая полуось эллипсоида);

2) в том же масштабе на чертеже эллипсоида откладывают диаметр распылительной головки камеры сгорания $d_{гол}$ и определяют высоту сегмента h_1, отсекаемого при этом линией *1-1*;

3) определяют $d_{кр}$, который в том же масштабе откладывают внизу чертежа эллипсоида вращения, соблюдая при этом на глаз известную пропорцию основных геометрических размеров камеры;

4) к эллипсоиду вращения проводят касательные линии A и B и по чертежу определяют высоту сегмента h_2, отсекаемого от эллипсоида линией *2-2;*

5) аналогично камере шаровой формы определяют диаметр сужающегося сечения сопла, где площадь $F = 3F_{кр}$, и соответствующие объемы, а затем находят длину камеры сгорания.

Длину камер сгорания цилиндрической и сужающейся форм определяют аналогичным способом.

Длина цилиндрической части камеры сгорания должна быть такой, чтобы в ней в основном успевали заканчиваться процессы сгорания топлива.

В камерах сгорания двигателей больших тяг сужающаяся часть сопла имеет значительные размеры. Поэтому время пребывания газов в этой докритической части сопла велико, что необходимо особо учитывать при точных расчетах длины камеры двигателя.

Если известны объем камеры сгорания $V_к$, ее диаметр $d_к$, диаметр критического сечения сопла $d_{кр}$ и построен профиль сужающейся части камеры (сопло), то длина цилиндрической части камеры сгорания может быть достаточно точно вычислена по разности объемов (см. пример 2):

$$V_ц = V_к - V_{сж}, \qquad (7.14)$$

где $V_{сж}$ — объем сужающейся части камеры сгорания, определяемый по ее геометрическим характеристикам (см. § 3, гл. 7).

Зависимость длины цилиндрической части камеры сгорания от $p_к$ еще не установлена. Однако можно считать, что при повышении $p_к$ оптимальная длина этой части камеры должна уменьшаться вследствие интенсификации в ней при этом рабочего процесса и требований повышения динамической устойчивости работы двигателя.

Длина цилиндрической части камер сгорания некоторых современных двигателей колеблется в пределах $l_ц \approx (1{,}0 \div 2) d_к$.

У двигателей с тягой больше 10—15 *т* и при повышенном давлении газов в камере сгорания длина цилиндрической части камеры может быть меньше ее диаметра.

Конструктивные размеры камер сгорания любой формы устанавливают в процессе ее рабочего проектирования и выполнения прочностных расчетов. Расчетные значения основных геометрических размеров камеры сгорания можно округлять, так как небольшое их изменение практически не оказывает существенного влияния на характеристики работы двигателя.

При выборе диаметра цилиндрической части камеры сгорания двигателя необходимо иметь в виду, что:

1) при чрезмерно большом $d_к$ конструктивно удобно расположить на головке камеры топливные форсунки нормальной производительности, но при этом ухудшается контакт между распыливаемыми компонентами и поэтому при расчетном объеме камеры сгорания уменьшается полнота сгорания топлива;

2) чрезмерное увеличение $d_к$ за счет уменьшения $l_ц$ может привести к ухудшению процессов подогрева, испарения и сгорания компонентов топлива;

3) при чрезмерно малом $d_к$ конструктивно трудно расположить на головке топливные форсунки нормальной производительности. Кроме того, при малом шаге форсунок ухудшается подвод тепла на подогрев и испарение компонентов топлива посредством обратных токов газа, что при данном объеме камеры сгорания уменьшает полноту сгорания и может вызвать неустойчивость работы двигателя;

4) замена потребного числа форсунок нормальной производительности на меньшее число большей производительности нецелесообразна, так как при этом увеличатся размеры капель распыливаемых компонентов топлива и ухудшится их полнота сгорания;

5) увеличение производительности топливных форсунок и чрезмерное увеличение длины цилиндрической части камеры сгорания за счет уменьшения ее диаметра могут привести к неустойчивой работе двигателя (пульсации давления в камере сгорания).

Боковые поверхности оболочек камер сгорания различных геометрических форм определяют по соответствующим формулам, приведенным в справочниках по математике.

К основным геометрическим характеристикам сопла камеры двигателя относятся:

1) площади и диаметры критического и выходного сечений сопла, которые определяют по данным теплового расчета двигателя;

2) длина и боковая поверхность выходной части сопла, которые определяют в зависимости от профиля и размеров сопла, и

3) углы растворов входной и выходной частей сопла, значения которых выбирают по данным статистики.

Поскольку истечение газов из сопла камеры двигателя близко к равновесному и в этом процессе основную роль играют газодинамические факторы, то сопла ЖРД можно моделировать, т. е. результаты, полученные при исследовании сопел малых размеров, можно переносить из сопла двигателей больших тяг.

Пример 3. Определить диаметр критического и выходного сечений сопла камеры двигателя, развивающего номинальную тягу $P=2125$ *кг* при $p_к=22$ *ата*, $p_в=1$ *ата* и $n=1{,}2$.

Решение

1. Площадь критического сечения сопла определится из общей формулы тяги, т. е.

$$F_{кр}=\frac{P}{p_к\sqrt{\frac{2n^2}{n-1}\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n}}\left[1-\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]}}=$$

$$=\frac{2125}{22\sqrt{\frac{2\cdot 1{,}2^2}{1{,}2-1}\left(\frac{2}{1{,}2+1}\right)^{\frac{1{,}2-1}{1{,}2}}\left[1-\left(\frac{1}{22}\right)^{\frac{1{,}2-1}{1{,}2}}\right]}}=67{,}8\ см^2.$$

2. Площадь выходного сечения сопла (см. § 16)

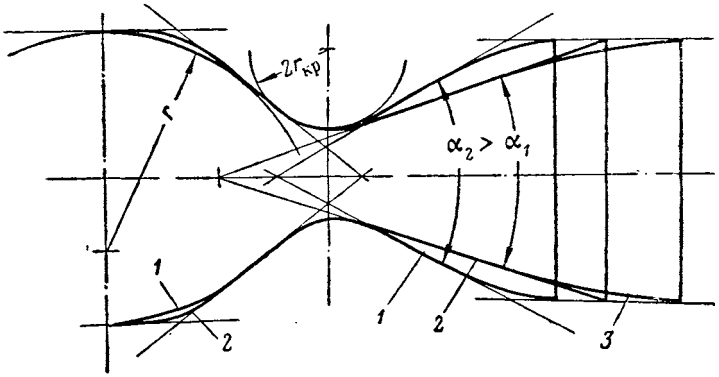
$$F_в=F_{кр}\frac{\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{1}{n-1}}\left(\frac{p_к}{p_в}\right)^{\frac{1}{n}}}{\sqrt{\frac{n+1}{n-1}\left[1-\left(\frac{p_в}{p_к}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]}}=$$

$$=67{,}8\times\frac{\left(\frac{2}{1{,}2+1}\right)^{\frac{1}{1{,}2-1}}\left(\frac{22}{1}\right)^{\frac{1}{1{,}2}}}{\sqrt{\frac{1{,}2+1}{1{,}2-1}\left[1-\left(\frac{1}{22}\right)^{\frac{1{,}2-1}{1{,}2}}\right]}}=263\ см^2.$$

3. Характерные диаметры сопла соответственно будут: $d_{кр}=9{,}29$ *см*$=92{,}9$ *мм* и $d_в=18{,}3$ *см*$=183$ *мм*.

§ 8. Выбор формы и углов раствора сопла камеры двигателя

Форма и углы раствора входной и выходной частей сопла камеры ЖРД существенно влияют на процесс расширения и разгон газов в сопле. Поэтому при проектировании камеры эти углы нужно выбирать оптимальными. Чем совершеннее спроектировано, сконструировано и технологически выполнено сопло, тем меньше в нем потери энергии газов и тем больше их эффективная скорость истечения и удельная тяга двигателя.



Фиг. 7. 10. Сопла камеры конической и профилированной форм:

1—профилированное сопло с увеличенным углом раствора, *2*—обычное коническое сопло, *3*—профилированное сопло с углом раствора конического сопла.

Современные двигатели имеют сопла конической и профилированной по длине формы (фиг. 7. 10).

Сопла некоторых выполненных камер имеют полный угол раствора входной части 60—90° и выходной части 20—40°. Такие сопла менее эффективны по сравнению с соплами профилированной по длине формы.

Сопла различных форм и углов раствора еще мало изучены при различных диапазонах режимов работы существующих ЖРД, что представляет некоторые трудности при их проектировании.

При массовом производстве камер ЖРД сварной конструкции, когда применяется штамповка заготовок сопел из листов металла, затраты на изготовление сопла профилированной формы будут примерно такими же, как и конического сопла.

При проектировании сопла необходимо стремиться к тому, чтобы возможно полнее удовлетворить следующие основные требования:

1) возможно меньшие потери энергии газов в сопле, суммарное значение которых обычно учитывается величиной коэффициента полноты скорости истечения φ_c;

2) поверхность оболочки сопла при заданных размерах критического и выходного сечений должна быть оптимальной как по эффективности работы сопла, так и по условиям охлаждения, удельному весу и другим показателям;

3) конструкция и технология изготовления сопла должны быть возможно простыми.

Эти требования к конструкции сопла являются взаимоисключающими, так как полное удовлетворение одного из них приводит к ухудшению других свойств сопла. Поэтому при проектировании сопла в зависимости от назначения двигателя приходится принимать то или иное компромиссное решение.

В сопле камеры двигателя имеют место следующие потери энергии газов, снижающие удельную тягу двигателя:

1. *Потеря вследствие трения газов о поверхность оболочки сопла.* Эта потеря уменьшается, если внутреннюю поверхность сопла выполнить гладкой и с большим углом раствора выходной части; ее величину нельзя свести к нулю. Чем больше длина сопла, тем больше потеря на трение. Величина потери энергии вследствие трения учитывается коэффициентом $\varphi_{тр}$.

Силы трения в камере сгорания пренебрежимо малы из-за малых скоростей газового потока.

2. *Потеря вследствие непараллельности истечения газов из сопла относительно его оси.* Радиальное перемещение газов в конусе сопла снижает их количество движения в осевом направлении и, следовательно, уменьшает удельную тягу двигателя. Эту потерю можно свести к нулю, если подобрать профиль сопла так, чтобы скорости газов в потоке на выходе из сопла были параллельны оси двигателя. Однако такие профилированные сопла получаются длинными, что влечет за собой потерю на трение газов о поверхность оболочки, увеличивает вес и габариты сопла (см. фиг. 7.9). По этой причине нецелесообразно выводить газовый поток из сопла при полностью параллельном течении. Практически общий угол раствора профилированного сопла на выходе принимают равным 10—16°.

Величина потери энергии газов вследствие радиального рассеивания их в сопле (непараллельности потока на выходе из сопла) учитывается коэффициентом $\varphi_{рас}$.

3. *Потеря вследствие несовершенства профиля сопла (входные потери).* Эта потеря вызывается срывом потока и скачками уплотнения в сверхзвуковой области сопла.

При чрезмерной кривизне критической области сопла периферийные струи могут отрываться от поверхности сопла из-за возникающих сил инерции при переходе через критическое сечение. Эти срывы нарушают плавность истечения при переходе через скорость звука, вызывают образование вихревых зон, скачков уплотнения. Кроме того, скачки уплотнения могут образоваться и в сверхзвуковой части сопла, в местах чрезмерной кривизны профиля сопла.

Эта потеря уменьшается, если всем участкам сопла придать соответствующие плавные очертания.

Рядом экспериментов установлено, что при очертании сопла в области критического сечения радиусом, равным диаметру этого сечения, потеря на входе оказывается незначительной.

Величина потери вследствие несовершенства профиля сопла учитывается коэффициентом $\varphi_{проф}$. Эта потеря может также иметь место и при нормальном угле раствора выходной части сопла, если двигатель будет работать на режимах чрезмерного перерасширения газов в сопле вследствие уменьшения расхода топлива в камеру сгорания.

4. *Потеря вследствие частичной неравновесности истечения газов.* Эта потеря зависит от природы продуктов сгорания топлива, их давления и длины сопла двигателя; при длине сопла порядка 0,1 *м* она достигает не более 1—2%. При более длинных соплах эта потеря практически близка к нулю, так как при этом увеличивается время пребывания газов в сопле и поэтому в нем полнее завершаются процессы релаксации и рекомбинации молекул газов. Потеря вследствие неравновесности истечения газов в сопле обычно учитывается при расчете процесса истечения по среднему показателю политропы.

5. *Потеря вследствие теплоотдачи от газов в окружающую среду.* Эта потеря уменьшается, если сопло имеет меньшую поверхность оболочки за счет увеличения угла раствора выходной части.

Величина потери в окружающую среду в охлаждаемом двигателе пренебрежимо мала (не превышает 0,2—0,3%).

Перечисленные здесь потери энергии газов в сопле камеры снижают удельную тягу двигателя на 1—5% от ее теорегического значения, вычисленного при истечении газов из сопла без потерь.

Основные потери энергии газов в сопле двигателя учитываются коэффициентом полноты скорости истечения:

$$\varphi_c \approx \varphi_{тр}\varphi_{рас}\varphi_{проф}.$$

Двигатели имеют $\varphi_c \approx 0{,}95 \div 0{,}99$.

Действительная скорость истечения газов из сопла двигателя может быть определена по формуле

$$w_в \approx \varphi_{уд} w_{в.т} \ м/сек,$$

где $w_{в.т}$ — скорость газового потока в выходном сечении сопла, вычисленная без учета радиального рассеивания газов по обычной формуле изэнтропического расширения.

Коэффициент φ_c для существующего ЖРД можно определить экспериментально, а для проектируемого двигателя величину его следует оценивать приближенно на основании данных статистики.

Учет потери энергии газового потока вследствие непараллельности газов на выходе из сопла можно учесть приближенно коэффициентом рассеивания $\varphi_{рас}$ (табл. 7.3).

Таблица 7.3

Значение коэффициента $\varphi_{рс}$ в зависимости от полного угла раствора на срезе сопла $\alpha_в$

Градусы $\alpha_в$	0	4	8	12	16	20
$\varphi_{рас}$	1,000	0,9997	0,9988	0,9972	0,9951	0,9924

Продолжение

Градусы $\alpha_в$	24	28	32	36	40
$\varphi_{рас}$	0,9890	0,9851	0,9806	0,9755	0,9698

При этом средняя осевая скорость истечения газов из сопла выразится формулой

$$w'_в = \varphi_{рас} w_в \ м/сек,$$

где $\varphi_{рас} = {}^1/_2\left(1 + \cos\frac{\alpha_в}{2}\right)$; здесь $\alpha_в$ — полный угол раствора выходной части сопла.

Конические сопла применяются в камерах двигателей малых и средних тяг, где потерей энергии газового потока вследствие радиального рассеивания можно пренебречь. Преимуществом конических сопел является сравнительная простота их конструкции и изготовления.

Для конических сопел проектируемых камер ЖРД можно принимать углы растворов: а) входной части $\beta = 60 \div 90°$; б) выходной части $\alpha \approx 25 \div 30°$.

Радиус скругления профиля критической области сопла можно принимать

$$r = (0{,}7 \div 1)\, d_{кр},$$

где $d_{кр}$ — диаметр критического сечения сопла.

При таких углах раствора сопло имеет сравнительно небольшие длину и вес, а также не происходит значительного снижения удельной тяги двигателя относительно $P_{уд}$ полностью соосного потока.

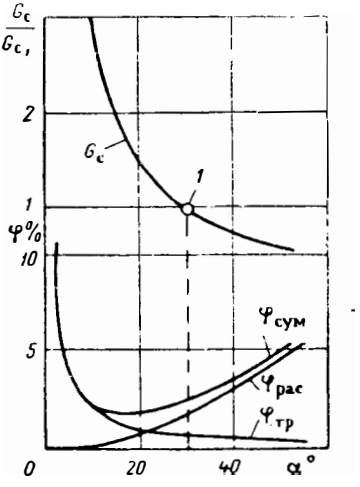
Оптимальные углы раствора входной и выходной частей сопла для заданного режима работы камеры двигателя можно установить экспериментально.

Эксперименты показывают, что угол раствора и форма входной части сопла незначительно влияют на величину удельной тяги двигателя и практически не влияют на характер газового потока в закритической части сопла.

Форма и угол входной части сопла определяют поле скоростей и давлений в газовом потоке докритической части сопла. Вследствие сужения канала давление газов у поверхности сопла за счет действия центробежных сил получается больше, чем вблизи оси его, а в критическом сечении — наоборот. Чем больше угол суже-

ния входной части сопла, тем больше давление газов у ее поверхности и потери энергии вследствие трения. Резкие изменения контуров этой части сопла могут привести к образованию скачков уплотнения.

При проектировании двигателей входной канал сопла целесообразно очерчивать плавно сопряженными кривыми (например, дугами окружностей), что позволяет уменьшить длину этой части сопла, упростить технологию ее изготовления и снизить вес. При этом радиусы дуг окружностей выбирают, исходя из условий сопряжения, так, чтобы сопло имело возможно плавное очертание.



Фиг. 7.11. Примерная зависимость веса конического сопла G_c камеры заданной тяги от величины потерь в нем энергии газов и величины полного угла раствора α.

1—точка исходной зависимости веса сопла G_{c1} камеры, относительно которого ведется сравнение.

Угол раствора выходной части сопла, как уже отмечено выше, существенно влияет на характер рабочего процесса в сопле и на величину удельной тяги двигателя. При выборе этого угла для проектируемого двигателя необходимо иметь в виду следующее [1].

1. Чем больше угол раствора выходной части сопла, тем при прочих равных условиях будет короче и легче сопло, меньше его охлаждающая поверхность, теплоотдача к ней от газов (легче охладить сопло данным количеством жидкости), а также меньше потеря давления жидкости в охлаждающем тракте и потеря энергии вследствие трения газов о поверхность сопла. Но при этом диаметр выходного сечения сопла может оказаться чрезмерно большим относительно миделя снаряда, истечение газов будет более неравновесным и значительно увеличится потеря энергии газового потока вследствие радиального рассеивания.

2. При чрезмерно большом угле раствора сопла возможны потери энергии газового потока вследствие отрыва его от поверхности сопла, появления вихрей, турбулентности и скачков уплотнения.

3. При уменьшении угла раствора сопло удлиняется, истечение газов становится более равновесным, уменьшается энергия газов вследствие их радиального рассеивания на выходе из сопла. Однако при этом увеличивается поверхность оболочки сопла, что затрудняет ее охлаждение, возрастает потеря энергии газов вследствие их трения о поверхность и повышается вес сопла.

[1] Д. Саттон. Ракетные двигатели. ИЛ, 1950.

Перечисленные факторы, обусловливающие оптимальное значение угла раствора расширяющейся части сопла, между собой противоречивы и в каждом отдельном случае поддаются точному учету только экспериментально.

На фиг. 7. 11 показано изменение веса сопла камеры заданной тяги и потерь в нем энергии газа в зависимости от угла раствора его расширяющейся части.

Кривые этой фигуры показывают, что по величине потерь энергии газа в коническом сопле оптимальный угол раствора должен быть около 20°. Однако для уменьшения веса сопла при расчете этот угол принят равным 30°. Это допущение оказывается оправданным, так как ухудшение эффективности (удельной тяги) двигателя допустимо почти на столько процентов, на сколько процентов при этом уменьшается его вес.

Если в сопле камеры имеет место отрыв потока газов от стенок вследствие резкого изменения направления его движения или расширения из-за чрезмерно большого угла раствора, то потери энергии газов в сопле могут быть весьма большими.

Оптимальное соотношение между эффективностью работы сопла и его весом зависит не только от угла раствора, но и от давления в камере сгорания и выходном сечении сопла, от оптимальной высотности сопла, а также продолжительности работы двигателя. Это необходимо учитывать в каждом конкретном случае проектирования и конструирования камеры двигателя.

Сопло на выходе не должно иметь острую кромку, так как при скруглении ее возможны перерасширение газов и увеличение потери энергии вследствие рассеивания.

§ 9. Профилирование сопла камеры двигателя графическими методами

Сопло камеры обычно профилируют в двигателях средних и больших тяг, а также в двигателях, работающих с большой степенью расширения газов, так как использование конического сопла приводит к значительной потере энергии газов вследствие радиального рассеивания.

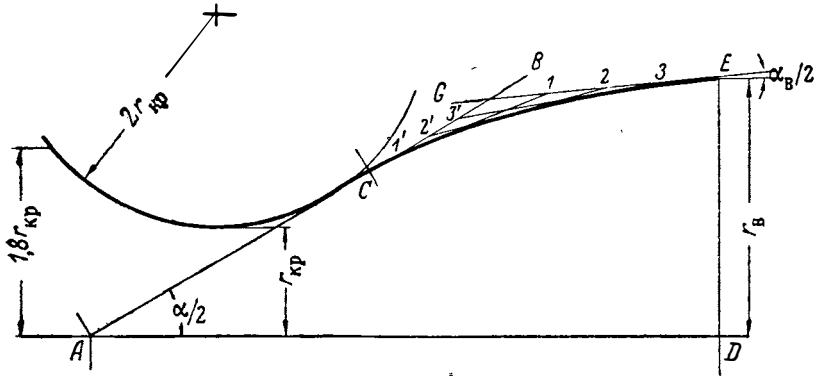
Профилирование сопла позволяет повысить удельную тягу двигателя на 2—3% относительно значения тяги той же камеры, но с коническим соплом.

Для уменьшения потери энергии газов в профилированном сопле, его длины и веса рекомендуется [1] начальный угол раствора сопла увеличивать до 40—50°. Такое увеличение угла оправдывается тем, что в сопле происходят процессы догорания топлива, рекомбинации и релаксации молекул газов, способствующие радиальному расширению их при движении в сопле.

[1] Г. Б. Синярев и М. В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. Оборонгиз, 1950.

Угол непараллельности газов на срезе сопла при $f_в = F_в/F_{кр} = 4 \div 8$ и $p_к/p_в = 20 \div 60$ *ата* рекомендуется принимать $\alpha_в = 12 \div 16°$. При этом сопло получается короче и легче, а коэффициент скорости $\varphi_c \approx 0{,}98 \div 0{,}99$.

Увеличение удельной тяги двигателя на 2—3% за счет только конструктивных параметров сопла указывает на целесообразность профилирования сопел камер ЖРД средних и больших тяг. Получаемая в этом случае экономия в расходе топлива может с избытком покрыть затраты, связанные с профилированием сопла.



Фиг. 7. 12. Графическое построение профиля сопла камеры двигателя.

Существует несколько различных способов графического профилирования сопла камеры двигателя. Строго газодинамическое профилирование сопла, в котором образующая сверхзвуковой части совпадает с линией тока газов, является сложным и трудоемким. Кроме того, длина и вес такого сопла получаются сравнительно большими, а технология его изготовления весьма сложной. Поэтому для профилирования сопла камеры двигателя целесообразнее пользоваться упрощенными графическими методами.

Исходными данными для профилирования расширяющейся части сопла камеры двигателя являются:

1) безразмерная площадь сопла $f_в = F_в/F_{кр}$;
2) радиусы критического $r_{кр}$ и выходного $r_в$ сечений сопла;
3) угол сопла на срезе $\alpha_в/2$.

Наиболее просто графически построить профиль сопла камеры по параболе. При этом входная часть сопла в области критического сечения образуется дугой с радиусом $2r_{кр}$ (фиг. 7. 12), а сопряжение этой части сопла с образующей камеры сгорания выполняют произвольно.

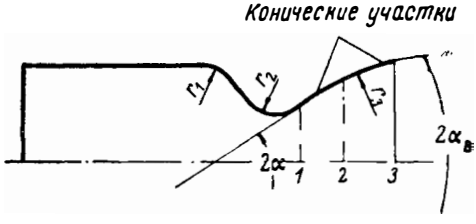
В зависимости от значения $f_в$ выбирают угол $\alpha/2$ ($6 \div 8°$) и под этим углом к упомянутой окружности проводят касательную AB. После этого определяют длины участков AC и AD по формулам:

$$AC = ar_{кр} \quad \text{и} \quad AD = br_{кр}.$$

Для разных значений $f_в$, $\alpha/2$ коэффициенты a и b принимают следующие значения:

$f_в$	4	6	8
$\alpha/2$	15°	17°	19°
a	5,15	4,82	4,62
b	8,4	9,6	11,2

Затем проводят линию среза сопла DE и касательную EG к образующей сопла на срезе под углом $\alpha_в/2$, а точки E и C соединяют параболой, способ построения которой показан на фиг. 7. 12. Для рабочего чертежа сопла составляют таблицу координат и вычерчивают профиль сопла. Значительно проще изготовление такого сопла, профиль которого образован прямыми линиями и дугами. На фиг. 7. 13 схематически показано такое сопло.



Фиг. 7. 13. Схема профилирования сопла упрощенным графическим методом.

Конический участок *1-2* этого сопла образован прямыми линиями, а участок *2-3* — шаровой поверхностью радиуса r_3, который может заканчиваться конической поверхностью.

Следует иметь в виду, что в двигателях с тягой, регулируемой изменением расхода топлива в камеру, профилированное сопло может оказаться нецелесообразным. Камеры сгорания и сопла ЖРД можно моделировать, но воспользоваться этим методом при создании новых конструкций двигателей пока еще невозможно, поскольку разработка научных методов моделирования ЖРД пока находится в начальной стадии.

§ 10. Нагрузки оболочек камеры двигателя

При расчете ЖРД на прочность наиболее трудным и мало разработанным является расчет оболочек и головки камеры вследствие трудности учета возникающих в них во время работы напряжений при высокой температуре и воздействии других факторов.

Во время работы отдельные элементы камеры двигателя подвергаются разнообразным нагрузкам. Особенно разные по характеру нагрузки несут внутренняя и наружная оболочки камеры. Эти оболочки подвергаются воздействию:

1) радиальных и осевых сил гидростатического давления;

2) термических нагрузок, возникающих вследствие нагревания внутренней оболочки;

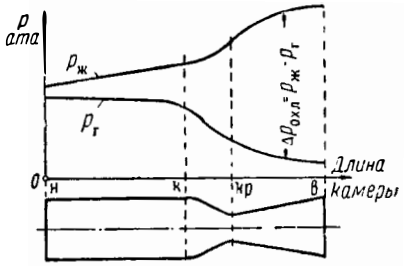
3) динамических и вибрационных нагрузок, появляющихся во время запуска, нормальной работы и остановки двигателя;

4) реакций опор крепления камеры к силовой раме двигателя или непосредственно к боевому аппарату.

Величины каждой из этих нагрузок оболочек разных конструкций камер двигателя весьма различны, и поэтому расчеты оболочек камеры сгорания и сопла на прочность должны производиться для каждого конкретного двигателя. Поскольку точный учет нагрузок, отмеченных пп. 2—4, весьма затруднен, то расчеты оболочек обычно приходится производить исходя из общих соображений.

Статическая нагрузка на оболочки создается давлением жидкости в охлаждающем тракте камеры. Под давлением этой жидкости наружная оболочка (рубашка) камеры подвергается растяжению. При этом внутренняя оболочка камеры сжимается под действием разности давлений жидкости в охлаждающем тракте $\Delta p_{охл}$ и газов в канале камеры $p_г$ (фиг. 7.14).

Поскольку давление охлаждающей жидкости в тракте на пути от среза сопла до головки камеры понижается вследствие гидравлического сопротивления тракта, а давление газов в канале камеры, наоборот, понижается от головки камеры до среза сопла, то максимальная разность давления жидкости на внутреннюю оболочку создается у выходной части сопла (в области входа жидкости в охлаждающий тракт).



Фиг. 7.14. Изменение давления жидкости в охлаждающем тракте по длине камеры двигателя.

Оболочка неохлаждаемой камеры подвержена радиальному и осевому растяжению давлением газов; наибольшее давление имеет место внутри камеры сгорания, а наименьшее — у выходной части сопла.

Условия работы оболочек камеры двигателя значительно усложняются высокой температурой внутренней оболочки. Так как прочность металла зависит от температуры, которая в данном случае по длине оболочки (от головки до среза сопла) понижается, то и прочность внутренней оболочки различна как по длине камеры, так и в различные периоды работы двигателя.

Учет напряжений в отдельных элементах камеры, возникающих в результате статических нагрузок, возможен с необходимой для практики точностью. Недостаточно определенными являются напряжения, появляющиеся в элементах камеры вследствие неравномерного их нагрева во время работы.

Особенно неодинаково нагреваются внутренняя и наружная оболочки камеры двигателя, в силу чего внутренняя оболочка, как относительно более нагретая, стремится удлиниться, тогда как наружная оболочка, конструктивно связанная по концам с внутренней оболочкой, препятствует этому удлинению. В результате этих явлений внутренняя оболочка камеры двигателя подвергается сжатию, а наружная — растяжению.

В качестве примера характерно отметить, что камера двигателя А-4 при длине в холодном состоянии в 1790 *мм* во время работы удлиняется в осевом направлении до 5 *мм* и в радиальном направлении — до 4 *мм* (по максимальному диаметру камеры сгорания).

Неравномерность нагрева внутренней оболочки по толщине вызывает ее изгиб, так как вследствие температурного перепада в оболочке более нагретые ее слои, стремясь расшириться, растягивают наружные слои, а последние, сопротивляясь растяжению, сжимают внутренние слои. Температурные напряжения имеют максимальное значение у газовой и жидкостной поверхностей оболочки, тогда как примерно в середине ее они равны нулю.

Если температурные напряжения, возникающие в металле внутренней оболочки в результате ее относительного удлинения и изгиба, превысят предел текучести, то они могут вызвать в металле пластические деформации, которые при известных условиях будут способствовать преждевременной деформации или даже разрушению оболочки под воздействием на нее других нагрузок.

Если бы в оболочке не было температурных напряжений, то допустимые напряжения ее только вследствие статической нагрузки могли бы быть почти в 2 раза больше.

Температурные удлинения и возникающие при этом напряжения также могут иметь место и в других элементах агрегатов двигателя (ТНА, ГГ) и в коммуникациях, особенно при использовании горячих газов для вытеснения компонентов топлива из баков в камеру сгорания.

Для разгрузки оболочек камеры, выполненных по несвязанной силовой схеме, от температурных нагрузок, возникающих в результате их неодинакового нагревания и удлинения, наружную оболочку камеры обычно выполняют из отдельных обечаек, торцы которых соединяются между собой с некоторым зазором по оси при помощи специальных компенсационных колец (подобно двигателям типа А-4). Установка температурных компенсаторов на наружной оболочке особенно необходима для камер больших размеров, так как оболочкам таких камер присущи значительные температурные удлинения.

На компенсационные кольца действуют растягивающая сила наружной оболочки камеры, возникающая от температурной деформации внутренней оболочки, и давление охлаждающей жидкости; величиной давления атмосферного воздуха можно пренебречь.

Но поскольку практически выполняемые компенсаторы при значительной толщине их стенки и относительно малом диаметре кривизны все же обладают определенной упругостью, то обычно невозможно полностью разгрузить оболочку камеры от напряжений указанного характера.

В силу изложенного при расчете на прочность внутренней оболочки камеры двигателя необходимо учитывать напряжения, возникающие в ней вследствие:

1) разности сил давления охлаждающей жидкости в тракте и газов в канале камеры;

2) температурного перепада по толщине оболочки;

3) жесткости температурных компенсаторов, препятствующих удлинению внутренней оболочки при ее нагревании относительно наружной оболочки.

Эти напряжения в оболочке по длине камеры различны, вследствие чего учет их при расчете двигателя особенно затруднен.

Большое значение для надежной работы внутренней оболочки имеет также ее жесткость, так как во время работы двигателя оболочка нагружена извне избыточным давлением охлаждающей жидкости. При высоких температурах внутренняя оболочка камеры под воздействием давления охлаждающей жидкости и силы тяги на сопло может легко потерять устойчивость, прогнуться внутрь и быстро прогореть или смяться.

В наружной оболочке камеры перепад температуры по толщине незначительный, и поэтому при расчете ее на прочность обычно учитываются только напряжения, возникающие в ней вследствие:

1) сил давления охлаждающей жидкости, находящейся в тракте;

2) жесткости температурных компенсаторов, препятствующих удлинению наружной оболочки соответственно температурному удлинению конструктивно связанной с ней внутренней оболочки.

Наружную оболочку камеры рассчитывают как тонкостенный сосуд, находящийся под внутренним давлением.

Напряжения температурных компенсаторов определяют с учетом изгибающих моментов (вследствие большой толщины их стенок относительно радиуса кривизны).

Материал головки камеры практически также работает при сравнительно низких температурах, в силу чего особые требования к нему не предъявляются.

Как единую конструкцию следует рассматривать головку и оболочки камеры, выполненные по связанной силовой схеме.

При применении центробежных форсунок головка камеры двигателя часто выполняется из двух плоских пластин (днищ) и одного наружного шарообразного днища, которые образуют полости для подвода к форсункам горючего и окислителя.

Конструктивная связь плоских пластин головки в каждом отдельном случае может быть различной. Головка такой связанной силовой схемы во время работы воспринимает статическую нагрузку в виде перепада давления между средним давлением горючего и окислителя в подводящих полостях и давлением газов в камере сгорания.

Пластина головки, соприкасающаяся с горячими газами, сильно нагревается и линейно удлиняется. Поскольку она тем или иным способом конструктивно жестко связана по всей площади с верхней пластиной головки, а по периферии — с цилиндром камеры сгора-

ния, то в материале конструкции головки возникают, кроме напряжений от статической нагрузки, температурные напряжения, снижающие его механические свойства. Важно, чтобы головка камеры имела достаточную жесткость и в местах ее, где завальцованы форсунки, сохранялась необходимая герметичность.

Основной целью расчета головки камеры является определение ее жесткости при заданных рабочих давлениях и температурах. Эксперименты показывают, что практически материал головки камеры работает без пластических деформаций. При этом условии рассчитать головку камеры можно при помощи обычного метода, основанного на теории упругости.

В оболочках камеры связанной силовой схемы температурные расширения внутренней оболочки в осевом и радиальном направлениях ограничены конструктивно связанной с ней наружной оболочкой. В этой конструкции оболочек схемы распределения осевых и радиальных усилий очень сложны и учет их практически весьма затруднен.

Кроме прочностных свойств, элементы камеры, а также места их соединения друг с другом должны обладать определенной жесткостью вследствие восприятия ими возможных в двигателе вибрационных нагрузок, обусловленных колебаниями давления газов в камере сгорания и другими факторами.

При расчете камеры на прочность колебания давления газов в камере сгорания при запуске, во время работы и остановки двигателя, неучтенные термические и случайные динамические нагрузки необходимо учитывать соответствующим запасом прочности материала. Если камера двигателя сварная, то толщина ее внутренней оболочки должна быть немного больше расчетной с целью учета допустимых по техническим условиям непроваров швов (до 25% от толщины оболочки) и возможных концентраций напряжений в материале от сварки.

При проектировании двигателя часто толщиной внутренней и наружной оболочек камеры, а также ее головки задаются, а затем в ходе конструирования камеры проверяют их на прочность. Кроме того, для упрощения технологии изготовления камеры внутренние оболочки камеры сгорания и сопла выполняют одинаковой толщины.

Статическая и термическая нагрузки отдельных элементов камеры различны для разных режимов работы двигателя — при запуске, нормальной работе и остановке. При этих наиболее характерных режимах работы двигателя следует производить проверочные расчеты камеры на прочность.

При запуске двигателя давление газов в камере сгорания равно нулю, а давление охлаждающей жидкости в тракте достигает своего полного значения. Внутренняя оболочка камеры не нагрета. В этот момент оболочка камеры максимально нагружена извне давлением жидкости. Расчету подлежит оболочка в наиболее на-

груженном месте (в сечении *2*, см. фиг. 7. 12) и в сечении с наибольшим диаметром. При этом прочностные свойства металла оболочки берутся при нормальных температурах. Расчет проводится на прочность и устойчивость оболочки. Наиболее опасным по нагрузкам является выходное сечение сопла. Следовательно, это сечение сопла нужно проверять на устойчивость.

Во время нормальной работы двигателя статическая нагрузка жидкости на оболочку от среза сопла до головки камеры снижается вследствие изменяющегося по длине камеры давления газов, но зато значительно увеличивается температура оболочки и в связи с этим уменьшается ее прочность. В этом случае нужно учитывать зависимость допускаемого сопротивления и модуля упругости материала оболочки от температуры.

При расчетах механические свойства материала следует определять при средней температуре оболочки, т. е. при $t_{ср}=\frac{t_{п.г}+t_{п.ж}}{2}$.

Расчетными местами оболочки являются срез сопла, критическое сечение сопла и наибольшее поперечное сечение камеры сгорания. Расчет проводится также на прочность и устойчивость оболочки.

При остановке двигателя давление жидкости в охлаждающем тракте может быть высоким или низким в зависимости от устройства клапанов системы топливоподачи, а давление газов в камере сгорания снижается до атмосферного. Внутренняя оболочка камеры нагрета до высокой температуры. Этот случай для камеры, в которой давление жидкости в тракте не уменьшается или мало снижается даже после полного падения давления газов внутри камеры, может быть наиболее опасным. Особенно опасным является повторный запуск двигателя.

Расчеты на прочность вспомогательных элементов двигателя (трубопроводов, баков, пружин, мембран, редукторов, турбин, насосов и др.) производятся по широко известным методам и, как правило, серьезных затруднений не вызывают.

§ 11. Требования, предъявляемые к материалам камеры двигателя

Условия работы различных элементов камеры двигателя резко отличаются друг от друга. Наружная оболочка камеры практически работает при невысоких температурах и поэтому специальные требования к ее материалу не предъявляются, как и к материалам головки камеры. Для изготовления этих элементов камеры могут быть использованы обычные малоуглеродистые стали.

В весьма тяжелых условиях работает внутренняя оболочка камеры, в силу чего к материалу для нее предъявляются жесткие требования.

Материал для изготовления внутренней оболочки камеры двигателя должен обладать:

1) высокой жаропрочностью, так как внутренняя оболочка работает при высоких температурах, несмотря на применяемые меры для ее снижения;

2) высокой теплопроводностью и большой лучеотражательной способностью, так как при этом будет меньше температура газовой поверхности оболочки и больше ее прочность;

3) легкой обрабатываемостью в процессе изготовления, а если конструкция камеры сварная, то и хорошей свариваемостью;

4) высокой коррозионной стойкостью при использовании агрессивных к металлу компонентов топлива, что особенно важно для двигателей многократного действия с большим числом запусков;

5) способностью противостоять механическому и химическому воздействиям газов, омывающих оболочку с большими скоростями;

6) малым коэффициентом термического расширения, что значительно упрощает конструкцию наружной оболочки камеры;

7) хорошей сопротивляемостью ударным, вибрационным и тепловым нагрузкам, возникающим во время запуска, работы и остановки двигателя;

8) возможно меньшим удельным весом, так как отношение предела прочности материала σ_b к его удельному весу $\gamma_м$ определяет удельную прочность материала; чем больше величина $\sigma_b/\gamma_м$, тем материал лучше и общий вес камеры меньше.

Кроме того, материал должен быть дешевым и широко доступным.

В настоящее время нет ни одного материала, который полностью удовлетворял бы всем перечисленным выше противоречивым требованиям. Например, требования высокой прочности и теплопроводности материала при значительных температурах не сочетаются в одном каком-либо материале, так как материалы, обладающие хорошей прочностью, обычно имеют низкую теплопроводность, и наоборот.

Материалы, способные выдерживать значительные напряжения при высоких температурах (нержавеющие и жаропрочные стали), целесообразно использовать для изготовления оболочки небольшой толщины, при которой обеспечивается удовлетворительная теплопередача от газов к охлаждающей жидкости. Использовать же эти материалы для изготовления оболочек камеры сгорания больших размеров не всегда возможно, так как при этом по условиям теплопередачи толщина оболочки должна быть столь небольшой, что по устойчивости она может оказаться непригодной даже для камер, работающих при малых нагрузках.

Теплопроводность применяемых в ЖРД материалов бывает высокой, средней и низкой.

К материалам высокой теплопроводности относятся медь и алюминий, а также сплавы их с другими материалами. Эти материалы имеют низкие по сравнению со сталями допускаемые напряжения, а также малую жаропрочность. Алюминиевые сплавы хорошо

обрабатываются. Медь обладает более высокой теплопроводностью, но так же, как и алюминий, может применяться в таких конструкциях камер двигателей, в которых оболочка искусственно разгружена от механических нагрузок.

К материалам средней теплопроводности относятся малоуглеродистые стали, обладающие коэффициентом теплопроводности около 40—50 *ккал/м час* °С.

Эти стали хорошо штампуются и свариваются. По сравнению с медными и алюминиевыми сплавами они имеют бо́льшую жаропрочность и вследствие этого меньшую теплопроводность, удовлетворительную удельную прочность, относительно дешевы и недефицитны. Эти стали являются основными материалами для изготовления камер ЖРД, несмотря на такие их недостатки, как легкая окисляемость и малая эрозионная стойкость.

Малоуглеродистые стали наиболее подходят для изготовления камер двигателей многократного действия, работающих на неагрессивных компонентах топлива, и для двигателей однократного действия, работающих на агрессивных компонентах топлива. Внутренние оболочки большинства выполненных ЖРД изготовлены из этих сталей.

К материалам низкой теплопроводности относятся высоколегированные и жаропрочные стали. Эти стали хорошо работают при высоких температурах и устойчивы против эрозии. Однако, как правило, они плохо штампуются и свариваются. К тому же они дороги и дефицитны. Применяют их для камер двигателей, работающих на агрессивных компонентах топлива.

При выборе материала для внутренней оболочки камеры необходимо иметь в виду требования, предъявляемые к охлаждению двигателя, а также учитывать получающиеся в том или ином варианте изменения удельных характеристик двигателя, с одной стороны, и производственные и экономические соображения, — с другой.

Рабочая температура газовой поверхности оболочки современных двигателей обычно находится в пределах 425—925° С (в среднем около 650° С). При этих температурах многие имеющиеся материалы обладают удовлетворительной прочностью при условии нормального охлаждения двигателя. Однако необходимость увеличения удельной тяги двигателя за счет применения топлив повышенной теплотворности с высокой температурой сгорания заставляет изыскивать материалы для внутренней оболочки камеры, допускающие безопасное нагревание их до более высокой температуры.

Развитие ЖРД потребовало разработки жаростойких материалов: пластмасс, легких сплавов алюминия и титана, специальных жаростойких сплавов на железной и никелевой основе, тугоплавких металлов (молибдена, вольфрама) с защитными покрытиями, огне-

упорной керамики и композиции типа металлокерамики (см. § 13, гл. 9).

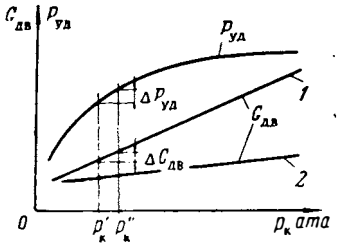
В настоящее время вопросу изыскания материалов для внутренней оболочки камеры ЖРД уделяется большое внимание.

Большинство остальных элементов камеры и других агрегатов двигателя можно выполнять из обычных недорогих и широко доступных материалов. Однако выбор их должен производиться с учетом предъявляемых к ним требований, таких, как достаточная прочность при минимальных размерах деталей, небольшой удельный вес, низкая стоимость и др.

Физико-механические характеристики металлов и сплавов, применяемых для изготовления двигателей, приводятся в соответствующих справочниках.

§ 12. Определение оптимального давления в камере сгорания ЖРД

Обеспечить снаряду наибольшую дальность полета можно не только улучшением рабочего процесса и усовершенствованием конструкции ЖРД, но и выбором оптимальных параметров двигателя. Одним из таких основных параметров является давление газов в камере сгорания $p_к$.



Фиг. 7.15. Принципиальная картина изменения удельной тяги и общего веса двигателя в зависимости от давления в камере сгорания.

1—при вытеснительной системе топливоподачи, *2*—при нагнетательной.

Выше уже было отмечено, что повышение давления газов в камере сгорания вызывает, с одной стороны, увеличение удельной тяги двигателя сначала стремительно, затем начиная с 40—60 *ата* медленно, а около 100 *ата* — весьма незначительно и, с другой, — увеличение расхода энергии на подачу топлива в камеру сгорания под большим давлением и веса двигателя, особенно системы топливоподачи, в связи с увеличением ее мощности.

По этой причине скорость в конце активного участка и дальность полета снаряда при повышении $p_к$ вначале будут увеличиваться, так как при этом прирост удельной тяги двигателя $\Delta P_{уд}$ с избытком будет покрывать потребный расход энергии на движение в пространстве соответствующего прироста веса двигателя $\Delta G_{дв}$, а затем после достижения определенного значения $p_к$, которое можно назвать оптимальным, будут уменьшаться в связи с тем, что приращения $\Delta P_{уд}$ уже будет недостаточно для сообщения движения приросту веса (фиг. 7.15).

При расчете двигателей для снарядов давлением газов в камере сгорания часто задаются на основании данных статистики, так как пока еще отсутствует удовлетворительная методика определения

его оптимальной величины аналитическим путем. Такой подход к решению вопроса не всегда может быть удачным.

В современных ЖРД давление газов в камере сгорания колеблется в пределах:

а) с турбонасосной топливоподачей $p_к \approx 15 \div 50$ *ата* при давлении подачи $p_п \approx 25 \div 60$ *ата*;

б) с вытеснительной топливоподачей при помощи ВАД или ЖАД $p_к \approx 25 \div 30$ *ата* и выше при давлении подачи $p_п \approx 32 \div 40$ *ата* и ПАД — $p_к \approx 40 \div 50$ *ата*.

Оптимальное давление газов в камере сгорания двигателя зависит в основном от его тяги, времени работы, схемы системы топливоподачи и назначения снаряда. Приближенные расчеты показывают, что для применяемых в настоящее время схем двигателей и снарядов оптимальное давление в камере сгорания по дальности полета лежит в пределах 15—30 *ата*, — для вытеснительных и 50—70 *ата* — для турбонасосных систем топливоподачи с выбросом парогаза после турбины в атмосферу [1].

Оптимальное давление газов в камере сгорания проектируемого двигателя нужно выбирать с учетом конструктивных особенностей двигателя, эффективности и надежности его работы и факторов, влияющих на дальность полета снаряда, т. е. исходя из условия получения наилучших летных характеристик снаряда с переменным весом.

Этому условию в первом приближении может отвечать преобразованная формула К. Э. Циолковского для определения скорости полета снаряда в конце активного участка:

$$V_{кон} = gP_{уд}\left(\ln\frac{1}{1-a} - \frac{a}{b}\right) \text{ м/сек}, \qquad (7.15)$$

где $a = G_т/G_0$ — коэффициент запаса топлива в баках снаряда;

$b = P/G_0$ — тяговооруженность снаряда;

G_0 — стартовый вес снаряда, состоящий из веса конструкции снаряда, веса полезной нагрузки и веса двигателя с топливом и рабочими телами системы топливоподачи (сжатый газ, парогаз и т. п.).

При этом условный вес двигателя выражается формулой

$$G_{дв} = \gamma_{дв}P + G_Б + G_{раб.тел} + G_т$$

или

$$G_{дв} = \gamma_{дв}P + (\gamma_Б + q + 1)\,G_т, \qquad (7.16)$$

где $\gamma_{дв}$ — удельный вес двигателя без топливных баков (камеры, турбонасосного агрегата с газогенератором или аккумулятора давления и т. д.);

---

[1] Дж. Хемфрис. Ракетные двигатели и управляемые снаряды. ИЛ, 1958.

$\gamma_Б = G_Б/G_т$ — удельный вес топливных баков, зависящий в основном от тяги и продолжительности работы двигателя;

$q = G_{раб.тел}/G_т$ — удельный вес вспомогательных рабочих тел системы топливоподачи (сжатый газ, парогаз и т. п.).

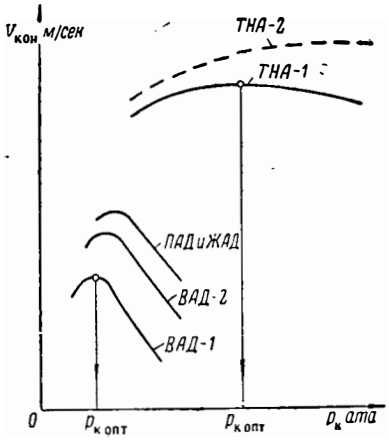
Относя условный вес двигателя к стартовому весу снаряда G_0, получим выражение для относительного веса двигателя:

$$\frac{G_{дв}}{G_0} = \frac{\gamma_{дв} P}{G_0} + (\gamma_Б + q + 1)\frac{G_т}{G_0} \quad \text{или} \quad \overline{G}_{дв} = b\gamma_{дв} + (\gamma_Б + q + 1)a,$$

откуда

$$a = \frac{\overline{G}_{дв} - b\gamma_{дв}}{\gamma_Б + q + 1}. \qquad (7.17)$$

Член в скобках формулы (7.15) для $V_{кон}$ введен для учета влияния на скорость силы веса снаряда при подъеме в высоту. Влияние на величину $V_{кон}$ сопротивления воздуха при полете снаряда этой формулой не учитывается, так как оно в большой мере зависит от режима работы двигателя, траектории полета и аэродинамических характеристик снаряда и поэтому в данном случае не может быть выражено аналитически. В случае сравнительной оценки различных систем топливоподачи это не вносит в расчеты существенной погрешности.



Фиг. 7.16. К определению оптимального давления газов в камере сгорания двигателя.

Выбрав для данного типа снаряда величину b, задавшись рядом значений $p_к$ (например 20, 30, 40, 50, 60 *ата* и т. д.) и вычисляя для заданной тяги и продолжительности работы двигателя соответствующие значения $P_{уд}$ и $\overline{G}_{дв}$, можно найти максимум скорости $V_{кон\,max}$, которому и будет отвечать оптимальное значение давления $p_{к.опт}$ (фиг. 7.16).

Практическое решение этой задачи сопряжено с большими трудностями, так как при этом требуется правильная предварительная оценка ряда величин при выборе их в качестве исходных для расчета. В данном случае наиболее трудно предварительно определить сухой вес проектируемого двигателя.

Расчеты показывают, что в случае применения вытеснительных систем топливоподачи величина конечной скорости полета $V_{кон}$ существенно меняется по давлению в камере сгорания двигателя $p_к$

и имеет резко выраженный максимум в области $p_к \approx 15 \div 30$ *ата*, а для турбонасосной топливоподачи — относительно слабую зависимость и весьма пологий максимум в области давлений, превышающих $p_к = 70$ *ата*.

Резкая зависимость $V_{кон}$ от $p_к$ при вытеснительной системе топливоподачи объясняется тем, что вес этой системы (топливных баков и аккумулятора давления) находится в прямой зависимости от давления в камере сгорания; в результате этого в области больших давлений, несмотря на некоторое увеличение удельной тяги, относительный вес системы топливоподачи возрастает так сильно, что вызывает снижение $V_{кон}$.

Турбонасосная система подачи увеличивает относительный вес при повышении $p_к$ в связи с увеличением веса насосного агрегата и камеры двигателя. Но так как это увеличение сравнительно невелико, то и область наибольших значений $V_{кон}$ передвигается в сторону больших значений $p_к$ и имеет относительно пологий характер.

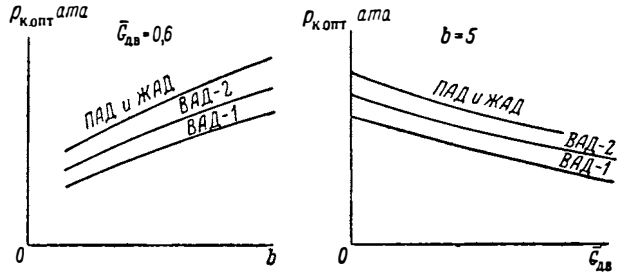
При повышении $p_к$ вес непосредственно камеры сгорания уменьшается, а вес расширяющейся части сопла возрастает в связи с необходимостью удлинения ее для срабатывания большого перепада давлений газов, но при этом общий вес камеры двигателя возрастает незначительно.

Так как при повышении $p_к$ возрастает температура газов в камере сгорания и увеличивается теплоотдача к оболочке камеры, что лимитирует ее прочность, усложняет охлаждение и связано с конструктивными и технологическими трудностями, то расчет камеры проектируемого двигателя целесообразно вести на $p_к$ несколько меньше оптимального значения. Это замечание особенно существенно в том случае, когда применяется турбонасосная система топливоподачи, при которой кривая зависимости $V_{кон}$ от $p_к$ имеет весьма пологий характер.

Воспользовавшись вычисленными значениями $V_{кон}$ (или дальности полета L) снаряда при $p_{к.опт}$, можно построить графики $V_{кон}$ и L при работе на оптимальном режиме для различных схем ЖРД в зависимости от значений P, $\overline{G}_{дв}$ и b.

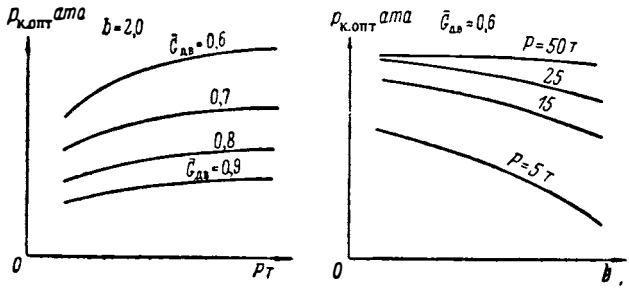
Приближенные расчеты показывают, что при вытеснительных системах топливоподачи увеличение тяговооруженности снаряда b при данном значении относительного веса двигателя $\overline{G}_{дв}$ повышает оптимальное давление в камере сгорания $p_{к.опт}$, а при данном значении b и увеличении $\overline{G}_{дв}$ давление $p_{к.опт}$ понижается (фиг. 7.17). И также для турбонасосной системы топливоподачи при увеличении тяги двигателя P при данном значении b давление $p_{к.опт}$ повышается, причем тем больше, чем ниже $\overline{G}_{дв}$ (фиг. 7.18). При данных же значениях P и $\overline{G}_{дв}$ увеличение b снижает $p_{к.опт}$, причем тем больше, чем ниже тяга P; чем больше P, тем выше $p_{к.опт}$.

За счет применения камеры и схемы систем топливоподачи двигателя с лучшими весовыми и экономическими показателями опти-



Фиг. 7. 17. Зависимость оптимального давления в камере сгорания двигателя от тяговооруженности снаряда (левые графики) и от относительного веса двигателя (правые графики) вытеснительных систем топливоподачи.

мальное давление в камере сгорания может быть повышено до 80—100 *ата,* что увеличивает удельную тягу двигателя на



Фиг. 7. 18. Зависимость оптимального давления в камере сгорания двигателя от тяги (левые графики) и от тяговооруженности снаряда (правые графики) турбонасосной системы топливоподачи.

8—15% по сравнению с удельной тягой, получаемой при $p_к$=30 *ата,* т. е. дает такой же выигрыш, который можно получить применением более высокоэффективного топлива.

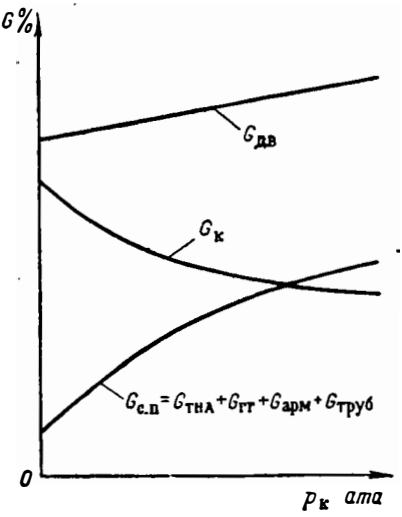
§ 13. Определение веса двигателя

Вес ЖРД зависит от его типа и конструкции, давлений в камере сгорания и в выходном сечении сопла, величины абсолютной тяги, выбранной схемы системы топливоподачи и многих других факторов.

С повышением давления $p_к$ в камере сгорания вес двигателя заданной номинальной тяги увеличивается. Это увеличение $G_{дв}$

больше при вытеснительной системе топливоподачи и небольшое — при турбонасосной; при этом вес камеры $G_к$ уменьшается, а вес системы топливоподачи $G_{с.п}$ увеличивается (фиг. 7.19), так как последнюю приходится выполнить более прочной в связи с подачей компонентов топлива к местам их потребления под более высоким давлением.

Уменьшение $G_к$ с повышением $p_к$ объясняется уменьшением ее оптимального объема и, следовательно, габаритных размеров благодаря уменьшению секундного расхода топлива в камеру заданной тяги и удельного объема продуктов сгорания. Секундный расход топлива в камеру заданной тяги уменьшается в связи с увеличением эффективности ее работы в результате уменьшения диссоциации продуктов сгорания, повышения их температуры и роста к. п. д. двигателя.



Фиг. 7.19. Примерная зависимость веса камеры $G_к$, системы топливоподачи $G_{с.п}$ и всего двигателя $G_{дв}$ от давления в камере сгорания $p_к$.

Расчеты показывают, что при повышении $p_к$, например, в 2 раза площадь поперечного сечения камеры сгорания уменьшается также в 2 раза, а ее диаметр становится равным ~70% первоначального значения, если при этом скорость течения в ней газа остается неизменной.

При повышении $p_к$ почти прямо пропорционально увеличивается толщина оболочек камеры и поэтому возрастает вес их единицы площади. Однако снижение веса камеры сгорания за счет уменьшения ее габаритов оказывается более значительным, и поэтому общий вес камеры сгорания с повышением $p_к$ уменьшается.

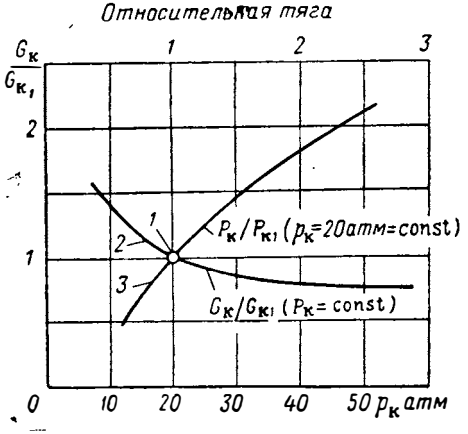
Повышение тяги двигателя при заданном $p_к$ сопровождается увеличением размеров и веса камеры сгорания и сопла (фиг. 7.20), что объясняется соответствующим увеличением при этом секундного расхода топлива в камеру и, следовательно, ее габаритных размеров и толщины стенок. Расчеты показывают, что увеличение $G_к$ происходит несколько медленнее роста тяги.

Следует иметь в виду, что не все узлы камеры и системы топливоподачи двигателя допускают пропорциональное изменение размеров с изменением $p_к$ или тяги. В частности, для камеры сгорания это связано с необходимым временем осуществления рабочего процесса в ней, механическими ограничениями и условиями эксплуатации двигателя.

С увеличением $p_к$ вес сопла камеры G_c также снижается (фиг. 7.21), так как при этом значительно уменьшаются площади его критического и выходного сечений. Незначительное одновременное увеличение длины и толщины его оболочек (веса единицы их площади) существенного влияния на величину G_c не оказывает. Однако при малых тягах двигателя этот теоретический выигрыш в весе сопла практически оказывается незначительным.

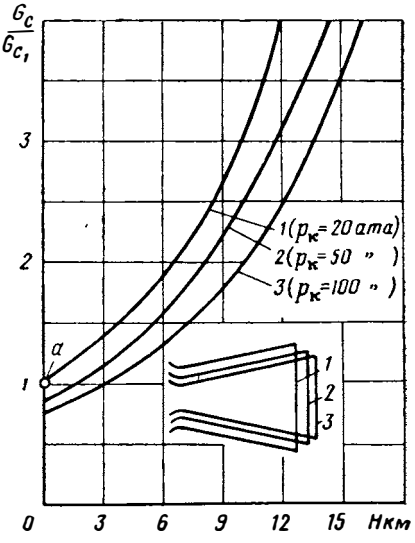
С увеличением высотности сопла возрастают его размеры и вес, а также потери в нем энергии газов вследствие трения о стенки. Уменьшение веса и длины высотного сопла возможно за счет увеличения угла раствора его выходной части, но это приводит к росту потерь энергии газов в результате рассеяния их потока на выходе и отрыва его от стенок. Поэтому при выборе угла раствора выходной части сопла камеры в этом случае необходимо найти компромиссное решение между увеличением потерь энергии газов в сопле и его весом [1].

Вес камеры и других элементов проектируемого двигателя в зависимости от абсолютной тяги и давления в камере сгорания



Фиг. 7.20. Примерная зависимость веса камеры $G_к$ от ее абсолютной тяги $P_к$ и давления в камере сгорания $p_к$;

1—точка исходных значений тяги $P_{к1}$ и веса камеры $G_{к1}$ при $p_к$=20 *атм*, относительно которых ведется сравнение; *2*—кривая относительного изменения $G_к$ в зависимости от $p_к$; *3*—кривая относительного изменения $G_к$ в зависимости от $P_к$ при данном $p_к$=20 *атм*.



Фиг. 7.21. Примерная зависимость веса сопла G_c от давления в камере сгорания $p_к$ и в выходном сечении сопла $p_в$, характеризуемого высотой полета H.

a—точка исходного значения веса сопла G_{c1} при $p_к$=20 *ата* и H=0 *км*, относительно которого ведется сравнение; *1*—кривая относительного изменения G_c в зависимости от H при $p_к$=20 *ата*; *2*—то же при $p_к$=50 *ата*; *3*—то же при $p_к$=100 *ата*.

[1] Вопросы ракетной техники, вып. 5, ИЛ, 1958.

приходится определять, пользуясь данными статистики и проверенными экспериментальными зависимостями.

Вес камеры двигателя складывается из:

1) веса силовых элементов, обусловленных силовой и термической нагрузками и определяемых расчетами;

2) веса конструктивных элементов, налагаемых на силовые элементы конструкцией камеры с целью придания ей жесткости, расположения узлов крепления и т. п.

Вес силовых элементов внутренней и наружной оболочек камеры сгорания и сопла двигателя или их отдельных частей можно определить приближенно по формуле

$$G_{об} = \sum S\delta\gamma, \tag{7.18}$$

где S — поверхность соответствующей оболочки или ее отдельной части;

δ — толщина оболочки этого участка;

γ — удельный вес ее материала.

Внутренняя и наружная оболочки камеры сгорания и сопла в момент запуска двигателя находятся под переменным по длине давлением охлаждающей жидкости.

Толщина наружной оболочки (рубашки) данного участка камеры двигателя определится по формуле

$$\delta_р = \frac{d_р p_ж n_р}{a\sigma_b}, \tag{7.19}$$

где $d_р$ — средний диаметр данного участка наружной оболочки камеры;

$p_ж$ — среднее давление жидкости в охлаждающем тракте этого участка;

$n_р$ — запас прочности материала рубашки камеры;

a — коэффициент, зависящий от формы оболочки; при расчетах его можно принимать равным 2 — для цилиндрической и конической оболочек, 3 — для эллиптической оболочки и 4 — для шарообразной оболочки;

σ_b — предел прочности для материала оболочки при температуре окружающей среды.

При нормальной работе двигателя наружная оболочка камеры находится под давлением жидкости $p_ж$, а внутренняя — под действием разности давлений охлаждающей жидкости в тракте и газов внутри камеры, т. е.

$$\Delta p_{охл} = p_ж - p_г. \tag{7.20}$$

При этом толщину внутренней огневой оболочки камеры двигателя (или ее отдельного участка) можно определить по формуле

$$\delta = \frac{d\Delta p_{охл} n}{2\sigma_{bt}} \text{ мм}, \qquad (7.21)$$

где σ_{bt} — предел прочности для материала этой оболочки при средней температуре нагрева.

Головку камеры двигателей малых и средних тяг часто выполняют из двух плоских стальных днищ толщиной около 2,5—3 *мм*, на которых монтируют форсунки, и одного стального сферического днища радиусом $r_{оф} \approx 0{,}7 d_к$, где $d_к$ — диаметр камеры сгорания. Плоские днища головки крепят к сферическому днищу при помощи косынок (ребер). Запас прочности материала головки $n_{гол} \approx 1{,}5$. При изменении давления в камере сгорания толщину днищ головки камеры можно принимать постоянной.

Толщину огневой оболочки камеры можно принимать одинаковой по длине, но не менее 1—1,5 *мм* при связанной силовой схеме оболочек и около 2—3 *мм* — при несвязанной силовой схеме.

Если оболочки между собой связаны специальным силовым элементом, то вес этого элемента можно учитывать некоторым фиктивным увеличением толщины огневой оболочки.

Такая толщина внутренней оболочки камеры может быть вычислена по формуле

$$\delta_{фикт} = \delta + k\delta_{св}, \qquad (7.22)$$

где δ и $\delta_{св}$ — толщина соответственно внутренней оболочки и связывающего звена обеих оболочек;

$k = 2$ — фиктивное утолщение оболочки для учета веса связей.

Вес камеры двигателя приближенно можно определить по формуле

$$G_к = G_{об}(1 + \beta_{ст}), \qquad (7.23)$$

где $\beta_{ст}$ — коэффициент, учитывающий не учтенные обычным прочностным расчетом веса распылительной головки, конструктивных элементов камеры сгорания и сопла, а также относящихся к ним трубопроводов и арматуры.

Коэффициент $\beta_{ст}$ определяется на основании данных статистики (по данным того существующего типа двигателя, по образцу которого проектируется новый двигатель); для двигателей малой и средней тяги он может составлять около 75% от общего веса обеих оболочек камеры.

Приведенная здесь методика определения $G_{об}$ относится к несвязанной схеме оболочек камеры двигателя. Вес оболочек связан-

ной схемы приближенно можно оценить, опираясь на данные статистики.

Вес отдельных элементов двигателя можно определить приближенно по формулам:

$$\left.\begin{aligned} G_к &= \gamma_к P_к; \quad G_{ТНА} = \gamma_{ТНА} N_т; \\ G_{ГГ} &= \gamma_г P; \quad G_{дв} = \gamma_{дв} P, \end{aligned}\right\} \tag{7.24}$$

где P — номинальная тяга двигателя в *кг*;

$N_т$ — мощность турбины насосного агрегата в *л. с.*;

$\gamma_{ТНА} = G_{ТНА}/N_т$ — условный удельный вес ТНА;

$\gamma_{ГГ} = G_{ГГ}/P$ — условный удельный вес газогенератора;

$\gamma_к$ — удельный вес камеры в *кг/кг тяги*;

$\gamma_{дв}$ — удельный вес двигателя в *кг/кг тяги*.

При расчете проектируемого двигателя значения $\gamma_{ТНА}$, $\gamma_{ГГ}$, $\gamma_к$ и $\gamma_{дв}$ принимают на основании статистических данных.

Весьма важными характеристиками камеры и двигателя в целом являются их удельные веса. При увеличении абсолютной тяги, понижении давления в камере сгорания и улучшении конструкции удельный вес двигателя уменьшается. Чем меньше удельный вес камеры и двигателя в целом, тем совершеннее двигатель в конструктивном отношении. При одинаковом удельном весе тот двигатель лучше, у которого при прочих равных условиях удельный расход топлива меньше.

В тех случаях, когда удельный вес не является единственно решающим фактором, следует выбирать конструктивно более простые и дешевые, хотя подчас и менее эффективные элементы двигателя. Такое решение вопроса может быть оправдано и тем, что 1 *кг* конструкции двигателя почти в 100 раз дороже 1 *кг* используемого топлива.

Для вычисления веса камеру двигателя обычно делят на элементы (участки): головку, цилиндрическую часть камеры сгорания, сужающуюся часть камеры сгорания (сопла) и расширяющуюся часть сопла.

В иностранной печати имеются указания на то, что при данном давлении в камере сгорания вес сопла камеры изменяется пропорционально изменению тяги, а вес камеры сгорания — пропорционально корню квадратному из тяги (фиг. 7.22). С увеличением тяги до 25÷30 *т* удельный вес камеры двигателя уменьшается, а затем возрастает в основном за счет увеличения веса головки камеры.

Примерное изменение весовых характеристик однокамерного двигателя с турбонасосным агрегатом и газогенератором в зависимости от тяги, по тем же сведениям, показано на фиг. 7.23.

Вес турбонасосной системы топливоподачи (насосы, турбина, газогенератор, трубопроводы) растет почти пропорционально уве-

личению давления подачи компонентов топлива в камеру сгорания. Поэтому в целях уменьшения веса этой системы топливоподачи перепады давлений компонентов топлива в форсунках и охлаждающей жидкости в межоболочном пространстве камеры целесообразно снижать до минимально возможных пределов.

Сухой вес однокамерного двигателя А-4 (без топливных баков), развивающего у земли при $p_к = 15{,}0$ *ата* тягу около 25 *т*, равен 920 *кг*, а вес его камеры — 446 *кг*.



Фиг. 7. 22. Изменение удельного веса камеры двигателя в зависимости от величины тяги.



Фиг. 7. 23. Изменение удельного веса двигателя в зависимости от величины тяги.

Для грубых прикидочных расчетов вес отдельных элементов ЖРД типа А-4 можно оценивать в процентах от общего веса двигателя $G_{дв}$ (без учета веса топливных баков):

1) камеры

$$G_к \approx (0{,}45 \div 0{,}50)\, G_{дв};$$

2) турбонасосного агрегата

$$G_{ТНА} \approx (0{,}15 \div 0{,}17)\, G_{дв};$$

3) парогазогенератора

$$G_{ПГГ} \approx (0{,}10 \div 0{,}15)\, G_{дв};$$

4) вспомогательных устройств (прочих элементов)

$$G_{в.у} \approx (0{,}20 \div 0{,}21)\, G_{дв}.$$

Следовательно, ориентируясь на эти данные и относительные коэффициенты, взятые из статистики современных ЖРД, можно

приближенно оценить вес проектируемого двигателя и его отдельных элементов.

Вследствие недостатка статистических данных применяемые до сих пор методы предварительного определения веса, габаритов и конструктивных параметров проектируемого двигателя, а также его отдельных элементов, включая и методы соответствующих их расчетов, пока в ряде случаев не являются оптимальными и требуют непрерывного уточнения и совершенствования.

Уменьшение веса проектируемого двигателя заданной тяги практически возможно за счет более совершенных конструкций его отдельных элементов, получения материалов с высокой удельной прочностью, выбора для них минимально допустимого запаса прочности и проведения других мероприятий, указанных в соответствующих параграфах настоящей работы.

Вес нагнетательной системы топливоподачи можно снизить применением топливных баков облегченной конструкции с повышенным давлением в них для обеспечения их устойчивости и за счет принятия мер для снижения веса остатков компонентов топлива в баках и коммуникациях двигателя в конце активного участка полета.

Значительное снижение веса проектируемого двигателя может быть достигнуто за счет выбора оптимальной тяговооруженности снаряда. В настоящее время существует тенденция к снижению тяговооруженности снаряда. Вертикально стартуемые снаряды дальнего действия часто имеют начальное ускорение меньше $1{,}5g$, однако при определенных условиях это ускорение может быть около $1{,}2g$ [1]. Оптимальное ускорение малых зенитных снарядов обычно лежит в пределах $3—8g$.

При проектировании дальнобойных снарядов приемлемой можно считать тяговооруженность $b \approx 1{,}5$ для первой ступени и 1,3 — для последних ступеней.

В процессе совершенствования ЖРД большое внимание должно быть уделено также его удешевлению и главное повышению качества, надежности и точности регулирования работы отдельных агрегатов.

§ 14. Определение габаритных размеров двигателя

Габаритный размер ЖРД характеризуется его наибольшим диаметром и длиной. Предварительно определить габаритные размеры проектируемого двигателя можно только приближенно. Наибольший габаритный диаметр двигателя зависит от тактического назначения и стартового веса снаряда G_0.

Для определения габаритного диаметра двигателя можно воспользоваться формулами:

[1] Вопросы ракетной техники, вып. 4, ИЛ. 1958.

1) для поперечной нагрузки снаряда

$$c=\frac{G_0}{F_{сн}}\ кгм^2; \tag{7.25}$$

2) для относительной тяги двигателя

$$b=\frac{P_0}{G_0}\ кг/кг. \tag{7.26}$$

Заменяя (7.25) G_0 его значением, взятым из (7.26), получим для миделя снаряда

$$F_{сн}=\frac{P_0}{bc}=\frac{\pi D_{сн}^2}{4}, \tag{7.27}$$

откуда максимальный диаметр снаряда будет

$$D_{сн}=\sqrt{\frac{4P_0}{\pi bc}}=1{,}127\sqrt{\frac{P_0}{bc}}. \tag{7.28}$$

При этом максимальный габаритный диаметр двигателя для данного снаряда выразится формулой

$$D_{дв}=kD_{сн}, \tag{7.29}$$

где $k\approx 0{,}86$ — коэффициент, учитывающий размеры шпангоутов и технологические зазоры хвостовой оболочки снаряда.

Подставляя в (7.29) значение $D_{сн}$ из (7.28), окончательно получим

$$D_{дв}\approx 0{,}972\sqrt{\frac{P_0}{bc}}. \tag{7.30}$$

Следовательно, задаваясь на основании данных статистики значениями b и c для соответствующего типа снаряда и его тактического назначения, по последней формуле можно приближенно определить максимальный габаритный диаметр проектируемого двигателя для этого же снаряда.

Длина двигателя без топливных баков обычно обусловливается его типом и назначением, величиной тяги и другими факторами, поэтому предварительная оценка ее весьма затруднена. При проектировании снарядов предварительную длину двигателя можно определить приближенно, пользуясь статистическими данными.

§ 15. Способы зажигания топлива при запуске двигателя

В момент запуска двигателя несамовоспламеняющиеся компоненты топлива нуждаются в постороннем мощном источнике энергии для первоначального воспламенения и поддержания горения

до установления пускового режима. После того как горение пускового потока топлива установилось, надобность в источнике зажигания отпадает и двигатель может быть переведен с пускового режима на номинальный. Устройство, служащее для зажигания топлива при запуске ЖРД, называется системой зажигания двигателя.

Система зажигания ЖРД одноразового действия рассчитывается на работу только пускового периода, после чего она автоматически отключается или выбрасывается, так как дальнейшее воспламенение топлива, поступающего в камеру сгорания, осуществляется за счет тепла горящих предыдущих порций топлива. Необходимая для этого тепловая энергия составляет примерно около 10% потенциального тепла зажигаемого топлива.

К системам зажигания ЖРД предъявляются следующие основные требования:

1) зажигание должно быть достаточно мощным и надежным при температурах окружающей среды —50° С, так как начальное испарение, перемешивание и воспламенение компонентов топлива в холодной камере сгорания происходят значительно хуже, чем во время нормальной работы двигателя;

2) запал должен создаваться до поступления основных компонентов топлива в камеру сгорания, причем разница во времени поступления окислителя и горючего должна быть достаточно мала, чтобы исключить возможность ослабления воспламенительного очага охлаждением (заливкой) одним каким-либо компонентом топлива;

3) запал топлива должен располагаться вблизи головки камеры сгорания так, чтобы для зажигания использовалась горючая топливная смесь пускового состава; он не должен также ухудшать или нарушать процесс установившегося горения топлива;

4) система зажигания должна быть конструктивно простой и дешевой;

5) система зажигания двигателей многократного действия должна допускать повторные запуски.

К отдельным системам зажигания могут быть предъявлены дополнительные требования.

Запальные устройства, применяемые в настоящее время в ЖРД, не могут одновременно удовлетворить требованиям многократного запуска, малой задержки воспламенения компонентов топлива и запуска двигателя на большой высоте.

В случае маломощной или ненормальной работы системы зажигания в камере сгорания двигателя может скопиться большое количество химически непрореагировавшей горючей смеси. Связанная с этим опасность взрыва горючей смеси весьма велика. Поэтому двигатель должен иметь такую систему регулирования, которая могла бы ограничить накопление топлива в камере сгорания в случае неисправности пускового зажигания.

В зависимости от вида применяемых компонентов топлива, типа двигателя и условий его эксплуатации могут применяться различные системы зажигания.

Системы зажигания современных двигателей можно разделить по ряду основных признаков, как то:

1) по назначению системы: а) однократного действия, применяемой в двигателях с однократным запуском (снарядных, торпедных и т. п.); б) многократного действия, применяемой в двигателях с многократными запусками (авиационных, стендовых);

2) по месту установки зажигательного устройства на двигателе: а) с установкой зажигательного устройства на головке камеры сгорания; б) с вводом зажигательного устройства внутрь камеры сгорания со стороны сопла (подобно двигателю А-4);

3) по способу зажигания пусковых или рабочих компонентов топлива: а) электрическое зажигание, т. е. при помощи электрических устройств — электросвечи, вольтовой дуги; б) пиротехническое зажигание, т. е. посредством одного или нескольких пиропатронов, и в) химическое зажигание, т. е. при помощи самовоспламеняющихся компонентов топлива — пусковых или основных.

Зажигание посредством электросвечи конструктивно просто и при надлежащем его выполнении может обеспечить неограниченное число запусков двигателя. Электросвеча обычно монтируется в головке камеры сгорания.

К недостаткам зажигания обычной электросвечой относятся:

а) сравнительно малая тепловая мощность электросвечи и, следовательно, недостаточная надежность зажигания топлива при низких температурах окружающей среды;

б) потребность в источнике электроэнергии, который не всегда легко разместить на боевом аппарате;

в) ограниченная работоспособность в кислотно-углеводородистых средах ввиду шунтирования разрядного промежутка свечи электропроводной кислотой.

Зажигание обычной электросвечой применяется в двигателях небольших тяг и в малых экспериментальных камерах, служащих для стендовых испытаний.

Для зажигания топлива при запуске двигателя может быть использована искровая система зажигания большой мощности с применением полупроводников. В этом случае искровая свеча состоит из двух концентрически расположенных электродов, изолированных друг от друга, торцы которых расположены в одной плоскости с изолятором, а поверхность последнего около электродов покрыта слоем полупроводника. Когда к электродам подведено напряжение, в полупроводнике течет ток; так как полупроводник неоднороден, то в том месте, где сопротивление проводника меньше, протекает ток большей силы. Этот участок проводника нагревается. В связи с этим сила тока в нем растет, вызывая дальнейшее увеличение его температуры. Такая аккумуляция тока создает участок

электрической цепи в полупроводнике, температура которого достаточно велика для возникновения ионизации топливной смеси около электродов, и вследствие этого между электродами возникает искровой заряд большой силы.

В зависимости от величины подведенного напряжения это явление может повторяться с периодом порядка 1 *мксек*. Если в системе напряжение составляет 2 *квт*, то в ней по сравнению с обычной высоковольтной системой зажигания уменьшаются потери на коронный и поверхностный разряды.

Пиротехническое зажигание в зависимости от конструкции и размеров камеры двигателя монтируется в головке камеры сгорания (подобно электросвече) или внутри камеры сгорания, со стороны сопла на специальной державке. В последнем случае после воспламенения рабочих компонентов топлива зажигательное устройство выбрасывается струей газа из камеры наружу.

В двигателе А-4 зажигание топлива при запуске производили введением в камеру сгорания через сопло специальной вертушки с пиропатронами, расположенными тангенциально по окружности. При воспламенении пиропатронов вертушка начинала вращаться, и вся камера заполнялась мощным горящим факелом и газами высокой температуры; после этого в камеру сгорания поступало небольшое количество топлива, которое воспламенялось, после чего подача топлива увеличивалась.

Пиропатроны обычно воспламеняются при помощи электрической нити накаливания, надежно срабатывают при температурах окружающей среды $\pm 60^\circ$ С, горят достаточно равномерно в течение нескольких секунд и дают факел горения с температурой около 2000—2500° С. Поэтому пиротехническое зажигание является достаточно надежным как на земле, так и на любой высоте.

В настоящее время пиротехническое зажигание применяется в двигателях разных тяг одноразового и многоразового действия с одноразовым запуском.

Системы химического зажигания в ряде случаев могут успешно конкурировать с конструктивно простым и достаточно удобным в эксплуатации пиротехническим зажиганием благодаря их большой мощности и длительности работы. Этот способ зажигания может применяться в двигателях разных тяг одноразового и многоразового пуска.

Для химического зажигания несамовоспламеняющихся компонентов топлива в систему топливоподачи двигателя включается специальная пусковая система, по которой при запуске в камеру сгорания сначала поступают самовоспламеняющиеся компоненты топлива, а после образования в камере сгорания мощного горящего факела подаются основные компоненты. Такая схема запуска конструктивно проста и позволяет плавно и надежно переходить с пусковых компонентов топлива на основные.

Одноразовое химическое зажигание возможно также и со стороны сопла камеры, но при этом зажигательное устройство получается конструктивно сложнее, чем при зажигании со стороны головки камеры сгорания, — через рабочие форсунки. В данном случае зажигательный факел направляется навстречу рабочим компонентам топлива, зажигание получается надежным без дополнительных пусковых устройств на самом двигателе.

Для химического зажигания несамовоспламеняющихся компонентов топлива иногда целесообразно подобрать специальное пусковое горючее, самовоспламеняющееся с основным окислителем топлива двигателя. Подбор такого горючего практически не представляет особых затруднений. Это горючее должно самовоспламеняться с задержкой не более 0,03 сек., оно должно быть высококалорийным, неядовитым и недорогим. В качестве зажигательных горючих могут служить жидкость тонка-250 и другие жидкости.

Имеется большое число самовоспламеняющихся топлив различных составов. Они применяются в ЖРД в качестве пускового и основного топлива. Основными недостатками их являются низкая теплотворность, высокая стоимость и дефицитность.

Для получения равномерного и безударного воспламенения рабочей смеси, поступающей в камеру сгорания, химическое зажигание двигателя должно удовлетворять следующим дополнительным требованиям.

1. Зажигательное устройство должно давать факел, полностью заполняющий интенсивным пламенем весь объем камеры сгорания, в который должны поступать рабочие компоненты топлива, без темных зон, по крайней мере в той части камеры, куда впрыскиваются рабочие компоненты.

Система зажигания не может рассматриваться вне связи с системой смесеобразования, так как качественное смесеобразование может значительно облегчить требования, предъявляемые к системе зажигания двигателя. Допустимая задержка воспламенения пусковых компонентов топлива находится в тесной связи с качеством распыла; чем выше задержка воспламенения, тем совершеннее должно быть смесеобразование.

2. Пусковая горючая смесь должна иметь оптимальный состав не по величине удельной тяги, а по малой задержке ее воспламенения, требующей небольшого количества тепла от источника зажигания для достижения температуры, при которой может начаться интенсивное горение. Составы топливной смеси, близкие к стехиометрическим, обычно обладают высокой теплотворностью и, следовательно, обеспечивают более быстрое установление теплового равновесия стенок камеры и газов, чем смеси других составов.

Пусковые компоненты топлива необходимо выбирать с учетом того, что на пусковой режим двигателя оказывают существенное влияние задержка воспламенения пусковых компонентов и характер нарастания давления в камере сгорания. Чем меньше задержка

воспламенения и плавнее нарастание давления, тем безопаснее запуск и переход на рабочий режим, тем больше может быть взято отношение расхода компонентов на рабочем режиме к их расходу на пусковом режиме. Низкое качество пусковых самовоспламеняющихся компонентов топлива, как правило, приводит к взрывам двигателя либо на пусковом, либо на переходном режиме.

На рабочем режиме качество пусковых компонентов оказывает меньшее влияние на работу двигателя. Характер нарастания давления в камере сгорания для пусковых горючих смесей имеет не меньшее значение, чем задержка воспламенения. Медленное нарастание давления делает более безопасным запуск двигателя и позволяет использовать пусковые компоненты с большей задержкой воспламенения.

Выбор того или иного способа зажигания зависит от различных соображений, в частности, от того, будет зажигание однократным или многократным.

Из применяемых в настоящее время систем зажигания наибольшую гарантию безаварийного запуска дает химическое зажигание по схеме «пушечного» запуска двигателя (см. § 3, гл. 12) однократного действия. Случаи взрывов и аварий двигателей при отказе зажигания при этом предотвращаются надежной системой автоблокировки, исключающей в таких случаях попадание горючей смеси в камеру сгорания.

При «пушечной» схеме запуска двигателя взрывы могут носить совершенно случайный характер и определяться главным образом неудовлетворительным качеством пусковых компонентов топлива. Запуск по этой схеме обычно сопровождается резким повышением давления газов в камере сгорания двигателя.

В двигателях, работающих на самовоспламеняющихся компонентах топлива, химическое зажигание при запуске осуществляется механически. При этом может отпасть надобность в устройстве какой бы то ни было системы зажигания. Однако применение самовоспламеняющихся компонентов топлива имеет серьезные ограничения.

Для надежного запуска двигателя время задержки самовоспламенения компонентов топлива не должно превышать 0,01—0,03 сек. Для достижения таких значений времени задержки самовоспламенения подбираются смеси достаточно активных самовоспламеняющихся горючих и применяется активация окислителей. Например, добавка к азотной кислоте четырехокиси азота N_2O_4 снижает до определенного предела температуру замерзания окислителя, повышает его активность, теплотворность топлива и облегчает условия запуска двигателя. Добавка концентрированной серной кислоты H_2SO_4 снижает агрессивные свойства азотной кислоты по отношению к конструкционным материалам двигателя и улучшает условия запуска особенно с самовоспламеняющимся горючим, но при этом немного понижается теплотворность топлива.

Присадка хлорного железа Fe_2Cl_3 также понижает температуру замерзания азотной кислоты и повышает ее активность при небольшом понижении теплотворности топлива.

При запуске двигателя на большой высоте, где давление и температура окружающей среды относительно меньше, эта задержка самовоспламенения может быть еще больше. Скопившаяся в камере сгорания из-за задержки самовоспламенения горючая смесь может воспламениться, внезапно сгореть, повысить давления до чрезмерно большой величины и вызвать взрыв двигателя.

§ 16. Общие вопросы проектирования и конструирования камер ЖРД

Предварительные расчеты отдельных элементов камеры двигателя с целью установления их прочностных размеров в большинстве случаев оказываются невозможными или мало удовлетворительными, так как нельзя предварительно точно наметить их конструкцию и размеры. Поэтому при проектировании камеры двигателя приходится вначале выбрать, исходя из общих соображений, конструктивную схему камеры, материал для ее изготовления и ориентировочно назначить конструктивные и прочностные размеры отдельных элементов, а затем произвести общую компоновку этих элементов и проверочные расчеты их на прочность.

Для того чтобы приступить к общей компоновке камеры двигателя, необходимо выбрать целесообразную форму для нее, а также для ее головки, тип топливных форсунок и схему расположения их на головке, способ охлаждения камеры, форму и предполагаемые геометрические размеры охлаждающего тракта. Одновременно с этим нужно решить ряд других вопросов. В частности, при проектировании головки камеры следует выяснить, какие дополнительные устройства (кроме форсунок) нужно расположить на головке в связи с необходимостью обеспечения зажигания топлива при запуске двигателя или его многократной работы, подвода компонентов топлива к камере и др.

После решения этих вопросов можно приступить к проверочным расчетам надежности охлаждения камеры и ее отдельных элементов на прочность. Этот этап работы завершается окончательной геометрической компоновкой камеры и необходимыми повторными расчетами. При этом обычно приходится выбирать наиболее приемлемые способы подвода к камере компонентов топлива и отвода жидкости из охлаждающего тракта, способы соединения отдельных элементов камеры между собой, а также крепление ее к силовой раме или непосредственно к боевому аппарату.

Крепление головки в камере сгорания может быть выполнено сварным или разъемным (в зависимости от назначения двигателя и принятого способа распыла компонентов топлива). Соеди-

нять между собой остальные элементы двигателя во всех случаях целесообразно посредством сварки, поскольку этот способ проще и дешевле, а вся конструкция камеры получается сравнительно легче. Разъемные соединения могут оказаться предпочтительными только для некоторых деталей двигателей многократного действия.

В двигателях небольшой тяги компоненты топлива подводятся к камере обычно по отдельным трубам. В современных двигателях применяются упругие трубопроводы. При больших секундных расходах топлива в камеру каждый из компонентов можно подводить по нескольким трубопроводам, чтобы обеспечить более равномерную подачу их к форсункам. Компонент топлива, используемый для охлаждения камеры, часто подводят к коллектору сопла камеры по трем или более трубопроводам, чтобы обеспечить равномерное начальное течение жидкости в охлаждающем тракте.

Коллектор подвода жидкости в охлаждающий тракт камеры является узлом жесткости сопла. Подводящие патрубки коллектора должны иметь возможно простую конфигурацию. Узел соединения оболочек сварной камеры с головкой нужно стремиться выполнить возможно простой и дешевой конструкции, без применения специального механически обрабатываемого кольца.

Отвод жидкости из тракта в головку камеры может быть непосредственным (подобно двигателю А-4) или при помощи нескольких патрубков (в случае съемной головки камеры).

В предфорсуночном пространстве головки камеры двигателя иногда целесообразно устанавливать распределитель жидкости, чтобы избежать неравномерного давления жидкости перед форсунками вследствие ее скоростного напора на выходе из подводящего трубопровода.

При конструировании камеры ЖРД следует учитывать предъявляемые к ней требования, тяжелые условия работы отдельных элементов, а также необходимость их точного изготовления. Нужно учитывать температурные расширения отдельных частей камеры, чтобы избежать снижения запаса прочности металла вследствие появления в нем во время работы двигателя больших температурных напряжений.

При конструировании камеры ЖРД любой формы главным является обеспечить ее прочность и предохранить от прогара во время работы. Прочность камеры и устойчивость ее формы обычно обеспечиваются подбором необходимой толщины оболочек и применением различных видов крепящих элементов. В качестве последних могут служить либо продольные ребра на оболочке, либо ребра, выполненные в виде многозаходных квадратных винтов с небольшим шагом; эти ребра также облегчают охлаждение камеры двигателя. Иногда может оказаться, что таких креплений недостаточно. Тогда в качестве крепящих элементов можно применить пояса типа бандажей.

Так как двигатель является составной частью боевого аппарата, то он должен иметь рационально спроектированную систему крепления его к аппарату. Узлы для крепления камеры к силовой раме или к боевому аппарату обычно устанавливают вблизи головки камеры, где прочность металла меньше ослаблена вследствие нагревания. Эти узлы должны надежно выдерживать тяговые, инерционные и вибрационные нагрузки, возникающие во время полета. Крепление камеры к силовой раме должно допускать свободное термическое расширение нагреваемых частей двигателя и поворот его относительно оси для центровки на снаряде.

Двигатели аппаратов, предназначенных для быстрого изменения направления полета и испытывающих вследствие этого большие поперечные ускорения (зенитные снаряды, самолеты), по возможности следует крепить вблизи их центра тяжести, уменьшая этим величины изгибающих моментов в опорах крепления.

Крепление двигателя к аппарату зависит от конструкции, габаритов двигателя и величины его тяги, типа боевого аппарата и других факторов и поэтому обычно имеет разнообразное конструктивное выполнение. В ряде существующих аппаратов это крепление выполнено посредством специальных рамных ферм или косынок.

Вопросы, связанные с проектированием и конструированием камеры двигателя, обычно решают в следующем порядке:

1) определяют объем камеры сгорания;

2) выбирают форму камеры сгорания и форму ее головки, тип топливных форсунок и схему расположения их на головке;

3) выбирают способ крепления головки к камере сгорания;

4) производят общую геометрическую компоновку камеры двигателя;

5) выбирают способ охлаждения камеры, форму и размеры охлаждающего тракта и производят проверочный расчет надежности охлаждения;

6) выбирают схему оболочек камеры, конструкционные материалы для них, для головки камеры и других ее элементов;

7) выбирают способы компенсации температурных линейных удлинений элементов камеры и принимают решение об их конструктивном выполнении;

8) выбирают способы подвода охлаждающего агента к соплу камеры и отвода его из охлаждающего тракта к головке;

9) производят гидравлический расчет охлаждающего тракта камеры;

10) выбирают способ запуска двигателя и уточняют конструктивные элементы, которые в связи с этим необходимо расположить на головке камеры;

11) выбирают способ и места опор крепления камеры к силовой раме или непосредственно к боевому аппарату;

12) выбирают технологический процесс изготовления камеры и определяют технологичность конструкции;

13) производят окончательную компоновку камеры двигателя и проверочные расчеты ее на прочность и устойчивость работы.

Этим перечнем не исчерпываются все вопросы, решаемые при проектировании и конструировании камеры двигателя.

Глава 8

РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАСПЫЛИВАЮЩИХ УСТРОЙСТВ ЖРД

На работу ЖРД большое влияние оказывает распыл компонентов топлива, так как от качества распыла зависят объем камеры сгорания, ее удельный вес, экономичность, устойчивость и надежность работы. Процессы распыла топлива в двигателях еще мало изучены из-за весьма большой их сложности.

Теоретические исследования механизма распыла компонентов топлива в работающем двигателе при их одновременном нагревании, испарении, смешивании между собой и частичном диффузионно-турбулентном сгорании весьма затруднены. Поэтому в настоящее время исследования и доводку вновь спроектированных и выполненных распылительных головок камеры в каждом отдельном случае осуществляют экспериментально на работающих двигателях.

Проектирование и расчет распылительной головки камеры являются весьма важным этапом в создании целесообразной конструкции двигателя.

В настоящей главе рассмотрены существующие способы распыла компонентов топлива в ЖРД, изложены требования, предъявляемые к распыливающим устройствам, рассмотрены факторы, влияющие на качество распыла. При этом даны краткие предпосылки для расчета распылительных головок камер двигателя и приведены сведения по выбору оптимальных расчетных параметров.

§ 1. Требования, предъявляемые к распыливающему устройству ЖРД

Для эффективного сжигания жидкого топлива должно быть обеспечено его полное испарение в заданное время и в нужном месте камеры сгорания двигателя. Для этого в нужный момент вся масса топлива, подаваемая в камеру сгорания, должна иметь максимальную поверхность. Значительное увеличение поверхности компонента может быть получено распылением его на мельчайшие частицы. Поэтому распыливающее устройство ЖРД должно обеспечивать дробление жидких компонентов топлива, подаваемых в камеру сгорания под определенным давлением и в соответ-

ствующих количествах, на мельчайшие капли, быстрое и хорошее смешение их между собой. От того, насколько совершенно осуществляются эти процессы, в значительной мере зависит скорость и полнота сгорания образующейся топливной смеси, величина потребного объема камеры сгорания, ее размеры, удельный вес, устойчивость работы и другие характеристики. Чем совершеннее смесеобразование, тем экономичнее, устойчивее и надежнее работа двигателя.

Процесс распыла жидких компонентов топлива зависит от их физических свойств, типа и конструкции форсунок, режима их работы и других факторов.

Форсунки двигателя дробят компоненты топлива на миллиарды капель, имеющих поверхность, измеряемую десятками квадратных метров.

Если, например, 1 *л* жидкости до подачи в камеру сгорания имеет диаметр около 0,124 *м* и поверхность $\sim$0,0483 $м^2$, то после дробления ее на капли диаметром 100 *мк* (10^{-4} *м*) суммарная поверхность жидкости увеличится почти в 1240 раз и будет составлять около 60 $м^2$.

Состояние теории смесеобразования и горения топлива в ЖРД в настоящее время не позволяет еще производить точные расчеты этих процессов. Поэтому при проектировании головок камеры двигателя приходится исходить из необходимости удовлетворения основных требований к смесеобразованию, используя при этом результаты исследований и опыт эксплуатации.

Распылительное устройство (головка камеры) ЖРД должно удовлетворять следующим требованиям.

1. *Компоненты топлива должны быть раздроблены на капли достаточно мелко и однородно,* так как от тонкости распыла зависят качество смесеобразования, равномерность и скорость горения топлива.

В обычных схемах ЖРД тонкость распыла компонентов топлива зависит от типа, конструкции и производительности форсунок, их геометрических характеристик, перепада давлений на форсунках и других факторов.

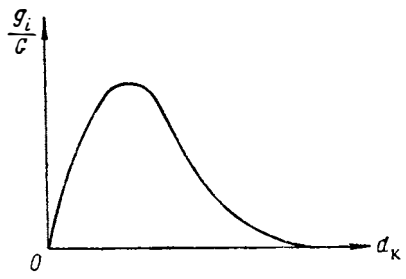
Тонкость распыла компонентов топлива является качественным критерием смесеобразования и характеризуется средневесовым диаметром образующихся капель. Чем меньше средний диаметр капель, тем лучше распыл и полное сгорание топлива.

Однородность распыла характеризуется изменением диаметров капель в факеле распыленного компонента топлива. Чем уже пределы, между которыми располагаются диаметры капелек распыливаемых компонентов топлива, тем больше однородность распыла.

Часто в качестве характеристики тонкости распыла компонентов топлива вводится так называемый медианный диаметр капель $d_м$, т. е. такой, который соответствует диаметру половины общей массы всех капель.

Это значит, что из общей массы капель половина по весу будет обладать размерами больше $d_м$, а половина меньше $d_м$, так что $G_{d_м}=0{,}5$.

Иногда тонкость распыла компонентов топлива характеризуется так называемым средним диаметром капли, под которым подразумевается тот диаметр, который имели бы капли одинакового размера, т. е. если бы их общая поверхность и общий объем были такими же, как и в струе, состоящей из капель различных размеров.



Фиг. 8. 1. Кривая весового распределения капель распыливаемой жидкости по их диаметрам (площадь под кривой соответствует 100%).

Для данной конструкции форсунки диаметр капель зависит от диаметра сопла, скорости впрыска жидкости, ее вязкости, плотности, поверхностного натяжения и плотности газовой среды, в которую производится впрыск.

На фиг. 8. 1 показана кривая распределения капель по их диаметрам, где по оси абсцисс отложен диаметр капель $d_к$, а по оси ординат — относительная весовая доля капель данного диаметра $\frac{g_i}{G}$ %, где G — общий вес всех капель и g_i — вес капель данного диаметра.

В современных ЖРД распыленные капли компонентов топлива имеют диаметр около 25—250 *мк*. Это значит, что 1 $см^3$ распыливаемой жидкости делится примерно на $6 \cdot 10^6$ капель. В азотнокислотных двигателях средние весовые диаметры капель керосина лежат в диапазоне 120—150 *мк*.

Топливо, состоящее из наиболее крупных капель, будет запаздывать с завершением смесеобразования и, следовательно, с завершением процесса диффузионно-турбулентного сгорания. При слишком грубом распыле, что возможно в результате неправильного выполнения распыливающего устройства или регулирования тяги двигателя изменением перепада давления компонентов топлива, может получиться резкое снижение эффективности процесса сгорания и неустойчивая работа.

Однако, как будет показано ниже, тонкость распыла компонентов топлива сама по себе не является единственным средством улучшения качества рабочего процесса в камере сгорания двигателя. Система смесеобразования должна обеспечивать не только тонкий распыл и хорошее перемешивание компонентов топлива, но и организованный подвод тепла для их подогрева, испарения и воспламенения.

2. *Концентрация распыливаемых компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания должна быть одинаковой,* так как в противном случае сгорание их будет неполным.

В начале камеры сгорания обычно получается грубо перемешанная горючая смесь, которая при дальнейшем движении по камере сгорания продолжает перемешиваться и становится более однородной. Параллельно с этим процессом идут подогрев и испарение распыленных компонентов и выгорание образующейся горючей смеси.

Время завершения процесса сгорания топлива определяется главным образом скоростью смешения компонентов топлива. При прочих равных условиях смешение будет протекать тем интенсивнее, чем мельче газовые струйки компонентов топлива и больше скорость их относительно друг друга. Полнота сгорания топлива в конечном итоге определится отношением времени пребывания рабочего тела в камере сгорания ко времени, потребному для завершения процесса сгорания топлива.

Местные отклонения коэффициента состава топлива в камере сгорания от расчетного всегда приводят к неполноте сгорания и, следовательно, к понижению удельной тяги двигателя.

Доказано, что начальная неравномерность состава компонентов топлива в пределах шага между форсунками быстро выравнивается без заметного снижения удельной тяги двигателя, а неравномерность состава топлива при ее масштабе больше шага форсунок обычно не успевает выравниваться и значительно снижает $P_{уд}$.

Для защиты оболочки камеры двигателя от перегрева иногда горючую смесь вблизи поверхности оболочки преднамеренно обогащают специальной подачей через периферийные форсунки около 2—4% горючего от общего расхода его в камеру сгорания. При этом головка двигателя обеспечивает постоянство коэффициента избытка окислителя в центральной части камеры сгорания $\alpha_я$ и заниженное значение его у поверхности оболочки камеры $\alpha_п$.

В ряде выполненных азотнокислотных двигателей в среднем $\alpha_п = 0{,}6 \cdot \alpha_я$.

3. *Расходонапряженность топлива по поперечному сечению камеры сгорания должна быть одинаковой,* так как там, где расход топлива будет больше расчетного, процесс сгорания будет неполным, а в местах, где этот расход окажется меньше указанного, объем камеры сгорания будет использован неполностью.

Равномерность расхода топлива по поперечному сечению камеры сгорания является количественным критерием распыла компонентов топлива. Этот критерий влияет на выбор формы камеры двигателя.

4. *Зона смесеобразования топлива по длине камеры сгорания должна быть возможно короткой,* так как в противном случае потребуется относительно больший объем камеры сгорания, что может увеличить ее габариты и удельный вес.

Зона распыла компонентов лежит вблизи головки камеры, определяется типом и конструкцией форсунок и характеризуется расстоянием от головки камеры до места проникновения капель средневесового диаметра в газовую среду. Эта зона при обычных струйных форсунках имеет бо́льшую длину, чем при центробежных форсунках.

Форма факела обусловливается в основном конструкцией распылительной головки камеры и дальнобойностью струи распыливаемых компонентов топлива.

5. *Суммарный факел распыла компонентов топлива относительно оси камеры сгорания должен быть симметричным,* так как если факел горящего топлива будет бить о поверхность оболочки камеры и сгорать на ней, то возможны ее перегрев и прогар. Струя окислителя не должна бить по поверхности оболочки камеры, так как это вызовет быстрый ее прогар вследствие окисления металла. Форсунки нужно расположить на головке так, чтобы результирующее направление потока топлива после столкновения всех струй было параллельно оси камеры. Это требование особенно относится к струйным форсункам с пересекающимися струями.

Задачей конструктора является распределить форсунки на головке камеры так, чтобы при равномерном распределении компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания не попадало много окислителя на стенки.

Уменьшения попадания компонентов топлива при распыле его форсунками на поверхность оболочки камеры можно добиться соответствующим направлением форсунок, изготовлением их со срезом под углом и т. п.

6. *Перепад давлений компонентов топлива в форсунках должен быть оптимальным как по физической полноте сгорания топлива, так и по удельному весу системы топливоподачи двигателя.* При понижении перепада давлений распыливаемой жидкости в форсунках уменьшаются давление подачи топлива в камеру сгорания и, следовательно, мощность и вес системы топливоподачи, но при этом ухудшаются процессы смесеобразования и сгорания топлива. При повышении же перепада давлений в форсунках происходит обратное.

Удовлетворение этого требования практически сопряжено с большими трудностями, и поэтому при расчете ЖРД перепадом давлений компонентов топлива в форсунках обычно задаются на основании статистических данных.

7. *Распыливающее устройство двигателя должно быть конструктивно простым и дешевым в производстве, мало чувствительным к изменению режима работы двигателя и к возможным вибрациям.* К распыливающему устройству двигателя с регулируемой тягой предъявляются дополнительные требования.

Опыты показывают, что перепад давлений в форсунках меньше 2 *кг/см*^{2}, как и малое число форсунок, приводит к неудовлетво-

рительному распылу компонентов топлива и, следовательно, к неустойчивой работе двигателя.

Если при работе двигателя на минимальном режиме перепад давлений компонентов топлива в форсунках принять равным 2—3 *кг/см*^{2}, то при этом перепад давлений в форсунках на режиме номинальной тяги окажется резко завышенным (может быть в 5—10 раз больше, чем на режиме минимальной тяги), что весьма невыгодно из-за относительно большого веса системы топливоподачи. Поэтому регулирование тяги двигателя изменением перепада давлений компонентов топлива в форсунках может быть оправдано только в небольшом диапазоне.

Выполнить все перечисленные выше требования к распыливающему устройству ЖРД можно путем правильного проектирования и конструирования головки камеры двигателя, т. е. целесообразным выбором ее формы, типа форсунок, их параметров, числа и схемы расположения на головке и т. д.

При практическом решении этой задачи конструктор должен хорошо знать процессы смесеобразования и сгорания различных топлив в камере и правильно учитывать различные факторы, влияющие на протекание этих процессов. Только при этом условии может быть создано высококоэффективное распыливающее устройство двигателя.

Правильная организация распыла компонентов топлива в ЖРД позволяет уменьшить объем камеры сгорания, ее габариты и удельный вес, повысить надежность, ресурс, экономичность и устойчивость работы двигателя. Качественное смесеобразование также облегчает условия зажигания топлива при запуске двигателя и снижает число аварий.

§ 2. Способы распыла компонентов топлива в ЖРД

Способ распыла зависит от конструкции распыливающего устройства (головки камеры). В современных ЖРД применяются следующие основные способы распыла компонентов топлива.

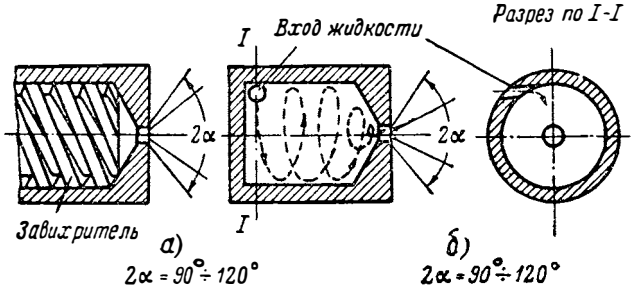
1. *Струйный распыл,* т. е. через небольшие отверстия диаметром 1—2,5 *мм,* просверленные либо непосредственно в головке камеры двигателя так, что струи горючего и окислителя сталкиваются между собой и дробятся на мелкие капли, либо в специальных форсунках, монтируемых на головке камеры.

Этот способ распыла применяется в двигателях малой и средней тяги благодаря своей простоте, удовлетворительному смешению и равномерному распределению компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания. Его можно применить для распыливания различных по виду топлив.

2. *Центробежный распыл,* т. е. центробежными форсунками (фиг. 8. 2).

Этот способ распыла, видимо, является наиболее совершенным и поэтому преимущественно применяется в азотнокислотных и других типах двигателей. Форсунки устанавливают в головке камеры так, чтобы обеспечить возможно лучшее перемешивание горючего и окислителя; с этой же целью увеличивают число форсунок.

3. *Предкамерный распыл,* т. е. распыл компонентов топлива частично через обычные отверстия в стенках предкамер камеры двигателя и частично через специальные струйные и центробежные форсунки, ввернутые в резьбовые отверстия в стенках этих же предкамер (подобно двигателю А-4). Горючее и окислитель переме-



Фиг. 8.2. Принципиальные схемы центробежной форсунки с завихрителем (слева) и тангенциальной (справа).

шиваются посредством диффузии и турбулентности перед поступлением в камеру сгорания. Этот способ распыла достаточно эффективный, но выполнение его относительно сложно.

4. *Сочетание центробежного и струйного распылов.*

Ни один из существующих в настоящее время способов распыла компонентов топлива в ЖРД не может считаться совершенным и успешно применимым во всех случаях. В каждом отдельном случае способ распыла необходимо выбирать с учетом ряда конкретных условий.

На выбор того или иного способа распыла и конструкции распылительной головки камеры двигателя могут влиять следующие факторы:

1) свойства компонентов топлива;

2) величина абсолютной тяги, продолжительность и программа работы двигателя;

3) величина давления газов в камере сгорания;

4) технология изготовления распылительной головки камеры и др.

Распыливающее устройство оказывает существенное влияние на интенсификацию процесса сгорания топлива, устойчивость и эффективность работы, габариты и удельный вес камеры сгорания двигателя.

Целесообразно выполненная конструкция распылительной головки камеры во время работы двигателя характеризуется показателями:

1) отсутствием «полосчатого» или локализованного горения топлива;

2) плавным запуском и устойчивым горением топлива в широких диапазонах изменения давления в камере сгорания (секундного расхода топлива);

3) малым перепадом давления впрыска компонентов топлива в камеру сгорания и небольшим влиянием его величины на качество распыла;

4) небольшими удельными тепловыми потоками от газов к оболочке камеры сгорания двигателя;

5) высоким коэффициентом полноты сгорания топлива.

Эти показатели практически можно получить только при условии выполнения жестких требований, предъявляемых к распыливающему устройству двигателя.

§ 3. Типы топливных форсунок

Топливные форсунки ЖРД представляют собой весьма важные органы смесеобразования горючего и окислителя, подаваемых в камеру сгорания. От типа и конструкции форсунок в значительной мере зависит качество процесса смесеобразования.

Применяемые в двигателях форсунки в большинстве случаев не имеют специальной регулировки тонкости распыла, а некоторые из них вообще обладают невысокими качественными характеристиками.

Топливные форсунки ЖРД можно разделить по следующим характерным признакам.

1. По числу распыливаемых компонентов топлива одной форсункой:

а) *однокомпонентные форсунки,* предназначенные для распыла одного компонента топлива, и

б) *двухкомпонентные форсунки,* предназначенные для одновременного распыла двух компонентов топлива.

2. По принципу действия форсунки:

а) *струйные форсунки,* подающие жидкость в камеру сгорания в виде струек в направлении своей оси;

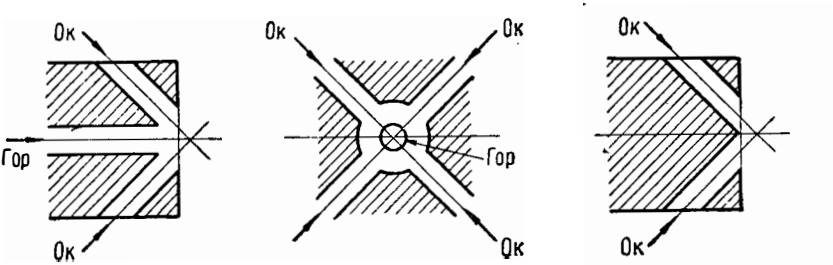
б) *центробежные форсунки,* в которых движущаяся под напором давления жидкость закручивается и за счет развиваемого при этом центробежного эффекта вытекает с определенной скоростью в камеру сгорания в виде тонкой и легко разрушающейся конической пленки;

в) *центробежно-струйные форсунки* (смешанного типа). Двухкомпонентные струйные форсунки, все типы центробежных форсунок и центробежно-струйные конструктивно выполняются в виде

отдельных узлов, устанавливаемых в отверстиях головки камеры двигателя.

Струйные форсунки конструктивно делятся на:

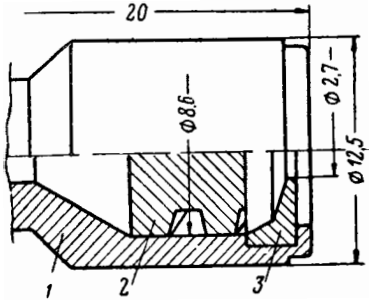
1) *одноструйные,* представляющие калиброванные отверстия в головке камеры диаметром на выходе жидкости в камеру сгорания 0,8÷2,5 *мм*;



Фиг. 8.3. Принципиальные схемы элементов струйного распыла компонентов топлива.

2) *двухструйные,* предназначенные для распыла одного данного компонента топлива в виде двух соударяющихся между собой струй (фиг. 8.3);

3) *трехструйные,* предназначенные для распыла двух компонентов топлива в виде одной центральной струи горючего и двух боковых струй окислителя, расположенных в одной плоскости и пересекающихся в одной точке (см. фиг. 8.3);



Фиг. 8.4. Однокомпонентная центробежная шнековая форсунка.
1—корпус, *2*—завихритель, *3*—сопло

4) *четырех- и пятиструйные,* предназначенные для распыла двух компонентов топлива в виде одной центральной струи горючего или соответственно четырех струй окислителя, расположенных в двух плоскостях и пересекающихся в одной точке (см. фиг. 8.3);

5) *щелевые,* предназначенные для одновременного распыла двух компонентов и конструктивно представляющие концентрические щели в головке камеры двигателя.

Центробежные форсунки по способу получения закрутки в них потока жидкости делятся на:

а) *тангенциальные,* в которых жидкость входит в полость форсунки через отверстие, ось которого перпендикулярна к оси форсунки, но не пересекается в ней, в результате чего распыливаемая жидкость получает закручивание относительно оси форсунки, способствующее распаду ее на капли (см. фиг. 8.2);

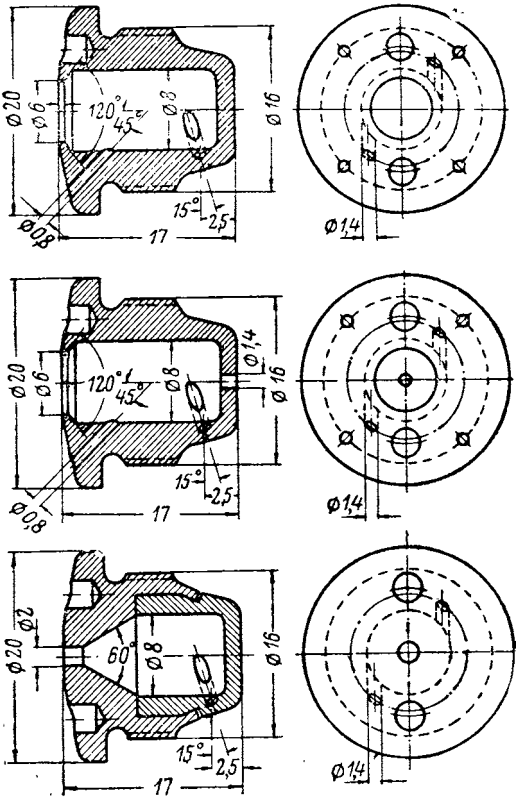
б) *шнековые,* в которых закручивание жидкости создается посредством специального завихрителя (шнека), имеющего на своей внешней поверхности винтовые каналы (фиг. 8. 4).

На фиг. 8. 5 показаны спиртовые форсунки предкамер камеры сгорания двигателя А-4.

В двухкомпонентных центробежных форсунках горючее и окислитель смешиваются между собой в сопле форсунки или в ее специальной камере смешения и поступают в камеру сгорания в виде эмульсии. Существуют разные конструкции этих форсунок, но принцип их действия остается одним и тем же.

Струйные форсунки характерны своей конструктивной простотой и относительной дешевизной изготовления при худшей тонкости распыла. Длина зоны распыла этих форсунок также больше, что увеличивает потребный объем и удельный вес камеры сгорания.

Угол факела распыла струйной форсунки весьма мал, 5—10° (фиг. 8. 6), причем зона конца распада струи на капли далеко отстоит от головки камеры. Этот угол измеряется от среза сопла форсунки и характеризует форму факела распыливаемой жидкости. Величина этого угла зависит в основном от соотношения длины сопла (отверстия) к его диаметру, степени турбулизации расширяющегося факела и давления в камере сгорания.



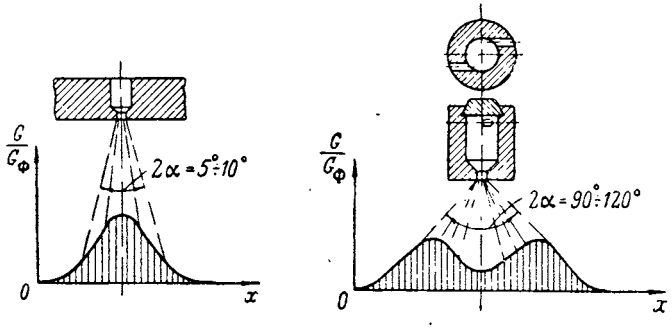
Фиг. 8. 5. Спиртовые форсунки предкамер камеры двигателя А-4.

Для укорочения зоны распыла, получения более тонкого распыла и равномерного распределения компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания струйные форсунки обычно располагают так, чтобы струи распыливаемых жидкостей пересекались между собой. Приближение точек столкновения струй к головке позволяет с максимальной полнотой использовать объем камеры сгорания и создать более устойчивое сгорание образующейся топлив-

ной смеси благодаря уменьшению до минимума нереагирующих газовых застойных зон вблизи головки камеры, а также более качественному смесеобразованию при этом.

Углы, определяющие направление струй впрыска компонентов топлива одноструйными форсунками, должны быть выбраны так, чтобы результирующий вектор количества движения после столкновения струй имел осевое направление, т. е. параллельное оси камеры двигателя.

При увеличении угла соударений струй средний диаметр капель уменьшается в связи с увеличением относительной скорости



Фиг. 8.6. Принципиальные схемы расходонапряженности по поперечному сечению факелов распыла струйной и центробежной форсунками.

струй в точке соударения. Это способствует более равномерному распределению топлива по поперечному сечению факела. Одновременно улучшается однородность смешиваемых жидкостей.

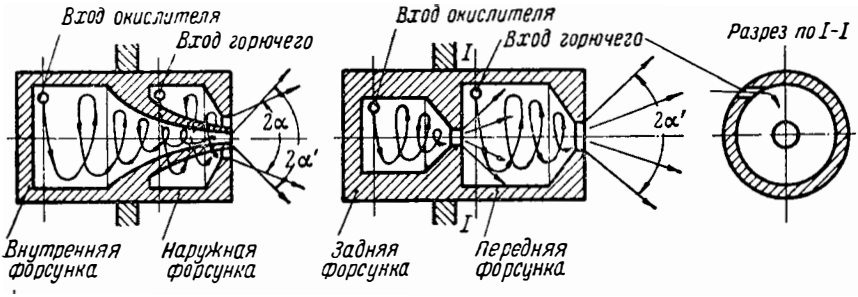
Оптимальными углами соударения струй, создаваемых струйными форсунками, следует считать 80—100°, так как при бо́льших углах значительная часть распыливаемой жидкости будет отлетать в сторону головки, что ухудшит смесеобразование, а при малых углах соударения струй (60° и меньше) образуется резко выраженная неравномерность расходонапряженности в ядре факела и удлиняется камера сгорания за счет увеличения зоны перемешивания компонентов.

Центробежные форсунки имеют относительно больший угол распыла жидкости (около 70—120°) при небольшой длине факела и дают более тонкий распыл, чем струйные форсунки; но изготовление их относительно сложнее. Форма факела этих форсунок в основном зависит от степени закру́чивания в них распыливаемой жидкости.

В центробежной форсунке жидкость поступает в камеру закручивания по тангенциальным каналам, ось которых смещена относительно оси сопла (см. фиг. 8.2). В камере закручивания жидкость

приобретает интенсивное вращательное движение и далее поступает в сопло.

При выходе из сопла форсунки тонкая пленка жидкости, на которую прекратилось действие центростремительных сил, делится на капли, разлетающиеся по прямолинейным траекториям, образуя факел. Угол факела и коэффициент расхода центробежных форсунок обусловлены законом сохранения момента количества движения жидких частиц относительно оси сопла. На указанные параметры можно действовать соответствующим выбором соотношений



а) Форсунка с внешним смешением жидкостей

б) Форсунка с внутренним смешением жидкостей (эмульсионная форсунка)

Фиг. 8 7. Принципиальные схемы двухкомпонентных центробежных форсунок.

между размерами сопла, камеры закручивания и входных каналов.

В настоящее время наибольшее применение в двигателях получили однокомпонентные центробежные форсунки благодаря их надежной работе и достаточно эффективному распылу. Кроме того, в этих форсунках в широком диапазоне можно изменять угол распыла для наиболее равномерного распределения компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания.

Двухкомпонентные центробежные форсунки по способу смешения компонентов топлива делятся на два типа:

1) со смешением компонентов топлива вне форсунки (фиг. 8. 7, *а*);

2) со смешением компонентов топлива внутри форсунки, в специальной смесительной камере (эмульсионные форсунки) (фиг. 8. 7, *б*).

Существуют также конструкции двухкомпонентных форсунок, в которых компоненты топлива смешиваются в сопле форсунки.

Форсунки первого типа выполняются соосными, одна в другой. Сопло внутренней форсунки вписывается зазором в воздушный вихрь наружной форсунки. Чтобы обеспечить хорошее смешение компонентов топлива, угол распыла внутренней форсунки (2α) должен быть больше угла распыла наружной форсунки ($2\alpha'$).

Форсунка второго типа состоит из двух расположенных друг за другом форсунок. Задняя форсунка служит для окислителя и рассчитывается обычным путем.

Размеры распылительной части двухкомпонентной форсунки должны быть подобраны так, чтобы обеспечить безопасность запуска ее даже при входе в камеру закручивания одного из компонентов топлива раньше другого.

Чтобы избежать взрыва двухкомпонентной форсунки, нужно исключить возможность проникновения одного из компонентов топлива в полость другого, для чего:

1) угол распыла задней форсунки подобрать так, чтобы входные отверстия передней форсунки находились вне полости удара конуса распыла о стенку задней форсунки;

2) диаметр газового вихря передней форсунки должен быть больше диаметра сопла задней форсунки.

Момент количества движения в передней форсунке распространяется на всю массу смешанной и распыливаемой жидкости.

Применение двухкомпонентных эмульсионных центробежных форсунок существенно улучшает смесеобразование и уменьшает зону распыла, так как они обеспечивают смешение компонентов топлива в заданном весовом соотношении перед подачей их в камеру сгорания. К тому же топливная эмульсия обладает меньшими вязкостью и поверхностным натяжением и поэтому легко дробится на мельчайшие капли.

Применение эмульсионного распыла компонентов топлива в ЖРД дает следующие выгоды:

а) уменьшается длина камеры сгорания за счет укорочения зоны распыла;

б) получается почти полное сгорание топлива при относительно меньшем объеме камеры сгорания, а следовательно, и при меньшем ее удельном весе;

в) требуется меньшее число форсунок;

г) отпадает необходимость в большом перепаде давлений компонентов топлива в форсунках, что имеет существенное значение для двигателей больших тяг одноразового действия, где вопросы простоты и дешевизны конструкции имеют решающее значение.

При использовании форсунок этого типа несколько затруднена защита горючим оболочки камеры от перегрева ее горячими газами. В этом случае оболочку приходится защищать, устанавливая на головке камеры периферийные однокомпонентные струйные или центробежные форсунки.

Форсунки всех типов должны иметь хорошо обработанную поверхность, соприкасающуюся с движущейся жидкостью. Струйные форсунки должны иметь точный угол направления оси сопла относительно оси камеры двигателя. Пониженные качества форсунок особенно отрицательно сказываются на качестве распыла при снижении режима работы двигателя относительно номинального.

Топливные форсунки всех типов характеризуются следующими гидравлическими параметрами:

1) секундной производительностью;

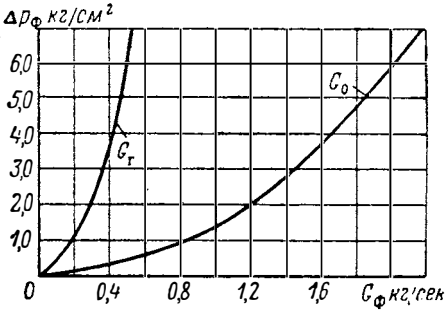
2) перепадом давлений жидкости в форсунках;

3) углом факела распыливаемой жидкости, измеряемым у среза сопла форсунки (корневым углом факела);

4) тонкостью распыла и равномерностью распределения жидкости вокруг оси и по радиусу факела;

5) коэффициентом расхода, входящим в уравнение расхода.

Производительность единичных однокомпонентных центробежных форсунок ЖРД с цилиндрической камерой сгорания и плоской головкой составляет около 20—80 *г/сек* горючего и 50—200 *г/сек* окислителя, а перепад давлений в форсунках—порядка 3,5—12 *кг/см*^{2}.



Фиг. 8.8. Тарировочные кривые головки камеры двигателя с 85 однокомпонентными центробежными форсунками (31 керосиновая и 54 азотнокислотных).

Гидравлические параметры форсунок и распылительной головки камеры определяют испытаниями их в холодном состоянии, проливая через них воду. Качество работы головки камеры проверяют на работающем двигателе.

При испытании форсунок на воде определяют их производительность в зависимости от перепада в них давлений распыливаемой жидкости, спектр распыла, тонкость и угол распыла, а также расходонапряженность по поперечному сечению факела.

Изменение производительности форсунок в зависимости от перепада в них давлений распыливаемой жидкости выражается параболической кривой (фиг. 8.8).

Тонкость распыла данного компонента может быть достаточно точно определена методом фотографирования, применяемым как в случае применения одной форсунки, так и при одновременной совместной работе двух и более форсунок.

Головки камер двигателя подвергаются гидравлическим испытаниям для изучения взаимодействия конусов распыла форсунок и равномерного распределения соотношения компонентов и их расхода по поперечному сечению камеры.

Чем большее число форсунок установлено на головке камеры двигателя, тем качественнее распыл ими компонентов топлива. Поэтому в двигателях средней и большой тяг число форсунок достигает нескольких сотен.

Практически число форсунок двигателя ограничивается конструктивными и другими соображениями, в частности, необходимостью иметь не слишком малые проходные сечения каждой форсунки. При малых проходных сечениях форсунка может легко засориться механическими примесями, попавшими случайно в рас-

пыливаемую жидкость или образовавшимися в ней вследствие ее физической и химической нестойкости.

Для изготовления топливных форсунок в виде отдельных узлов применяются различные материалы, от низко- и высоколегированных сталей до бронзы и латуни.

Выбор материала для форсунок обусловливается видом и состоянием распыливаемых компонентов топлива, продолжительностью и условиями работы двигателя, числом его запусков, требованиями прочности и другими факторами.

В случае применения химически активных компонентов топлива (например азотной кислоты, жидкого фтора и т. п.) внутренняя поверхность материала форсунок должна обладать высокой сопротивляемостью окислению и коррозии. Если у головки камеры двигателя будет значительная турбулизация горячих газов, вследствие которой в ряде мест форсунки будут нагреваться до 1300—1400° С, то материал этих форсунок должен обладать также высокой прочностью. При высокой температуре возможно оплавление сопел форсунок и нарушение их работы, что в результате может привести к аварии двигателя.

Во время работы двигателя форсунки охлаждаются потоком проходящей через них распыливаемой жидкости. Температура этой жидкости перед поступлением в форсунки может быть отрицательной (в случае использования сжиженных компонентов топлива) и положительной, иногда даже близкой к температуре кипения при данном рабочем давлении, если жидкость предварительно используется для охлаждения камеры двигателя.

§ 4. Факторы, влияющие на качество распыла компонентов топлива

На качество распыла компонентов топлива в ЖРД влияют следующие факторы:

1) формы головки камеры сгорания;

2) тип, конструкция, количество и производительность топливных форсунок;

3) схема расположения форсунок на головке камеры;

4) перепад давлений распыливаемых компонентов топлива в форсунках;

5) свойства и состояние компонентов топлива (вязкость, поверхностное натяжение, упругость паров, температура, теплота испарения, теплоемкость и др.);

6) давление, температура и другие физические свойства газовой среды в камере сгорания, а также характер ее движения;

7) форма камеры сгорания и ее геометрические размеры;

8) устойчивость работы системы топливоподачи;

9) режим работы двигателя и др.

Форма головки двигателя существенно влияет на качество распыла компонентов топлива, так как от нее в значительной мере зависит удобство расположения форсунок.

Головка камеры двигателя определяет в основном распределение каждого из компонентов топлива по сечению камеры, тонкость распыла их и взаимное смешение, а также интенсивность конвективных токов газа, переносящих тепло от факела на подогрев и испарение горючей смеси. Плоская головка с равномерным расположением форсунок обычно обеспечивает равномерное по сечению камеры начальное распределение компонентов топлива.

Неравномерное распределение компонентов топлива по сечению камеры сгорания, концентрация их в отдельных местах обычно приводят к тому, что горение происходит неравномерно по объему, в основном там, где концентрируется подаваемая смесь, т. е. для горения используется лишь часть объема камеры сгорания. Аналогичное явление может иметь место и в том случае, когда на плоской головке камеры расположено малое число форсунок.

В результате этого в объеме камеры сгорания имеют место неодинаковые скорости испарения, перемешивания и сгорания компонентов топлива. По этой же причине в камере сгорания ЖРД наблюдается не сплошной, установившийся, а как бы рваный, перебрасывающийся в объеме фронт пламени, потому что наиболее интенсивное выгорание топлива идет локально, по отдельным очагам, в которых состав горючей смеси в тот или иной момент оказывается близким к стехиометрическому и подготовлен к сгоранию.

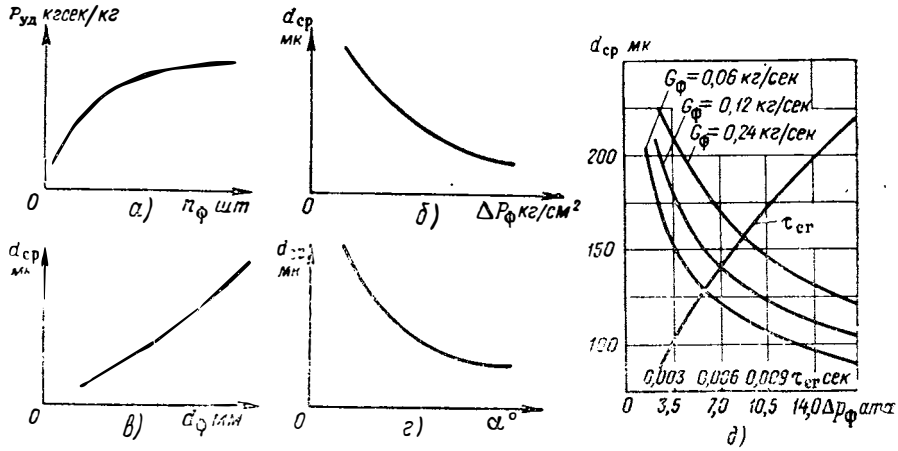
Этим, кстати, и объясняются непрерывные пульсации в пламени ЖРД, наблюдаемые при помощи спектроскопа и определенные по замерам давления в камере сгорания даже при установившемся режиме работы двигателя.

Следовательно, равномерное распределение горючей смеси по сечению камеры сгорания, получаемое при равномерном расположении большого числа форсунок на плоской головке, приводит к лучшему использованию объема камеры сгорания и, значит, к увеличению полноты сгорания. В реально работающих двигателях с удовлетворительным смесеобразованием происходит почти полное преобразование химической энергии топлива в тепловую в сравнительно небольшой части объема камеры. Увеличение объема камеры сгорания, начиная с некоторой его величины, не приводит к существенному увеличению полноты сгорания и удельной тяги двигателя.

Увеличение числа форсунок до определенного предела за счет уменьшения их производительности приводит к более тонкому распылу и более равномерному распределению компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания и, следовательно, к более быстрому их испарению, смешению и сгоранию топливной смеси. При этом $P_{уд}$ сначала увеличивается резко, а после определен-

ного предела увеличения числа форсунок рост ее не наблюдается (фиг. 8.9).

Подобрав группы струйных форсунок с достаточно малым диаметром струй и хорошим смешением компонентов, можно получить, как и с центробежными форсунками, совершенное начальное перемешивание и практически полное сгорание компонентов топлива. При подаче топлива через однокомпонентные центробежные форсунки компоненты смешиваются частично в газовой фазе.



Фиг. 8.9. Влияние некоторых факторов на качество распыла форсунками компонентов топлива.

Примерное изменение среднего диаметра капель керосина $d_{ср}$ при его распыле центробежной шнековой форсункой в зависимости от перепада давления в ней, а также времени сгорания топливной смеси $\tau_{сг}$ в зависимости от диаметра $d_{ср}$.

Целесообразно начинать смешение компонентов топлива еще в жидкой фазе, так как для смешения газов требуется значительно больший объем, чем для смешения жидкостей. С этой целью лучше применять двухкомпонентные эмульсионные форсунки, которые обеспечивают почти совершенное начальное смешение компонентов топлива до поступления их в камеру сгорания. При этом хороший распыл достигается при меньшем числе форсунок и не требуется интенсивное перемешивание распыленных компонентов в камере сгорания. При работе двигателя форсунки подают горючее и окислитель в среду продуктов сгорания и несгоревших газов, которые находятся вблизи головки камеры двигателя. Образующиеся при этом капли компонентов топлива увлекают за собой прилегающие слои газов, вызывая между форсунками, внутри конусов распыла форсунок и у стенок камеры конвективные токи газов, которые являются основными источниками тепла, необходимого для испарения и поджигания горючей смеси.

Но, с другой стороны, эти конвективные токи газа в камерах обычных схем разрушают пристеночную газовую завесу горючего. Кроме того, у головок камер таких двигателей в местах пересечения конусов распыла форсунками компонентов топлива могут создаваться зоны, приводящие при определенных условиях к детонации.

Сверх определенного предела увеличения количества форсунок меньшей производительности повышается концентрация жидкой фазы у головки камеры и ослабляется интенсивность конвективных токов газа, имеющих место в начале камеры сгорания. Переносимое ими тепло из очага горения к распыленным компонентам топлива уменьшается. В результате этого развитие горения затрудняется, так как увеличивается время топливоподготовительных процессов. Кроме того, размещение большого количества форсунок на головке камеры связано с большими технологическими усложнениями, так как практически весьма трудно просверлить форсуночное отверстие диаметром меньше 0,8 *мм* (в случае струйной форсунки) или расположить на головке центробежные и многоструйные форсунки с шагом между ними меньше 10—11 *мм*.

При малом числе форсунок бо́льшей производительности получается крупный распыл компонентов топлива и неравномерное распределение их по поперечному сечению камеры сгорания. При этом не полностью сгорает топливо, плохо используется объем камеры сгорания и даже возможен пульсационный режим работы двигателя.

Качество смесеобразования зависит не только от параметров, конструктивных характеристик форсунок и их числа, но и от схемы расположения форсунок на головке. На выбор схемы расположения форсунок существенно влияют весовое соотношение окислителя к горючему и характер распределения этого соотношения по поперечному сечению камеры сгорания. В случае чрезмерных тепловых потоков в камере ее головка должна также обеспечивать постоянство коэффициента избытка окислителя в центральной части горючей смеси и заниженное значение его у поверхности оболочки камеры сгорания. Схема расположения форсунок на головке камеры также зависит от того, какой компонент топлива принят для охлаждения камеры сгорания и сопла двигателя.

При повышении перепада давлений компонентов топлива в форсунках смесеобразование улучшается вследствие более тонкого дробления их на капли (см. фиг. 8. 9). При этом также повышается устойчивость работы двигателя. От перепада давлений в форсунках зависит скорость впрыска компонентов топлива в камеру двигателя. Чем больше скорость впрыска компонентов топлива в газовую среду, больше плотность и вязкость этой среды, тем тоньше и однороднее распыл их. Но при повышении перепада давлений в форсунках увеличиваются давление подачи компонентов, мощность и вес системы топливоподачи. При определенных условиях

это может свести к нулю выгоды от повышения скорости впрыска.

Кроме того, эксперименты показывают, что при повышении перепада давлений в форсунках размер капель распыливаемых компонентов топлива вначале увеличивается быстро, а затем все медленнее и в области больших перепадов (6 *кг/см²* и выше) — совсем незначительно. Поэтому существует перепад давлений в форсунках, начиная с которого нет смысла его увеличивать. Отсюда ясно стремление конструкторов ЖРД добиться качественного распыла компонентов топлива при минимальном перепаде давлений в форсунках созданием рациональной конструкции форсунок и всего распыливающего устройства двигателя. При небольшом перепаде давлений в форсунках (меньше 2—3 *кг/см²*) значительно ухудшается смесеобразование и увеличивается неустойчивость работы двигателя.

Чем меньше вязкость и поверхностное натяжение и меньше плотность распыливаемых компонентов топлива, тем тоньше их распыл и совершеннее смешение. Чем ниже температура кипения компонентов топлива, меньше их теплоемкость и больше теплотворность, тем легче они испаряются, перемешиваются и сгорают, тем меньше необходимое время пребывания их в камере сгорания и потребный объем последней.

Плотность газовой среды существенно влияет на качество распыла компонентов топлива. Более высокое давление в камере сгорания способствует более тонкому распылу компонентов топлива на мельчайшие капли, что улучшает их смешение, ускоряет подогрев, испарение и сгорание их. В результате повышается полнота сгорания топлива и уменьшается время пребывания его в камере сгорания.

При снижении плотности газовой среды в камере сгорания, что может иметь место при изменении режима работы двигателя и небольших перепадах давлений в форсунках (порядка 2—3 *атм*), укрупняются капли компонентов и ухудшаются процессы их подогрева, испарения и сгорания.

Струи горючего и окислителя, вытекающие из форсунок, в камере сгорания двигателя обычно сталкиваются друг с другом, тормозятся газовой средой и подвергаются ряду других воздействий, в результате чего дробятся на капли, причем тем тоньше, чем больше вязкость, плотность и турбулентность этой среды.

Распад струй, выдаваемых форсунками, в основном обусловлен наличием сил сопротивления среды, в которую впрыскивается жидкость, а также наличием начальных малых возмущений на поверхности струи, которые распространяются вдоль нее в виде волн. При использовании центробежных форсунок к этим возмущениям добавляются еще центробежные силы, появляющиеся в результате вращательного по отношению к оси струи движения частиц жидкости.

Чем больше давление и вязкость газов в камере сгорания, тем более тонко распыливаются компоненты топлива на мельчайшие частицы, тем лучше их смешение, подогрев, испарение и сгорание, а следовательно, тем выше физическая полнота сгорания топлива.

Сопротивление движению капли жидкости в газовой среде тем больше, чем больше ее парусность, т. е. отношение объема капли к ее весу. Поэтому разгон и торможение капель в газовой среде происходят тем скорее, чем мельче капли. Более крупные капли пробивают себе путь на более далекие расстояния от форсунки. Запас топлива, несомый более крупными каплями, запаздывает с завершением процесса смесеобразования и сгорания.

Если распыл топлива форсункой происходит по потоку газов, что имеет место у большинства существующих двигателей, то капли жидкости тормозятся (или разгоняются) в направлении движения потока в зависимости от величины и направления относительной скорости их в потоке. Причем мельчайшие пылинки жидкости практически мгновенно тормозятся и следуют за потоком.

Если же распыл происходит против потока, то капли жидкости, обладая известной парусностью и попадая в поток, сначала тормозятся этим потоком, а затем движутся в обратном направлении с потоком газа. Длина траектории капель при распыле против газового потока приблизительно на 30—35% меньше длины траектории полета при распыле по потоку.

Свойственная форсункам неравномерность распыла компонентов топлива создает в камере сгорания неровный, колеблющийся фронт воспламенения и сгорания, который производит впечатление устойчивого пространственного распределения последовательных зон очага горения.

На качество начального и последующего смешения компонентов топлива также влияет турбулизация газового потока в камере сгорания, создаваемая конструкцией распылительной головки камеры двигателя. Благодаря этой турбулизации на начальном участке вблизи камеры сгорания процессы испарения и перемешивания компонентов топлива как в жидкой, так и в газообразной фазах протекают весьма интенсивно. Этому также способствуют конвективные газовые токи, подводящие к этой области тепло из очага горения. Дальнейшее перемешивание компонентов топлива идет в газообразной фазе.

При неустойчивой работе системы топливоподачи двигателя изменяется перепад давления компонентов топлива в форсунках, а следовательно, качество их распыла.

Изменение режима работы двигателя связано с изменением расхода топлива в камеру сгорания. При этом топливные форсунки могут выходить из оптимальных условий работы и не обеспечивать качественный распыл компонентов топлива.

В случае регулирования тяги двигателя изменением расхода топлива в камеру приходится задаваться перепадом давлений

в форсунках при работе камеры на минимальном режиме. При переводе ее работы на режим номинальной или максимальной тяги перепад давлений в форсунках может возрасти до весьма большой величины (почти в 5—10 раз). Это указывает на нецелесообразность этого способа регулирования тяги двигателя в широких пределах.

§ 5. Расчет струйного распыливающего устройства

Исходными данными для расчета струйного распыливающего устройства двигателя являются:

1) виды горючего и окислителя, их удельные веса и секундные расходы в камеру сгорания;

2) конструктивная форма и диаметр головки камеры;

3) давление газов в камере сгорания.

Секундные расходы горючего и окислителя в камеру определяют при термодинамическом расчете двигателя. Удельные веса компонентов топлива вычисляют при той температуре, при которой они поступают в камеру сгорания. Форму головки камеры и ее размеры выбирают в зависимости от величины тяги двигателя, параметров камеры сгорания, выбранного способа распыла топлива, принятого типа форсунок и других соображений.

Расчет распыливающего устройства ведется с учетом требований, предъявляемых к распылу, статистических и экспериментальных данных и состоит в следующем.

1. Выбирают перепады давлений компонентов топлива в форсунках, имея в виду, что в существующих двигателях значения их часто колеблются в пределах

$$\Delta p_{\text{ф}} = 3 \div 8 \ кг/см^2 = (3 \div 8)\, 10^4 \ кг/м^2.$$

При выбранных перепадах давлений в форсунках скорости впрыска соответствующего компонента в камеру сгорания определяют по известной из курса гидравлики формуле:

$$w_{\text{впр}} = \varphi \sqrt{2g \frac{\Delta p_{\text{ф}}}{\gamma}} \ м/сек. \qquad (8.1)$$

В существующих двигателях часто $w_{\text{впр}} \approx 15 \div 40$ *м/сек*. На величину этой скорости при данном $\Delta p_{\text{ф}}$ влияют диаметр, длина и форма входной и выходной частей форсуночного отверстия, а также чистота обработки его поверхности.

2. Определяют потребные суммарные площади форсуночных отверстий горючего и окислителя, пользуясь также известной формулой расхода жидкости:

$$G = F \mu \sqrt{2g \Delta p_{\text{ф}} \gamma},$$

т. е.

$$F = \frac{G}{\mu \sqrt{2g \Delta p_{\text{ф}} \gamma}} \ м^2. \qquad (8.2)$$

3. Выбирают диаметры форсуночных отверстий $d_г$ горючего и окислителя $d_о$ и определяют количество форсунок n по формуле

$$n = \frac{F}{\frac{\pi d_ф^2}{4}} = \frac{4F}{\pi d_ф^2} \text{ шт.} \qquad (8.3)$$

Диаметры выходных отверстий (сопла) струйных форсунок выбирают в зависимости от общих размеров камеры двигателя и принятого типа форсунок в пределах 0,8—2,5 *мм*. Изготовлять форсунки с диаметром меньше 0,8 *мм* не рекомендуется, так как они легко засоряются и технологически трудно выполнимы. Для облегчения сверления отверстий таких малых диаметров обычно высверливают основную толщину материала бо́льшим диаметром и только оставшуюся небольшую толщину — требуемым диаметром. Форсунки диаметром больше 2,5 *мм* значительно ухудшают распыл подаваемого компонента топлива, так как струя получается слишком мощной и плохо распадается на капли.

Значение коэффициента расхода струйной форсунки μ зависит:

1) от характера обработки входной кромки отверстия (острые входные кромки или хорошо скругленные) и чистоты обработки его поверхности;

2) от отношения длины $l_ф$ отверстия форсунки к его выходному диаметру $d_ф$;

3) от свойств распыливаемой жидкости и ее параметров (вязкости, давления, скорости и др.).

При расчетах значение μ нужно выбирать на основании статистических данных.

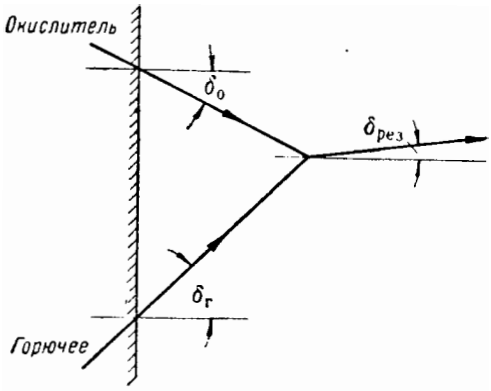
Форму форсуночного отверстия нужно выбирать такой, при которой коэффициент расхода будет наибольшим и мало изменяющимся при значительном изменении секундного расхода топлива в камеру сгорания. Это условие особенно важно в том случае, когда двигатель должен работать на режимах малой тяги.

Эксперименты показывают, что из большого числа различных форм форсуночных отверстий наиболее подходящей является цилиндрическая с плавно закругленной входной кромкой (см. фиг. 8.6). При такой форме входной кромки форсунки истечение жидкости происходит без отрыва от поверхности отверстия и коэффициент расхода имеет наибольшее значение по сравнению с другими формами. Для этой формы форсуночного отверстия при $l_ф/d_ф = 0{,}8 \div 2$ имеем $\mu \approx 0{,}7 \div 0{,}75$, а при $l_ф/d_ф = 2 \div 3$ соответственно $\mu \approx 0{,}75 \div 0{,}85$.

Так как секундный расход окислителя в камеру двигателя обычно больше, чем горючего, то диаметр форсуночных отверстий для окислителя делают бо́льшим, чем для горючего. При одинаковых диаметрах форсунок количество их для окислителя больше, чем для горючего.

При одноструйном распыле компонентов топлива форсуночные отверстия так размещают в головке камеры, чтобы струи горючего и окислителя взаимно пересекались под определенными углами и создавали по поперечному сечению камеры сгорания однородную, хорошо подготовленную к сгоранию горючую смесь.

Поскольку весовое количество окислителя в топливе почти в 2—5 раз больше, чем горючего (в зависимости от вида топлива) и к тому же удельный вес его также больше, то, для того чтобы результирующий вектор количества движения сталкивающихся струй, создаваемых одноструйными форсунками, имел примерно осевое направление, перепад давлений горючего в форсунках целесообразно брать больше, чем окислителя. С этой же целью форсунки горючего и окислителя располагают под разными углами относительно оси камеры сгорания.



Фиг. 8.10. К определению результирующей количества движения при струйном распыле компонентов топлива.

Результирующую величину количества движения при столкновении струй горючего и окислителя определяют из соотношения, основанного на законе сохранения количества движения.

Если суммарная величина количества движения обеих струй при столкновении не изменяется, то угол между осью камеры и результирующей струей определится по формуле (фиг. 8.10)

$$\operatorname{tg}\delta_{рез}=\frac{G_о w_о \sin\delta_о - G_г w_г \sin\delta_г}{G_о w_о \cos\delta_о - G_г w_г \cos\delta_г}. \qquad (8.4)$$

Если результирующий вектор количества движения сталкивающихся струй имеет примерно осевое направление, т. е. при $\delta_{рез}=0$ и $\operatorname{tg}\delta_{рез}=0$, то угловое соотношение сводится к равенству

$$G_о w_о \sin\delta_о = G_г w_г \sin\delta_г. \qquad (8.5)$$

Из этих выражений можно получить соотношения между углами $\delta_г$, $\delta_о$ и $\delta_{рез}$.

Осевое направление результирующего вектора столкновения струй горючего и окислителя можно получить при меньшем угле наклона форсунки горючего к оси камеры, если перепад давлений в ней принять большим, чем в форсунке окислителя.

Достаточно хорошим и конструктивно несложным является распыл посредством многоструйных форсунок.

В двухструйной форсунке сталкиваются струи одного и того же компонента топлива, а в трехструйной и четырехструйной форсунках сталкивается одна струйка горючего с двумя или соответственно с четырьмя или пятью струями окислителя.

Трехструйная форсунка обеспечивает крайне плохое перемешивание компонентов топлива в жидкой фазе, если скорости всех трех струй примерно равны. В этом случае в ядре факела наблюдается значительный избыток окислителя, а на периферии — большой избыток горючего, что объясняется расщеплением центральной струи горючего при ударе ее боковыми струями окислителя. Это замечание также относится и к четырехструйной форсунке.

Для равномерного распределения компонентов топлива в факеле этих форсунок необходимо скорость центральной струи горючего увеличивать примерно на 50—60% по сравнению со скоростью боковых струй окислителя.

Достоинством трех- и четырехструйной форсунок является то, что при распыле ими даже под большими углами соударения струй явление отбрасывания жидкости назад к головке камеры двигателя отсутствует. Качество распыла компонентов топлива этими форсунками почти одинаковое.

Надо полагать, что при весовом соотношении окислителя к горючему, равном 2—3, наиболее целесообразны будут трехструйные форсунки, а при соотношении компонентов топлива около 3—5 — четырехструйные.

При выборе типа форсунок и оптимальных параметров для их расчета, а также схемы расположения форсунок на головке камеры необходимо учесть факторы, влияющие на качество распыла компонентов топлива в ЖРД, и требования к распылу. Нужно также учесть результаты подробного анализа распыливающих устройств существующих двигателей.

Приведенная схема расчета струйного распыла может применяться и для щелевого распыла при учете других значений коэффициента расхода форсунок.

Пример 1. В камеру сгорания двигателя через 8 форсунок подается 0,590 *кг/сек* анилина при 15° С ($\gamma_г = 970$ *кг/м*³) и через 8 форсунок 1,630 *кг/сек* азотной кислоты при 132° С ($\gamma_о = 1500$ *кг/м*³). Перепад давлений в форсунках равен 5,6 *кг/см*² и коэффициент расхода $\mu = 0{,}75$.

Определить суммарные проходные площади горючего и окислителя в головке камеры, соответствующие диаметры форсунок, скорости на выходе из них жидкостей и угол наклона сталкивающихся струй, чтобы получить осевое направление результирующего вектора.

Решение.

1. Площади проходных сечений форсуночных отверстий горючего и окислителя:

$$F_г = \frac{G_{s\,г}}{\mu_г \sqrt{2g\Delta p_г \gamma_г}} = \frac{0{,}590 \cdot 10^4}{0{,}75\sqrt{2 \cdot 9{,}81 \cdot 5{,}6 \cdot 10^4 \cdot 970}} = 0{,}240 \text{ см}^2;$$

$$F_о = \frac{G_{s\,о}}{\mu_о \sqrt{2g\Delta p_о \gamma_о}} = \frac{1{,}630 \cdot 10^4}{0{,}75\sqrt{2 \cdot 9{,}81 \cdot 5{,}6 \cdot 10^4 \cdot 1500}} = 537 \text{ см}^2.$$

2. Диаметры форсунок горючего и окислителя:

$$d_г = \sqrt{\frac{4F_г}{\pi n_г}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0{,}240}{3{,}14 \cdot 8}} = 0{,}195 \text{ см} = 1{,}95 \text{ мм};$$

$$d_о = \sqrt{\frac{4F_о}{\pi n_о}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0{,}537}{3{,}14 \cdot 8}} = 0{,}294 \text{ см} = 2{,}94 \text{ мм}.$$

3. Скорости компонентов топлива на выходе из форсунок в камеру сгорания:

$$w_г = \mu_г \sqrt{\frac{2g\Delta p_г}{\gamma_г}} = 0{,}75 \sqrt{\frac{2 \cdot 9{,}81 \cdot 5{,}6 \cdot 10^4}{970}} = 20{,}3 \text{ м/сек};$$

$$w_о = \mu_о \sqrt{\frac{2g\Delta p_о}{\gamma_о}} = 0{,}75 \sqrt{\frac{2 \cdot 9{,}81 \cdot 5{,}6 \cdot 10^4}{1500}} = 25{,}2 \text{ м/сек}.$$

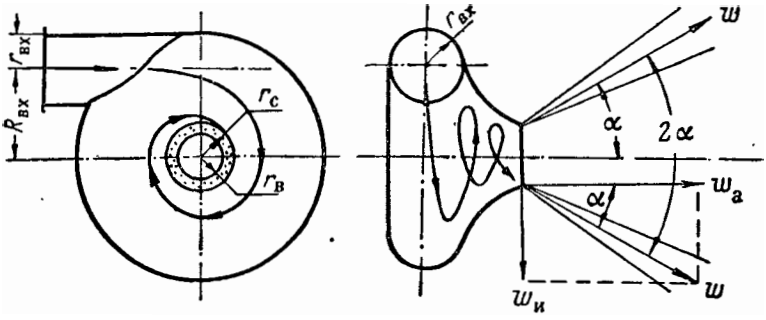
4. Угол наклона струи окислителя к оси камеры произвольно принимаем равным 20° и определяем соответствующий угол наклона струи горючего, чтобы получить осевое направление результирующего вектора:

$$\sin \delta_г = \frac{G_{s\,о} w_о}{G_{s\,г} w_г} \sin \delta_о = \frac{1{,}630 \cdot 20{,}3}{0{,}590 \cdot 25{,}2} \sin 20° = 0{,}75,$$

откуда $\delta_г = 48{,}5°$.

§ 6. Расчет однокомпонентных центробежных форсунок

Основное отличие центробежных форсунок от струйных состоит в том, что жидкость, протекающая через форсунку, обладает моментом количества движения относительно оси сопла. Это обуслов-



Фиг. 8.11. К расчету однокомпонентной центробежной форсунки.

ливает образование воздушного вихря на оси сопла, малый коэффициент расхода и большой угол факела распыла.

В центробежной тангенциальной форсунке распыливаемая жидкость поступает со скоростью $w_{вх}$ в полость форсунки через входное отверстие, имеющее радиус $r_{вх}$ (фиг. 8.11). Это отверстие расположено так, что ось его касательна к окружности радиуса $R_{вх}$

с центром, расположенным на оси сопла форсунки. Благодаря такому входу жидкость во внутренней полости форсунки закручивается. При этом в жидкости возникают центростремительные силы, прижимающие ее к внутренней поверхности форсунки, образуя на выходе из сопла тонкую кольцевую пленку. С внутренней стороны этой жидкостной пленки располагается газовый вихрь с давлением, равным давлению окружающей среды, т. е. давлению газов в камере сгорания. По выходе из сопла форсунки жидкие частицы, на которые прекратилось действие центростремительных сил, обусловленное реакцией стенок форсунки, разлетаются по прямолинейным траекториям, образуя факел.

Живое сечение кольцевой жидкостной пленки, текущей по соплу форсунки, определяется радиусом сопла $r_с$ и радиусом газового вихря $r_в$ (см. фиг. 8. 11), т. е.

$$f_ж = \varphi \pi r_с^2 = \pi (r_с^2 - r_в^2), \qquad (8.6)$$

где $\varphi = 1 - \left(\frac{r_в^2}{r_с^2}\right)$ — коэффициент заполнения жидкостью поперечного сечения сопла форсунки.

Толщина пленки жидкости на выходе из сопла форсунки

$$\delta = \frac{1}{2}(d_с - d_в),$$

где $d_с$ и $d_в$ — диаметр сопла форсунки и соответственно газового вихря.

Диаметр газового вихря на выходе из сопла форсунки

$$d_в = d_с \sqrt{1 - \varphi}.$$

Относительная толщина пленки в выходном сечении сопла форсунки

$$\frac{\delta}{d_с} = \frac{1}{2}(1 - \sqrt{1 - \varphi}).$$

Давление жидкости в форсунке понижается, и на выходе из сопла значение его достигает давления газового вихря.

Полный перепад давлений жидкости в форсунке $\Delta p_ф$ расходуется на создание скорости во входном отверстии $w_{вх}$ и на создание осевой составляющей скорости $w_а$ в сопле форсунки.

Чем больше входная скорость жидкости в форсунку $w_{вх}$ по сравнению с осевой скоростью $w_а$, тем больше тангенциальная скорость жидкости w_u на выходе из сопла форсунки и тем бо́льшая часть перепада $\Delta p_ф$ тратится на создание входной скорости. Чем больше интенсивность закручивания жидкости в форсунке (чем больше отношение тангенциальной скорости к осевой), тем меньше площадь поперечного сечения жидкостной пленки в сопле форсунки $f_ж$; при возрастании интенсивности закручивания $r_в$ увеличивается

Расход жидкости через форсунку согласно уравнению (8.2) равен

$$G_ф = f_c \mu \sqrt{2g \Delta p_ф \gamma} \ кг/сек,$$

где μ — коэффициент расхода, значение которого зависит от интенсивности закручивания жидкости в форсунке.

Значение μ тем меньше, чем больше интенсивность закручивания, так как при этом уменьшаются площадь кольцевого сечения струи жидкости в сопле и перепад давлений в форсунке.

Теоретически доказано [1], что между геометрической характеристикой форсунки A, ее коэффициентом заполнения жидкостью поперечного сечения сопла φ, коэффициентом расхода μ и боковым углом распыла α идеальной жидкости (без учета силы трения) существуют следующие зависимости:

$$A = \frac{(1-\varphi)\sqrt{2}}{\sqrt{\varphi^3}} = \frac{R_{вх} r_c}{i r_{вх}^2} = \frac{R_{вх} \pi r_c}{i \pi r_{вх}^2} = \frac{R_{вх} \pi r_c}{i f_i} = \frac{D_{закр} d_c}{i d_{вх}^2}; \qquad (8.7)$$

$$\mu = \sqrt{\frac{\varphi^3}{2-\varphi}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{A^2}{1-\varphi} + \frac{1}{\varphi^2}}}; \qquad (8.8)$$

$$\operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} = \frac{(1-\varphi)\sqrt{8}}{(1+\sqrt{1-\varphi})\sqrt{\varphi}}, \qquad (8.9)$$

где $R_{вх}$ — плечо закручивания жидкости в форсунке в *мм*;

i — число входных тангенциальных отверстий форсунки;

f_i — площадь поперечного сечения входного отверстия форсунки;

$d_{вх}$ и $D_{закр}$ — диаметр входного отверстия форсунки и соответственно диаметр закрутки струи жидкости, равный удвоенному расстоянию от оси форсунки до оси ее входного тангенциального отверстия.

При изменении геометрической характеристики от $A=0$ до $A=\infty$ коэффициент расхода μ уменьшается от единицы до нуля. Коэффициент μ и угол α обусловлены законом сохранения момента количества движения жидких частиц относительно оси сопла. На эти параметры можно воздействовать соответствующим выбором соотношений между размерами сопла форсунки, ее камеры закручивания и входных каналов.

В форсунке со шнековым завихрителем под $R_{вх}$ следует считать расстояние от центра тяжести поперечного сечения жидкости в

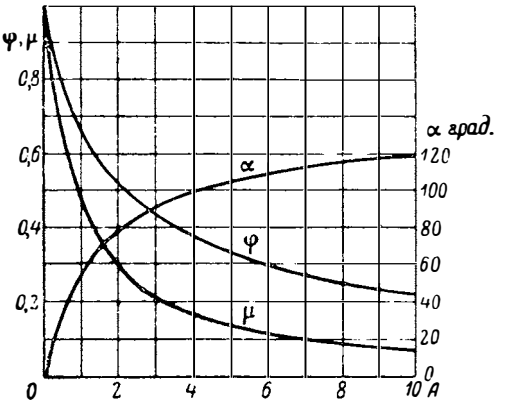
[1] Г. Н. Абрамович. Теория центробежной форсунки. Промышленная аэродинамика, ЦАГИ, 1944.

одном канале шнека до оси форсунки, а под $r_{вх}$ — радиус круга, равновеликого поперечному сечению одного канала шнека.

На фиг. 8. 12 приведены графики зависимости φ, μ и α от A, вычисленные по приведенным выше формулам (без учета гидравлического сопротивления жидкости в форсунке).

Для идеальной жидкости момент внешних сил, действующих на жидкость в камере закручивания, равен нулю, и течение подчиняется закону сохранения момента количества движения.

В реальной жидкости вследствие сил вязкости на поверхности раздела жидкость—стенка возникают силы трения, направленные против течения. Этот момент сил трения вызывает уменьшение момента количества движения жидкости, выходящей из сопла, по сравнению с моментом, который она имеет при входе в камеру закручивания. При этом радиус газового вихря и угол факела распыла получаются меньшими, чем в случае идеальной жидкости, а коэффициент расхода возрастает (толщина жидкостной кольцевой пленки в сопле форсунки увеличивается).



Фиг. 8. 12. Коэффициент заполнения сопла форсунки φ, коэффициент расхода μ и полный угол распыла α однокомпонентной центробежной форсунки в зависимости от ее геометрической характеристики.

Таким образом, трение жидкости о стенки камеры закручивания центробежной форсунки вызывает увеличение расхода жидкости по сравнению с идеальным случаем.

Трение жидкости о стенки камеры закручивания форсунки вызывает, кроме уменьшения момента количества движения, также потери энергии, которые, однако, относительно невелики, и в практических расчетах ими можно пренебречь.

Применяя для вязкой жидкости принцип максимального расхода, получим выражение для геометрической характеристики реальной форсунки, т. е. эквивалентной характеристики [1]:

$$A_{эк} = \frac{(1-\varphi)\sqrt{2}}{\sqrt{\varphi^3}} = \frac{R_{вх} r_c}{i r_{вх}^2 + \frac{f}{2} R_{вх} (R_{вх} - r_c)}. \qquad (8.10)$$

[1] И. В. Астахов, Влияние вязкости топлив и других факторов на мелкость распыливания, «Дизелестроение», 1937, № 2.

Следовательно, выражения, устанавливающие зависимости, имеющие место в реальной форсунке, отличаются от приведенных выше зависимостей для идеальной форсунки только тем, что в них надо подставлять вместо A значения $A_{эк}$, связанные с A формулой (обозначая $\frac{R_{вх}}{r_{вх}} = B$)

$$A_{эк} = \frac{A}{1 + \frac{f}{2}\left(\frac{B^2}{i} - A\right)} = \frac{R_{вх} r_c}{i r_{вх}^2 + \frac{f}{2} R_{вх}(R_{вх} - r_c)}, \qquad (8.11)$$

где f — коэффициент трения жидкости, протекающей через форсунку, может быть определен по эмпирической формуле

$$\lg f = \frac{25{,}8}{(\lg \mathrm{Re})^{2{,}58}} - 2. \qquad (8.12)$$

Здесь Re — число Рейнольдса на входе жидкости в камеру закручивания, вычисляемое по формуле

$$\mathrm{Re} = \frac{w_{вх} d_{вх}}{\nu}. \qquad (8.13)$$

Так как

$w_{вх} = G_ф / F_{вх}\gamma$ — скорость входа жидкости;

$F_{вх} = \pi d^2/4$ — площадь входных каналов и

$\nu = \eta/\rho = \eta g/\gamma$ — коэффициент кинематической вязкости жидкости, то предыдущей формуле критерия Рейнольдса можно придать следующий вид:

$$\mathrm{Re} = \frac{w_{вх} d_{вх}}{\nu} = \frac{4G_ф}{\nu\gamma\pi d_{вх}} = \frac{4G_ф}{\eta g \pi d_{вх}},$$

где η — коэффициент динамической вязкости жидкости;

g — ускорение силы тяжести;

γ — удельный вес распыливаемой жидкости.

Кривая зависимости f от числа Re дана на фиг. 8.13.

Учет трения жидкости в форсунке увеличивает коэффициент расхода μ и делает его зависимым от перепада давлений жидкости в форсунке; однако существенного изменения в определение угла распыла это не вносит, так как и в данном случае не учитывается взаимодействие между газовой средой в камере сгорания и факелом струи.

Для определения коэффициента расхода реальной центробежной форсунки можно пользоваться графиком фиг. 8.12, откладывая по оси абсцисс вместо A значение $A_{эк}$.

Значение $A_{эк}$ всегда меньше A. Кривая зависимости μ от A (и от $A_{эк}$) показывает, что с уменьшением A коэффициент расхода μ возрастает.

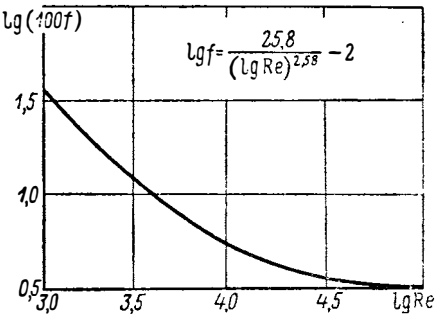
Таким образом, при переходе от идеальной к вязкой жидкости коэффициент расхода центробежной форсунки увеличивается соответственно увеличению коэффициента трения f и числа $\frac{B^2}{i} - A$.

Пренебрегая незначительными потерями энергии, получим формулу вида (8.9) для определения угла факела распыла при истечении вязкой жидкости, отличающуюся только тем, что в ней геометрическая характеристика форсунки заменена эквивалентной, т. е.

$$\operatorname{tg}\frac{\alpha}{2} = \frac{2\mu A_{эк}}{\sqrt{\left(1-\frac{r_в}{r_с}\right)^2 - 4\mu^2 A_{эк}^2}}, \qquad (8.14)$$

где $r_в/r_с = s$ — безразмерный радиус вихря на срезе сопла.

Таким образом, угол факела распыла вязкой жидкости также определяется кривой фиг. 8.12, причем по оси абсцисс следует откладывать вместо A величину $A_{эк}$. Так как $A_{эк} < A$, то угол факела для вязкой жидкости меньше, чем для идеальной. Следовательно, гидравлические параметры центробежной форсунки при распыле определяются эквивалентной характеристикой.



Фиг. 8.13. Коэффициент трения жидкости в центробежной форсунке в зависимости от числа Рейнольдса.

Геометрические размеры форсунки имеют следующее влияние на ее гидравлические характеристики [см. уравнение (8.11)]:

1) при увеличении $R_{вх}$ и неизменных других размерах $A_{эк}$ и α сначала увеличиваются, а затем уменьшаются; μ изменяется противоположно;

2) при увеличении $r_с$ и неизменных других размерах $A_{эк}$ и α увеличиваются, а μ уменьшается;

3) при увеличении $r_{вх}$ и неизменных других размерах $A_{эк}$ и α уменьшаются, а μ увеличивается;

4) при увеличении вязкости Re, $A_{эк}$ и α уменьшаются, а коэффициенты f и μ возрастают;

5) при уменьшении $r_с$ и увеличении $R_{вх}$ уменьшается толщина пленки жидкости на выходе из сопла форсунки, в результате чего диаметр капель и время их испарения уменьшаются, а факел распыла сужается.

Сужение потока жидкости в сопле форсунки может быть учтено эквивалентной действующей характеристикой форсунки.

В случае идеальной жидкости действующая характеристика

выражается так же, как и геометрическая, с заменой площади входных каналов площадью сечения потока в этих каналах, т. е.

$$A_д \frac{A}{\varepsilon} = \frac{R_{вх}\pi r_c}{\varepsilon f_{вх}} = \frac{R_{вх}\pi r_c}{\varepsilon i f_i}. \qquad (8.15)$$

Зависимости коэффициента расхода и угла факела от $A_д$ остаются такими же, как и от A.

Эквивалентная действующая характеристика форсунки для реальной жидкости определяется по формуле

$$A_{э.д} = \frac{A_д}{1 + \frac{f}{2}\left(\frac{B^2}{\varepsilon i} - A_д\right)}. \qquad (8.16)$$

При этом можно принять значение коэффициента сужения струи при внезапном входе жидкости в тангенциальный канал $\varepsilon \approx 0{,}85 \div 0{,}90$. При безотрывном течении жидкости во входных каналах $\varepsilon = 1$.

Как видно, давление жидкости и параметры главного потока не влияют на коэффициент расхода и на угол факела распыла форсунки.

Характер течения жидкости в центробежной форсунке со шнековым завихрителем ничем не отличается от характера ее движения в форсунке с тангенциальным входом. Поэтому все приведенные выше выводы одинаково пригодны для этих обоих типов форсунок.

Геометрические размеры проектируемых форсунок обычно устанавливают на основании приведенных выше теоретических положений, а также по конструктивным соображениям. Рассчитанную таким образом форсунку после изготовления корректируют на основании экспериментальных данных.

Для равномерного распределения жидкости в камере закручивания форсунки достаточно иметь 2—4 входных канала (часто выбирают $i=2$).

Завихритель форсунки обычно изготовляют такой длины, чтобы жидкость совершала от $^1/_4$ до $^1/_3$ поворота, так как при большей длине завихрителя увеличиваются потери давления жидкости и без улучшения качества распыла.

Отношение плеча закручивания жидкости в форсунке $R_{вх}$ к радиусу сопла форсунки r_c можно принимать равным $C = \frac{R_{вх}}{r_c} = 2{,}5$. Значение $R_{вх}$ обычно выбирают в зависимости от габаритов форсунки.

При уменьшении значения C увеличивается радиальная скорость жидкости и соответственно уменьшается осевая скорость и, следовательно, снижается коэффициент расхода μ, а угол распыла увеличивается.

Радиус входного отверстия для жидкости можно определить по формуле

$$r_{вх}=\frac{R_{вх}}{B}. \tag{8.17}$$

Величину B вычисляют при помощи формулы геометрической характеристики форсунки A после замены в ней $r_c=R_{вх}/C$, т. е.

$$A=\frac{R_{вх}r_c}{ir_{вх}^2}=\frac{R_{вх}R_{вх}}{iCr_{вх}^2}=\frac{B^2}{iC},$$

откуда

$$B=\sqrt{AiC}. \tag{8.18}$$

При проектировании и расчете форсунок обычно стремятся, чтобы $(B^2/i) - A\leqslant 5\div 10$. При слишком больших значениях этого параметра увеличиваются потери на трение жидкости в форсунке, а при слишком малых — уменьшаются абсолютные размеры распылителя, а следовательно, усложняется технология и снижается точность изготовления форсунки.

Диаметр камеры закручивания форсунки можно принимать

$$D_к=2(R_{вх}+r_{вх})\ мм. \tag{8.19}$$

Наружный диаметр нерегулируемых форсунок выбирают исходя из конструктивных соображений:

$$D_ф=D_к+3\ мм.$$

Цилиндрическая часть сопла форсунки должна быть возможно более короткой. Обычно принимают отношение $l_c/d_c\leqslant 1$, так как при чрезмерном увеличении длины сопла форсунки l_c уменьшается угол распыла.

При $A_{эк}\leqslant 4\div 5$ можно принимать $l_c/d_c=0{,}5\div 1$, а при $A_{эк}\geqslant 4\div 5$ — соответственно $0{,}25\div 0{,}5$.

Угол конуса камеры закручивания форсунки на входе в сопло принимают в пределах 60—120°.

Форсунки данного комплекта должны иметь одинаковые расходные характеристики. С этой целью форсунки изготовляют по 2 и 3-му классам точности. При этом допуск на расход данной жидкости через форсунку должен составлять не более 3—5%.

В случае необходимости регулирования тяги двигателя изменением расхода топлива в камеру сгорания возможно применение двухступенчатых центробежных форсунок. При такой конструкции форсунки жидкость подводится в первую и вторую ступени форсунки из двух полостей, каждая из которых может быть включена в работу или выключена без значительного нарушения качества распыла.

Исходными данными для расчета центробежной форсунки являются:

1) угол факела распыла α;
2) производительность форсунки $G_ф$;
3) перепад давлений в форсунке $\Delta p_ф$;
4) физические константы распыливаемой жидкости (удельный вес, вязкость).

Расчет центробежных форсунок (с завихрителем и тангенциальных) производят в следующем порядке.

1. Зная примерные габариты существующих форсунок, определяют их количество n, которое можно разместить на данной головке камеры двигателя. В существующих азотнокислотных двигателях на 1 $т$ тяги приходится около 20—30 форсунок [1].

Для получения хорошего качества распыла компонентов топлива обычно стремятся расположить на головке камеры возможно большее число форсунок, однако это ограничивается конструктивными и технологическими трудностями.

В настоящее время на плоской головке камеры значительных размеров однокомпонентные центробежные форсунки располагают с шагом между ними $t=15\div20$ *мм* при отношении $D_ф/t\leqslant0{,}75$, где $D_ф$ — внешний диаметр форсунки. Форсунки весьма малой производительности не применяют из-за технологических трудностей.

2. Зная число форсунок и секундные расходы горючего и окислителя в камеру двигателя G *кг/сек*, определяют расходы этих компонентов через одну форсунку:

$$G_ф=\frac{G}{n}\ г/сек. \tag{8.20}$$

3. Выбирают желаемый угол распыла жидкости форсункой α и по графику фиг. 8.12 определяют геометрическую характеристику форсунки A, в зависимости от которой затем по графику той же фигуры определяют коэффициент расхода μ.

Угол распыла желательно брать возможно бо́льшим. Однако следует иметь в виду, что с увеличением угла распыла возрастают размеры форсунки, что при выбранном числе их может затруднить размещение форсунок на головке.

Если же окажется, что для интересующего нас диапазона углов распыла компонентов топлива нельзя разместить на головке желаемое число форсунок, то можно несколько увеличить диаметр головки или перепад давлений компонентов в форсунках, или число входных каналов форсунки. Идти по пути увеличения числа форсунок меньшей производительности не рекомендуется, так как в этом случае размеры форсунки возрастут сильнее, чем увеличится шаг между ними (меньшее число форсунок разместить на головке будет еще труднее).

[1] Экспресс-информация, АН СССР, вып. 6, РТ-16, 1957.

4. По уравнению расхода жидкости через одну форсунку определяют диаметры сопел форсунок окислителя и горючего:

$$d_c = \sqrt{\frac{4G_ф}{\pi\mu\sqrt{2g\Delta p_ф \gamma}}}. \qquad (8.21)$$

В современных двигателях $\Delta p_ф = 2{,}5 \div 7{,}5$ *кг/см*^{2} $= (2{,}5 \div 7{,}5)\ 10^4$ *кг/м*^{2}.

5. Исходя из конструктивных соображений, выбирают число входных каналов i и величину плеча $R_{вх}$ соответствующей форсунки по формуле $R_{вх} = Cr_c$ *мм*.

6. Определяют радиус входных каналов форсунок:

$$r_{вх} = \frac{R_{вх}}{B} = \frac{R_{вх}}{\sqrt{AiC}} = \sqrt{\frac{R_{вх} r_c}{iA}}. \qquad (8.22)$$

При необходимости определяют действующую характеристику форсунки по формуле

$$A_д = \frac{A}{\varepsilon} = \frac{R_{вх} r_c}{\varepsilon i r_{вх}^2}. \qquad (8.23)$$

7. После того как i и $R_{вх}$ выбраны, определяют диаметр входных каналов:

$$d_{вх} = 2\sqrt{\frac{R_{вх} r_c}{\varepsilon i A_д}}. \qquad (8.24)$$

Элементарный расчет форсунки для идеальной жидкости на этом заканчивают. После этого оценивают влияние трения и различных конструктивных факторов на гидравлические параметры форсунки и вносят поправки в расчет для идеальной жидкости в качестве первого приближения.

8. Определяют число Re на входе в камеру закручивания:

$$\mathrm{Re} = \frac{4G_ф}{\gamma\nu\pi d_{вх}}. \qquad (8.25)$$

9. Находят коэффициент трения жидкости в форсунке:

$$\lg f = \frac{25{,}8}{(\lg \mathrm{Re})^{2{,}85}} - 2. \qquad (8.26)$$

Чтобы не повторять каждый раз кропотливых расчетов, целесообразно по этой формуле построить график $f = \varphi(\mathrm{Re})$, который приведен на фиг. 8.13.

10. Вычисляют величину эквивалентной действующей характеристики форсунки:

$$A_{э.д} = \frac{R_{вх} r_c}{\varepsilon i r_{вх}^2 + \frac{f}{2} R_{вх}(R_{вх} - r_c)}. \qquad (8.27)$$

Очевидно, что вычисленное значение $A_{э\,д}$ будет меньше $A_д$. Если разница между $A_{э.д}$ и $A_д$ невелика, т. е. если значение коэффициента расхода и угла факела, соответствующие $A_{э.д}$ и $A_д$, отличаются не больше чем на несколько процентов, и значениями их можно удовлетвориться, то результатами расчетов первого приближения следует ограничиться. Это будет иметь место в том случае, когда трение жидкости слабо влияет на гидравлические параметры форсунки (при малых значениях f и параметра $\frac{B^2}{i} - A$).

11. Если же разница между $A_{э.д}$ и $A_д$ велика, необходимо выполнить расчет следующего приближения. Полагая, что коэффициент трения равен вычисленной величине f, и решив уравнение для $A_{э.д}$ относительно $r_{вх}$, находят новое значение диаметра входных отверстий:

$$d'_{вх} = 2\sqrt{\frac{R_{вх} r_c}{\varepsilon i A_{э.д}} - \frac{f}{2\varepsilon i} R_{вх}(R_{вх} - r_c)}. \qquad (8.28)$$

Далее определяют число Re′ и значение коэффициента трения f', по которому затем вычисляют величину эквивалентной характеристики $A'_{э.д}$, соответствующей входным каналам, имеющим диаметр $d'_{вх}$:

$$A'_{э.д} = \frac{R_{вх} r_c}{\varepsilon i r'^2_{вх} + \frac{f'}{2} R_{вх}(R_{вх} - r_c)}. \qquad (8.29)$$

Снова сравнивают $A'_{э.д}$ с $A_{э.к}$ и, если разница окажется больше допустимой, делают расчет следующего приближения. Обычно бывает достаточно двух-трех приближений.

12. После того как найден диаметр входных каналов, определяют остальные размеры форсунки:

а) диаметр камеры закручивания

$$D_к = 2(R_{вх} + r_{вх});$$

б) высота цилиндрической части камеры закручивания

$$\delta \simeq d_{вх};$$

в) длина сопла

$$l_c = (0{,}25 - 1{,}0)\, d_c;$$

г) длина входных каналов

$$l_{вх} = (1{,}5 - 3{,}0)\, d_{вх}.$$

Наконец, вычерчивают форсунки и уточняют их геометрические размеры так, чтобы получились форсунки заданных параметров. Если же при конструировании форсунки нельзя выдержать принятые для нее размеры, то расчеты следует повторить, принимая другие значения исходных данных для расчета.

Потребные параметры форсунок существующих конструкций для распыла выбранных компонентов топлива подбирают по данным тарировки их на воде.

Пример 1. Определить геометрические размеры форсунки окислителя, состоящего из 60% HNO_3 98%-ной и 40% N_2O_4 ($\gamma_o = 1627{,}3$ *кг/м*^{3}), и форсунки горючего—керосина ($\gamma_г = 830$ *кг/м*^{3}), если производительность этих форсунок при $\Delta p_ф = 4$ *атм* должна быть $G_o = 63{,}3$ *г/сек* и $G_г = 25{,}7$ *г/сек*.

Решение.

Расчет форсунки окислителя:

1. Задаемся углом конуса распыла $2\alpha = 90°$ и по графику фиг. 8.12 определяем $A_o = 2{,}65$ и $\mu_o = 0{,}24$.

2. Диаметр сопла форсунки будет

$$d_{ф.о} = \sqrt{\frac{4G_{ф.о}}{\mu_o \pi \sqrt{2g\Delta p_{ф.о}\gamma_o}}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0{,}0633}{0{,}24 \cdot 3{,}14 \sqrt{2 \cdot 9{,}81 \cdot 4 \cdot 1627{,}3}}} =$$

$$= 0{,}00306 \text{ м} = 3{,}06 \text{ мм}.$$

3. Задаемся характеристикой $C = R_{вх}/r_c = 2{,}5$ и определяем величину плеча закручивания жидкости в форсунке:

$$R_{вх} = Cr_c = 2{,}5 \cdot 1{,}53 = 3{,}82 \text{ мм}.$$

4. Принимаем три входных отверстия форсунки и вычисляем величину

$$B = \sqrt{AiC} = \sqrt{2{,}65 \cdot 3 \cdot 2{,}5} = 4{,}46.$$

5. Вычисляем радиус входного отверстия форсунки:

$$r_{вх} = \frac{R_{вх}}{B} = \frac{3{,}82}{4{,}46} = 0{,}855 \text{ мм}.$$

6. Определяем диаметр камеры закручивания форсунки:

$$D_к = 2(R_{вх} + r_{вх}) = 2(3{,}82 + 0{,}855) = 9{,}35 \text{ мм}.$$

7. Наружный диаметр форсунки будет

$$D_ф = D_к + 3 = 9{,}35 + 3 = 12{,}35 \text{ мм}.$$

На этом расчет форсунки для идеальной жидкости заканчиваем. После этого следует пересчитать геометрические размеры форсунки с учетом коэффициента трения жидкости f.

8. После вычисления числа Рейнольдса получаем $\mathrm{Re} \approx 16\,700$.

9. По графику фиг. 8.13 соответственно значению Re определяем коэффициент трения жидкости в форсунке, в результате чего получаем

$$\lg \mathrm{Re} = 4{,}223; \quad \lg(100\,f) = 0{,}615 \text{ и } f = 0{,}0412.$$

10. Вычисляем эквивалентную геометрическую характеристику форсунки:

$$A_{эк} = \frac{R_{вх}r_c}{ir_{вх}^2 + \frac{f}{2}R_{вх}(R_{вх} - r_c)} = \frac{3{,}82 \cdot 1{,}53}{3 \cdot 0{,}855^2 + \frac{0{,}0412}{2}(3{,}85 - 1{,}53)} = 2{,}47.$$

11. По графику фиг. 8.12 по величине $A_{эк}$ находим новые значения коэффициента расхода $\mu_o' = 0{,}28$ и угла распыла $2\alpha_o' = 88°$ и сопоставляем их с исходными значениями μ_o и $2\alpha_o$:

$$\frac{\mu_o'}{\mu_o} = \frac{0{,}28}{0{,}24} = 1{,}082 \text{ и } \frac{\alpha_o'}{\alpha_o} = \frac{90}{88} = 0{,}968.$$

В связи с тем, что между первоначальными и последующими значениями коэффициента расхода и угла распыла получены небольшие расхождения, пересчет геометрических размеров форсунки не производим.

Расчет форсунки горючего:

1. Значения $2\alpha_г$, $\mu_г$ и $A_г$ принимаем такими же, как и для окислителя, при этом получаем $d_c = 0{,}00229$ *м* $= 2{,}29$ *мм*.
2. Принимая $C = 2{,}5$, находим $R_{вх} = 2{,}86$ *мм*.
3. Задаваясь $i = 3$ и вычисляя B, получаем $r_{вх} = 0{,}641$ *мм*.
4. После дальнейших аналогичных расчетов имеем:

$$D_к = 7{,}002 \text{ мм}; \quad D_ф = 10{,}002 \text{ мм}; \quad f = 0{,}0588; \quad A_{эк} = 2{,}32; \quad \mu_г' = 0{,}265;$$

$$\frac{\mu_г'}{\mu_г} = 1{,}103; \quad 2\alpha_г' = 87° \text{ и } \frac{\alpha_г'}{\alpha_г} = 0{,}964.$$

В связи со значительными расхождениями между первоначальными и полученными значениями $\mu_г$ и $\alpha_г$ пересчитываем геометрические размеры форсунки с учетом коэффициента трения жидкости в форсунке, т. е.

$$d_{вх} = 2\sqrt{\frac{R_{вх} r_c}{iA_{эк}} - \frac{f}{2} R_{вх}(R_{вх} - r_c)} = 1{,}208 \text{ мм}.$$

При этом получаем $f = 0{,}0575$; $A_{эк} = 2{,}66$; $r_{вх} = 0{,}71$ *мм*; $D_к = 8{,}928$ *мм* и $D_ф = 11{,}928$ *мм*.

Угол распыла окончательно принимаем равным 90°, при котором $\mu_г = 0{,}24$ и $d_c = 2{,}29$ *мм*.

§ 7. Расчет двухкомпонентных центробежных эмульсионных форсунок

Расчет двухкомпонентных центробежных эмульсионных форсунок основывается на теории однокомпонентных центробежных форсунок и сводится в основном к определению диаметра сопла, плеча закручивания жидкости и диаметров входных отверстий для окислителя и горючего, обеспечивающих их заданное соотношение, потребную производительность форсунки и угол распыла.

В эмульсионной форсунке окислитель поступает в камеру закручивания форсунки через тангенциальные отверстия, расположенные на поверхности радиуса закручивания $R_{вх}$ (фиг. 8.14), а горючее — по отверстиям, расположенным на той же поверхности и наклоненным под углом δ к плоскости, перпендикулярной к оси сопла форсунки.

Поскольку входные каналы для обоих компонентов топлива выходят в общую камеру закручивания форсунки, то, принимая для

них одинаковый перепад давлений $\Delta p_ф = p_п - p_к$, из уравнений Бернулли для течения жидкостей во входных каналах

$$p_п = p_к + \frac{\gamma_г w_г^2}{2g} = p_о + \frac{\gamma_о w_о^2}{2g}$$

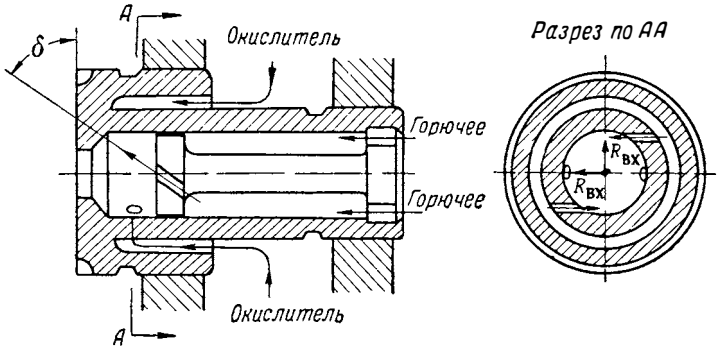
найдем

$$\frac{w_о}{w_г} = \sqrt{\frac{\gamma_г}{\gamma_о}}$$

или

$$w_г = w_о \sqrt{\frac{\gamma_о}{\gamma_г}}, \qquad (8.30)$$

где $\gamma_о$ и $\gamma_г$ — удельный вес соответственно окислителя и горючего; $w_о$ и $w_г$ — входные скорости этих компонентов топлива.



Фиг. 8.14. Принципиальная схема эмульсионной центробежной форсунки.

При этом коэффициент состава топливной смеси в камере закручивания форсунки будет

$$\chi = \frac{G_{ф.о}}{G_{ф.г}} = \frac{F_{ф.о} w_о \gamma_о}{F_{ф.г} w_г \gamma_г} = \frac{\frac{\pi d_о^2}{4} w_о \gamma_о}{\frac{\pi d_г^2}{4} w_г \gamma_г} = \frac{d_о^2 i_о w_о \gamma_о}{d_г^2 i_г w_г \gamma_г}$$

или с учетом уравнения (8.30) для соотношения скоростей $w_о/w_г$

$$\chi = \frac{d_о^2 i_о \gamma_о}{d_г^2 i_г \gamma_г} \sqrt{\frac{\gamma_г}{\gamma_о}} = \frac{d_о^2 i_о}{d_г^2 i_г} \sqrt{\frac{\gamma_о}{\gamma_г}}, \qquad (8.31)$$

где $G_{ф.о}$ и $G_{ф.г}$ — секундный расход через форсунки соответственно окислителя и горючего;

$i_о$ и $i_г$ — число входных каналов в форсунке для этих компонентов;

$d_о$ и $d_г$ — диаметр входных каналов компонентов топлива;

$F_{ф.о}$ и $F_{ф.г}$ — суммарные площади этих каналов.

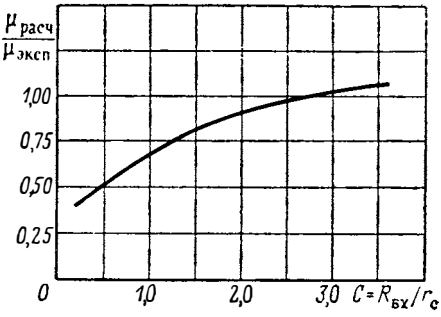
Зная χ и выбрав предварительно $i_о$ и $i_г$, по формуле (8.31) можно определить соотношение $d_о/d_г$.

Секундный расход топлива через форсунку будет (имея в виду, что $G_{ф.г}=G_{ф.о}/\chi$)

$$G_ф=G_{ф.о}+G_{ф.г}=G_{ф.о}+\frac{G_{ф.о}}{\chi}=\frac{1+\chi}{\chi}G_{ф.о}=\frac{1+\chi}{\chi}\pi r_о^2 i_о w_о \gamma_о. \quad (8.32)$$

На основе теории однокомпонентной центробежной форсунки можно прийти к выводу, что коэффициент расхода μ, угол конуса распыла α и коэффициент заполнения сопла φ двухкомпонентной эмульсионной центробежной форсунки определяются геометрической характеристикой следующего вида:

$$A_{э.м}=\frac{\chi\left(\chi+\sqrt{\frac{\gamma_о}{\gamma_г}}\cos\delta\right)}{(1+\chi)\left(\chi+\frac{\gamma_о}{\gamma_г}\right)}\times \times\frac{R_{вх}r_с}{i_о r_о^2}, \quad (8.33)$$



Фиг. 8.15. Зависимость отношения $\mu_{расч}/\mu_{эксп}$ от $R_{вх}/r_с$.

где $r_о$ — радиус входных отверстий для окислителя.

Зависимости μ, φ и α от $A_{э.м}$ остаются такими же, как и у однокомпонентной центробежной форсунки, и, следовательно, могут быть определены по приведенным выше графикам (см. фиг. 8.12).

Расход топливной смеси через двухкомпонентную эмульсионную форсунку определяется по известной формуле истечения жидкости через сопло:

$$G_ф=f_с\mu\sqrt{2g\Delta p_ф\gamma_т}, \quad (8.34)$$

где $f_с=\frac{\pi d_с^2}{4}=\pi r_с^2$ — площадь выходного сечения сопла форсунки;

$\gamma_т$ — удельный вес топливной смеси, вычисленный по формуле

$$\gamma_т=\frac{\gamma_о\gamma_г(1+\chi)}{\gamma_о+\chi\gamma_т}.$$

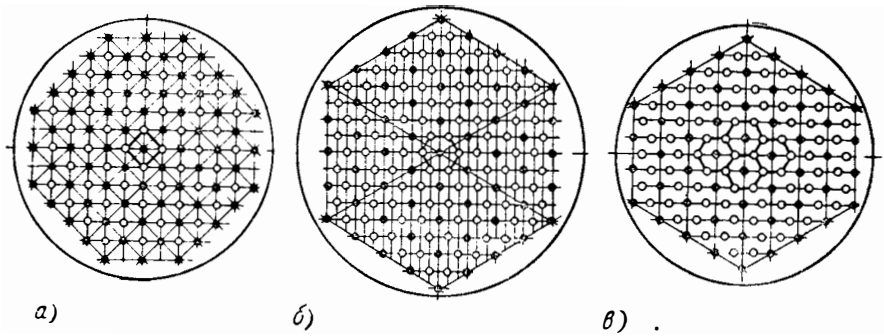
Зная $G_ф$, $\Delta p_ф$, α, χ, $\gamma_о$ и $\gamma_г$, по формулам (8.33) и (8.34) для $A_{э.м}$ и $G_ф$ можно определить диаметр сопла форсунки $d_с$, плечо

закручивания и диаметр входных каналов для окислителя d_o, а затем по формуле (8.31) для χ — диаметр входных отверстий для горючего $d_г$.

Приведенный выше расчет идеальной центробежной эмульсионной форсунки дает удовлетворительные результаты при отношении $R_{вх}/r_c = C > 3$. Если же форсунка должна иметь большой угол раскрытия сопла ($C < 3$), то в расчет нужно вводить поправку, пользуясь кривой фиг. 8.15.

§ 8. Размещение топливных форсунок и других устройств на головке камеры двигателя

Форсунки размещают на головке камеры после того, как выбраны конструкция головки, тип наиболее приемлемых топливных форсунок и их количество, а также определены их геометрические размеры.



Фиг. 8.16. Принципиальные схемы расположения топливных форсунок на головке камеры двигателя.

При выборе схемы расположения форсунок на головке камеры проектируемого ЖРД необходимо учесть требования, предъявляемые к распылу компонентов топлива, и данные по распылу на существующих двигателях.

В настоящее время форсунки горючего и окислителя размещают на головке камеры ЖРД в шахматном, сотовом и кольцевом порядках.

При шахматном расположении форсунки горючего и окислителя чередуются между собой (см. фиг. 8.16, *а*). При этом каждая форсунка горючего окружена четырьмя форсунками окислителя.

Недостаток такого размещения форсунок состоит в том, что количество форсунок горючего примерно равно количеству форсунок окислителя большей производительности, так как окислителя в топливе почти в 2—5 раз больше, чем горючего. Вследствие это-

го мощная струя окислителя плохо смешивается со слабой струей горючего, сбивая ее в сторону, что отрицательно сказывается на качестве смесеобразования.

Наиболее совершенным является сотовое расположение форсунок.

При сотовом расположении количество форсунок окислителя больше количества форсунок горючего (см. фиг. 8. 16, *б*). При этом каждая форсунка горючего окружена шестью форсунками окислителя, в результате чего смесеобразование сравнительно с шахматным расположением улучшается. В данном случае образуется столько отдельных пучков капель, сколько единичных групп форсунок расположено на головке камеры.

Возможны два варианта сотового расположения форсунок на плоской головке камеры:

1) симметричное сотовое расположение форсунок относительно двух осей (см. фиг. 8. 16, *б*);

2) симметричное сотовое расположение форсунок относительно одной оси (см. фиг. 8. 14, *в*).

При сотовом расположении можно иметь лишь вполне определенное количество форсунок горючего и окислителя.

Шахматное и сотовое расположение форсунок можно осуществить, применяя плоскую головку с двумя полостями, расположенными одна над другой. Такая головка обеспечивает примерно одинаковый перепад давлений в форсунках каждого из компонентов топлива.

По конструктивным соображениям в нижнюю полость головки обычно подают тот компонент топлива, который охлаждает камеру двигателя.

При концентричном расположении форсунок, т. е. по поясам головки камеры, форсунки горючего и окислителя между собой чередуются. Удобство этого способа состоит в том, что при его применении упрощается подвод компонентов топлива к форсункам. Однако этот способ имеет небольшое применение. Для двигателей с плоской головкой камеры в основном применяют шахматное и сотовое расположение форсунок.

Для всех двигателей с обычными плоскими головками и центробежными форсунками характерно то, что значительная часть рабочей смеси (до 30% от суммарного расхода) с пониженным коэффициентом состава χ попадает на поверхность оболочки камеры сгорания. Наличие теплообмена газов с оболочкой и увеличение расходонапряженности вблизи стенки по сравнению с ядром потока затягивают развитие рабочего процесса у стенки по сравнению с ядром потока.

Компоненты топлива, попадая на стенку камеры сгорания, частично отражаются от нее и текут по ней в виде жидкой пелены, частично попадая в слой густого роя капель, и благодаря теплообмену с продуктами сгорания ядра нагреваются и испаряются.

При увеличении давления в камере сгорания испарение капель компонентов топлива ускоряется как в ядре потока, так и в пристеночном слое. Это явление укорачивает поток жидкой пелены по поверхности оболочки и способствует отдаче тепла от ядра потока к оболочке.

Испарившиеся компоненты топлива, реагируя друг с другом и с продуктами сгорания ядра потока, по мере выгорания образуют пристеночный слой продуктов сгорания. Соотношение компонентов топлива в пристеночном слое в конце рабочего процесса в значительной мере определяется начальным соотношением компонентов, попадающих на стенку.

По мере движения газов в пристеночном слое соотношение компонентов в нем может изменяться за счет перемешивания его с ядром потока.

Соответствующим расположением на головке форсунок горючего и окислителя можно защитить оболочку камеры от чрезмерного ее нагрева и прогара, создавая избыток горючего около ее поверхности. В этом случае приходится несколько нарушить выбранный принцип чередования форсунок и на периферии головки размещать избыточное количество форсунок горючего, которое могло бы создавать завесу горючего около поверхности оболочки.

Для уменьшения расхода горючего на образование защитной завесы эти периферийные форсунки иногда выполняют с уменьшенным расходом топлива относительно основных форсунок.

Защитить оболочку от перегрева горючим проще при сотовом расположении. При шахматном расположении форсунок по периферии головки необходимо устанавливать форсунки с уменьшенным расходом горючего; если расстояние от крайних форсунок до оболочки камеры будет велико, то около поверхности оболочки образуются мощные конвективные газовые токи, которые будут размывать пристеночный слой горючего, служащий для защиты оболочки от перегрева.

При расчетах в первом приближении можно считать, что шаг между центробежными форсунками t пропорционален корню квадратному из диаметра плоской головки камеры сгорания $d_{гол}$, т. е.

$$t \approx \sqrt{d_{гол}}.$$

В случае цилиндрической камеры сгорания $d_{гол}$ равен диаметру камеры сгорания $d_к$.

В современных двигателях средний шаг между центробежными форсунками плоской головки камеры двигателя колеблется в пределах $t=12 \div 20$ *мм* [1].

[1] Экспресс-информация, АН СССР, вып. 36, РТ-108, 1957.

Из формулы объема цилиндрической камеры сгорания двигателя вида

$$V_к = \frac{G_к R_к T_к}{p_к} = \frac{nG_ф R_к T_к}{p_к} = \frac{\pi d_к^2}{4} l_{к.с}$$

следует, что количество форсунок n выбранной производительности $G_ф$ и шага между ними t при неизменных значениях $d_к$ и $l_{к.с}$ почти обратно пропорционально $p_к$ или при неизменных значениях $p_к$ и $l_{к.с}$ прямо пропорционально $d_к^2$, а $G_ф$ обратно пропорционально $p_к$ при неизменных прочих параметрах этой формулы.

Если при увеличении тяги двигателя шаг между форсунками не изменяется, то и длина пути перемешивания компонентов топлива также остается почти постоянной. В этом случае при переходе на весьма большие тяги могут возникать чисто технологические трудности, связанные с необходимостью выполнить головку камеры с несколькими тысячами форсунок.

Так как при повышении давления в камере сгорания соответственно увеличивается расходонапряженность последней, то при постоянстве шага между форсунками должна расти производительность каждой форсунки. В силу этого потребуется большая длина камеры сгорания двигателя для завершения в ней рабочего процесса. Но относительно длинные камеры сгорания неприемлемы вследствие возможности возникновения в них продольно-акустических колебаний. Поэтому с целью уменьшения длины камеры сгорания целесообразны двухкомпонентные эмульсионные форсунки, при применении которых уменьшается потребная длина зоны перемешивания компонентов топлива в камере.

Конструктивное оформление подвода компонентов топлива к форсункам в значительной мере зависит от их типа и выбранной формы головки камеры двигателя.

Например, в ЖРД с предкамерной головкой типа двигателя А-4 в центре каждой предкамеры или головки устанавливают мощную струйную форсунку с большим числом отверстий для подачи окислителя, а вокруг нее — форсунки горючего струйного и струйно-центробежного типов.

В азотнокислотных двигателях головка камеры может состоять из трех днищ, из которых два плоских образуют нижнюю полость для подвода к форсункам того компонента топлива, который охлаждает камеру, а третье — шарообразное днище со средним днищем головки этого двигателя — образует вторую полость головки, в которую из бака подается второй компонент топлива для распределения его по форсункам.

В головках камер с концентрическим расположением форсунок компоненты топлива подводятся в соответствующие коллекторы, объединяющие отдельные пояса форсунок. При этом обеспечивается примерно одинаковый перепад давлений компонента в форсунках одного концентрического пояса.

При необходимости размещения на головке камеры запального устройства, а также устройств для продувки камеры и т. п. необходимо по возможности ограничивать площадь, занимаемую этими устройствами, так как они отнимают полезную площадь для расположения форсунок, нарушают равномерное распределение компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания и ухудшают использование ее объема. Кроме того, компоненты топлива, выходящие из форсунок, образуют перед головкой «холодную» зону, которая защищает головку от высоких тепловых потоков. При наличии на поверхности головки больших площадей, не защищенных компонентами от воздействия высоких температур, легко может прогореть головка в тех местах, где помещены упомянутые устройства, так как наружное охлаждение головки неэффективно вследствие малой скорости движения в ней жидкости. По этой причине необходимо по возможности избегать установки на головке камеры каких-либо устройств, кроме форсунок.

После выбора способа размещения форсунок на головке камеры, производят общую геометрическую компоновку головки и необходимые поверочные расчеты.

Спроектированная и выполненная головка камеры должна обеспечить расчетный состав топлива даже и в том случае, когда общий расход компонентов топлива через форсунки несколько изменится, т. е. головка камеры должна удовлетворять условию

$$\chi_{\text{расч}} = \frac{G_{s\,\text{о}}}{G_{s\,\text{г}}} = \frac{\mu_{\text{о}} F_{\text{ф.о}} \sqrt{2g\Delta p_{\text{о}}\gamma_{\text{о}}}}{\mu_{\text{г}} F_{\text{ф.г}} \sqrt{2g\Delta p_{\text{г}}\gamma_{\text{г}}}} = \frac{\mu_{\text{о}} F_{\text{ф.о}} \sqrt{\Delta p_{\text{о}}\gamma_{\text{о}}}}{\mu_{\text{г}} F_{\text{ф.г}} \sqrt{\Delta p_{\text{г}}\gamma_{\text{г}}}} = \text{const}. \quad (8.35)$$

При гидравлических испытаниях головки камеры на воде для определения гидравлического сопротивления, выяснения характера столкновения струй, размеров образующихся капель, состава смеси и других характеристик распыла $\gamma_{\text{г}} = \gamma_{\text{о}}$ и $\Delta p_{\text{г}} = \Delta p_{\text{о}}$, и поэтому уравнение (8.35) для коэффициента весового состава смеси принимает вид

$$\chi = \frac{\mu_{\text{о}} F_{\text{ф.о}}}{\mu_{\text{г}} F_{\text{ф.г}}}. \quad (8.36)$$

Величину χ, замеренную при гидравлических испытаниях головки на воде, пересчитывают на рабочие компоненты топлива умножением ее на выражение $\sqrt{\frac{\Delta p_{\text{о}}\gamma_{\text{о}}}{\Delta p_{\text{г}}\gamma_{\text{г}}}}$.

После выбора конструктивной схемы двигателя, формы камеры, ее головки, количества форсунок и схемы их расположения необходимо произвести поверочные расчеты камеры сгорания для определения коэффициента состава топлива по поперечному сечению и средней удельной тяги двигателя.

Этим кратким обзором не исчерпываются сведения о конструктивных особенностях распыливающих устройств современных двигателей.

При проектировании и расчете распыливающих устройств ЖРД необходимо опираться на данные статистики. Конструктивные особенности распыливающих устройств некоторых современных двигателей кратко освещены в работах Г. Б. Синярева и М. В. Добровольского, Д. Саттона, В. И. Феодосьева и Г. Б. Синярева [1].

Проектировать и конструировать распыливающие устройства камеры двигателя необходимо с учетом изложенных выше рекомендаций, придерживаясь примерно следующего порядка:

1) выбрать форму головки камеры и наметить предварительно ее конструктивную схему;

2) выяснить, какие устройства, кроме форсунок, нужно расположить на головке камеры, чтобы предусмотреть для них места установки;

3) выбрать тип центробежных топливных форсунок, шаг между ними и схему расположения их на головке камеры;

4) вычертить в масштабе схему расположения форсунок на головке камеры данного диаметра и определить количество форсунок горючего и окислителя; при этом диаметр головки камеры можно незначительно увеличить или уменьшить;

5) определить производительность форсунок по их количеству и секундным расходам горючего и окислителя в камеру сгорания двигателя;

6) определить расчетами геометрические и габаритные размеры форсунок и выявить практическую возможность размещения их на головке;

7) внести, если требуется, необходимые коррективы в расчеты и компоновку форсунок и окончательно вычертить головку камеры двигателя; при необходимости изменить производительность и количество форсунок для компонентов топлива;

8) выбрать целесообразные варианты крепления форсунок в головке камеры и уточнить конструктивную схему.

В процессе проектирования и конструирования всей камеры двигателя решаются вопросы о сопряжении головки с камерой сгорания и вносятся необходимые коррективы в их конструкции с учетом других факторов (способов подвода компонентов топлива к головке камеры, зажигания топлива при запуске двигателя и др.).

Соединения головки с камерой сгорания, как и их детали, могут быть сварными и разъемными. Следует всегда отдавать предпочтение сварным конструкциям и избегать включения в них эле-

[1] См. список литературы в конце книги.

ментов с механической обработкой, поскольку сварные конструкции всегда легче и дешевле в изготовлении. Только в двигателях многоразовых запусков и относительно большого ресурса работы приходится применять некоторые разъемные соединения для удобства осмотра их деталей и элементов после определенного промежутка работы и замены поврежденных деталей новыми перед повторным запуском двигателя.

Глава 9

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ ЖРД

Надежное охлаждение камеры является наиболее важным и трудно разрешимым вопросом при создании длительно работающих двигателей. Объясняется это тем, что в камере сгорания ЖРД в весьма короткое время обычно сгорает огромное количество топлива при высоких давлениях (около 15—60 *ата*) и температурах (примерно 3000—4450° К), а также при больших скоростях течения газа (от 40—300 *м/сек* в камере сгорания и до 2000—3000 *м/сек* — на срезе сопла). Образующееся при этом тепло в единице объема камеры сгорания достигает огромных величин (до 10^6—10^9 *ккал/м³ час*).

Соответствующие этим условиям работы двигателя огромные тепловые потоки от газа к оболочке камеры, достигающие иногда в критическом сечении сопла $28 \cdot 10^6$ *ккал/м² час,* вызывают быстрый ее разогрев и потерю необходимой прочности, даже и в том случае, если она выполнена из самого жаростойкого материала.

Съем с оболочки камеры столь мощных местных удельных тепловых потоков практически представляет огромные трудности. Эти трудности в дальнейшем будут возрастать вследствие непрерывного стремления конструкторов ЖРД повысить удельную тягу двигателя за счет увеличения давления газа в камере сгорания, применения высококалорийных топлив и проведения ряда других мероприятий.

Сложность решения задачи охлаждения ЖРД при его проектировании и доводке усугубляется еще и тем, что процессы теплообмена в камере зависят от большого числа факторов, количественный учет влияния которых на теплообмен пока затруднителен. Теплообмен в ЖРД еще мало изучен.

Так как пока невозможно теоретически полно установить физические свойства газов по длине камеры сгорания и сопла двигателя, учесть в них работу трения и другие явления, то и невозможно точно рассчитать охлаждение камеры двигателя. По этой же причине еще нет установившейся методики расчета охлаждения камер ЖРД.

Существующие методы расчета охлаждения ЖРД, основанные на гидродинамической и газодинамической теориях, пока не дают

удовлетворительных результатов и поэтому для практических расчетов мало пригодны. К тому же расчеты охлаждения по этим методам громоздки и трудоемки. Наибольшие трудности состоят в определении конвективных и радиационных удельных тепловых потоков от газа к оболочке камеры двигателя.

По этим причинам расчет охлаждения камер проектируемых ЖРД в настоящее время приходится производить приближенно, пользуясь в основном экспериментальными формулами теории теплопередачи, созданной применительно к условиям работы промышленных тепловых установок.

При расчете охлаждения камеры ЖРД наибольшие трудности встречаются при определении коэффициента теплоотдачи от газа к оболочке камеры, вполне обоснованный метод расчета которого в настоящее время еще не найден.

Дальнейшие пути развития и повышения экономичности работы ЖРД (удельной тяги) настоятельно требуют создания точного метода расчета охлаждения камеры сгорания и сопла двигателя. Эта весьма актуальная задача может быть решена только в результате дальнейших глубоких теоретических и экспериментальных исследований процессов теплообмена в камерах двигателей с учетом особенностей сгорания в них различных топлив при разных условиях, конструктивных особенностей камеры сгорания и сопла, а также характера течения в них газа.

Охлаждение внутренней оболочки камеры двигателя должно обеспечить отвод от нее тепла и не допускать разогрева ее до температуры, при которой значительно снижаются прочностные свойства материала.

От того, насколько удачно решена проблема охлаждения камеры сгорания и сопла, зависит надежность и продолжительность работы двигателя.

§ 1. Способы защиты камер ЖРД от перегрева, их достоинства и недостатки

Одной из основных проблем реактивной техники является создание ЖРД с высокой удельной тягой и значительным сроком службы.

По данным иностранной печати в современных ЖРД удельная тяга достигает 215—240 $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$, тогда как энергетическая возможность существующих и перспективных топлив позволяет получить $P_{уд}$ порядка 280—340 $\frac{кг\ тяги}{кг\ топлива/сек}$.

Причина столь большого разрыва между достигнутыми и возможными значениями $P_{уд}$ состоит в исключительной сложности организации защиты внутренней оболочки камеры двигателя от воздействия на нее продуктов сгорания высокой температуры.

Основная сложность этого вопроса состоит в том, что тепловой поток от горячих газов к оболочке камеры пропорционален разности температур между газом и поверхностью оболочки, и поэтому любое повышение температуры газов вызывает увеличение тепловых потоков, а следовательно, повышение температуры газовой поверхности оболочки камеры.

Применяемые в настоящее время способы защиты оболочки камеры от перегрева и прогара в ряде случаев малоэффективны или при удовлетворительной эффективности ухудшают рабочий процесс в камере и, следовательно, снижают $P_{уд}$.

Основным и наиболее экономичным способом защиты оболочки камеры двигателя от перегрева горячим газом является охлаждение ее снаружи одним или обоими компонентами топлива.

Такой способ охлаждения двигателя называется *регенеративным,* так как в этом случае тепло, переданное от оболочки камеры к охлаждающей жидкости, почти полностью возвращается в камеру сгорания. Обычно для охлаждения камеры двигателя используется тот компонент топлива, который обладает небольшими коррозийными свойствами и имеет более высокие значения теплоемкости, теплопроводности и температуры кипения. Наиболее мощным охлаждающим агентом часто является окислитель, так как его секундный расход в двигателе почти в 2—4 раза больше расхода горючего.

Если для чисто регенеративного охлаждения камеры двигателя одного компонента недостаточно, то могут быть использованы оба компонента топлива (при условии пригодности для охлаждения второго компонента). Так как смешение их вне камеры сгорания недопустимо, то один из компонентов топлива может быть использован для охлаждения сопла, а другой — камеры сгорания. Однако использование для охлаждения двигателя обоих компонентов топлива практически затруднено в конструктивном отношении.

Применение сжиженных компонентов топлива для охлаждения камеры нежелательно. Гидразин и нитрометан при давлениях и температурах, имеющих место в охлаждающем тракте камеры двигателя, могут разлагаться со взрывом.

Хорошим охлаждающим свойством обладает вода благодаря своим высоким значениям теплоемкости, теплопроводности, температуропроводности и малой вязкости, но для ЖРД летательных аппаратов применение ее нецелесообразно, так как для охлаждения камеры двигателя необходим большой запас воды на снаряде, что утяжеляет последний. Вода часто используется в качестве охлаждающей жидкости камеры сгорания в экспериментальных стационарных установках.

Регенеративное охлаждение камеры ЖРД в определенных пределах можно интенсифицировать увеличением скорости движения жидкости в охлаждающем тракте за счет уменьшения проточной площади последнего. При увеличении скорости утоняется ламинар-

ный слой жидкости у поверхности оболочки и в результате этого снижается термическое сопротивление между оболочкой и охлаждающей жидкостью. Однако в случае необходимости снятия с оболочки больших количеств тепла такая интенсификация регенеративного охлаждения может оказаться практически невыгодной, так как при значительном увеличении скорости движения жидкости неизбежно возрастает гидравлическое сопротивление в тракте, для преодоления которого требуется значительно повысить давление подачи охлаждающей жидкости и, следовательно, увеличить вес и мощность системы топливоподачи двигателя. Кроме того, выполнение охлаждающего тракта с весьма малым проточным сечением сопряжено с трудностями технологического характера.

Практически возможно уменьшить теплоотдачу от газов к оболочке камеры искусственным увеличением термического сопротивления газовой поверхности оболочки — введением в пограничный слой газов относительно холодного тела (жидкости, газа).

При увеличении давления газов в камере сгорания или в случае применения высококалорийных топлив для увеличения удельной тяги рабочий процесс в двигателе интенсифицируется, в результате чего тепловые потоки от газов к внутренней оболочке камеры возрастают и могут достигать таких больших величин, при которых снять с оболочки потребное количество тепла чисто регенеративным охлаждением становится невыгодным или невозможным. К тому же иногда компоненты топлива в силу своих физических и химических свойств оказываются мало пригодными для регенеративного охлаждения двигателя (например жидкий кислород).

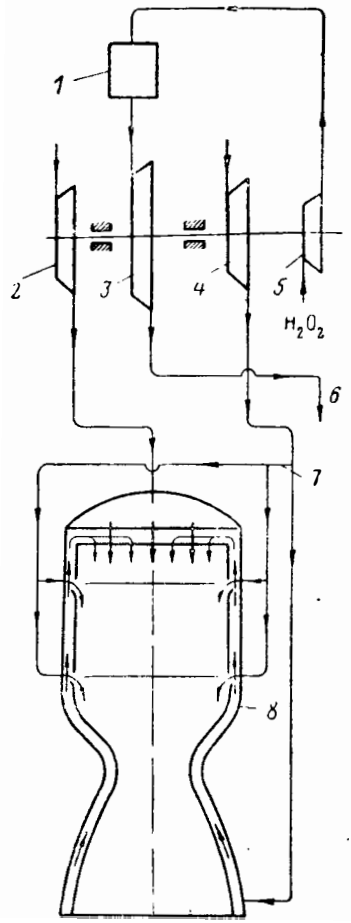
В этих случаях, а также при необходимости облегчить условия регенеративного охлаждения двигателя дополнительно к последнему обычно применяют защиту оболочки камеры от перегрева путем:

1) *создания около огневой поверхности оболочки камеры парогазовой или жидкостной завесы из горючего,* непрерывно подаваемого в небольшом количестве в пристеночный слой камеры либо через форсунки, установленные по периферии головки камеры, либо через специальные щели или отверстия в специальных поясах оболочки камеры (фиг. 9. 1);

2) *изоляции внутренней поверхности оболочки камеры от тепла газов специальным покрытием* (керамика, графит, карбид вольфрама, кремний, окислы металлов);

3) *искусственного ухудшения рабочего процесса в камере сгорания* (при работе на заданном топливе) чрезмерным увеличением коэффициента избытка одного из компонентов топлива или прибавлением к нему воды для снижения температуры сгорания.

Защита оболочки камеры от перегрева в виде завес горючего весьма мощная. Эффективность ее зависит от рода и расхода жидкости на образование завес и от способа и места образования последних.



Фиг. 9. 1. Принципиальная схема двигателя с поясной защитой оболочки камеры от перегрева.

1—перекисеводородный парогазогенератор, *2*—насос окислителя, *3*—парогазовая турбина, *4*—насос горючего, *5*—насос перекиси водорода, *6*—отработавший парогаз в турбине, *7*—подвод горючего для образования защитных завес, *8*—камеры двигателя с двумя щелевыми поясами внутренней защиты оболочки горючими от перегрева.

Например, в двигателе с тягой у земли в 10 *т*, работающем при $p_к = 25$ *ата* на горючем тонка-250 и окислителе 80% HNO_3+20% N_2O_4, завеса горючего со стороны головки камеры обеспечивает снижение температуры газов в пристеночном слое камеры сгорания до 1300—1400° К при коэффициенте состава топлива $\chi_{ст} = 1{,}3 \div 1{,}5$, тогда как в ядре потока газ имеет температуру около 2600—3000° К при $\chi_я = 3{,}8 \div 4{,}4$.

При организации завес наибольшие трудности представляет создание непрерывного тонкого защитного слоя на всей поверхности оболочки камеры сгорания и сопла. Очевидно, что чем ближе друг к другу будут находиться пояса подачи жидкости на завесу, тем легче создать непрерывную тонкую пленку завесы небольшим количеством жидкости.

Создаваемая завеса через форсунки головки камеры небольшим количеством горючего малоэффективна, так как она сдувается турбулентным потоком ядра газа. Вблизи головки всегда имеют место обратные токи газа, которые также способствуют размыванию защитной завесы. Кроме того, на стенки камеры попадает некоторое количество распыливаемых основных компонентов топлива (горючего и окислителя), с которыми завеса смешивается и частично выгорает, вследствие чего еще больше снижается эффективность ее действия. Однако этот способ создания защитной завесы конструктивно весьма прост и поэтому может быть рекомендован для применения в двигателях, имеющих плоскую головку камеры сгорания.

При применении защитных завес экономичность двигателя несколько понижается, поскольку расходуемое на образование завес горючее в основном не сгорает и в общем для двигателя является потерянной энергией топлива.

Более экономична, но конструктивно относительно сложна пленочная завеса через специальные пояса в оболочке камеры. Для образования завес также могут быть использованы вода и газ. При внутренней защите оболочка камеры одновременно предохраняется от коррозионного и эрозионного воздействия на нее газов.

Применение твердой изоляции внутренней поверхности оболочки от тепла газов сопряжено с большими трудностями технологического и эксплуатационного порядка, поскольку трудно сохранить прочность такого покрытия. Как правило, применение для этой цели тугоплавких материалов (керамики и т. п.) ограничено чувствительностью их к химическому воздействию продуктов сгорания топлива и к тепловому «удару». Внезапные изменения температуры изоляционного материала ведут к образованию в нем трещин и выкрашиванию, что вызывает местные прогары оболочки камеры.

Эффективность этого способа защиты оболочки камеры от перегрева зависит от физических свойств изоляционного материала (термического расширения, теплопроводности, температуропроводности, механической прочности и др.).

В дальнейшем применение высокотемпературных жаропрочных покрытий газовой поверхности оболочки камеры не рассматривается из-за отсутствия необходимых данных о конструктивных, технологических и эксплуатационных свойствах таких покрытий.

Известно, что наиболее устойчивыми при высоких температурах являются окислы магния (температура плавления 2800° С), тория (2800° С) и гафния (2812° С).

Максимальной температурой плавления обладают карбиды циркония (3550° С), ниобия (3500° С), тантала (3900° С) и гафния (4160° С). Нитриды и бориды гафния имеют температуру плавления 2307—3062° С.

Исключительно устойчивым к действию высоких температур (до 3800° С) является графит, но в отличие от всех других упомянутых веществ он обладает высоким коэффициентом теплопроводности, исключающим его применение в тех случаях, когда материал должен обладать изоляционными свойствами.

Искусственное ухудшение рабочего процесса в камере сгорания двигателя применялось в начальной стадии развития ЖРД, когда были непреодолимые трудности в решении проблемы охлаждения камеры сгорания и сопла. В настоящее время этот способ защиты оболочки может быть оправдан только в исключительных случаях.

На современном этапе развития ЖРД для защиты оболочки от перегрева необходимо искать более радикальные средства.

Достаточно мощным, очевидно, может быть эффузионный способ охлаждения камеры двигателя. В этом случае внутренняя оболочка камеры или сопла выполнена из пористого материала [1]. Через поры такой оболочки охлаждающая жидкость проникает

[1] Экспресс-информация, АН СССР, вып. 2, РТ-58, 1957.

внутрь камеры, охлаждает при этом оболочку и около ее огневой поверхности образует паровую завесу, ухудшающую теплоотдачу от газов. Этот способ охлаждения хотя и проходил предварительные испытания, но пока не реализован.

Перспективы применения пористых материалов для внутренней оболочки камеры зависят от технологии их изготовления и их свойств. Крупным недостатком пористых материалов является то, что во время работы двигателя поры их быстро загрязняются, а оболочка в этом месте может прогорать.

Эффективность эффузионного способа охлаждения зависит от природы пористого материала оболочки и физических свойств охлаждающей жидкости. Чем больше плотность охлаждающей жидкости, тем ниже температура огневой поверхности пористой оболочки. При данной плотности жидкости эффективность охлаждения зависит от температуры и скорости движения газов внутри камеры двигателя.

Расход жидкости для охлаждения пористого сопла двигателя в одном из опытов [1] составлял около 2% от весового расхода горючего в камеру сгорания.

Практически интенсивность пленочной защиты и эффузионного способа охлаждения может быть доведена до такой степени, при которой для внутренней оболочки будут безопасны весьма высокие температуры.

При определенных условиях пленочная защита и эффузионное охлаждение могут обеспечить примерно одинаковое снижение теплоотдачи от газов к оболочке. Однако они неэкономичны и поэтому могут рекомендоваться только в случаях крайней необходимости, когда нельзя обойтись чисто регенеративным охлаждением или целесообразно облегчить условия работы внутренней оболочки камеры двигателя.

Умело используя тот или иной способ защиты оболочки камеры от перегрева, можно спроектировать и создать надежный и экономичный в работе двигатель с малым удельным весом системы топливоподачи и небольшим расходом энергии на ее обслуживание.

Охладить зону критического сечения сопла при больших местных тепловых потоках ($q_{max} > 14 \cdot 10^4$ *ккал/м² час*) можно и без защитных завес горючего, применяя в этом случае специальную тонкостенную конструкцию камеры двигателя или выполняя ее внутреннюю оболочку из меди (в случае спирто-кислородных двигателей). Но в большинстве случаев медная оболочка камеры оказывается технологически очень сложной и не дает заметного выигрыша по сравнению с камерой со стальными оболочками.

При связанной схеме стальных оболочек камеры толщина внутренней оболочки двигателя любой тяги может быть равна

[1] Экспресс-информация, АН СССР, вып. 2, РТ-58, 1957.

1 *мм*, хотя при больших тягах целесообразнее брать ее больше 1 *мм*[1].

Выбор схемы охлаждения двигателя, решение вопроса о необходимости или рациональности применения защитной завесы горючего, выбор охлаждающей жидкости и решение ряда других вопросов, связанных с организацией охлаждения ЖРД, зависят от общей схемы двигателя, величины его тяги, рода компонентов топлива, давления в камере сгорания, назначения двигателя, а также от конструкции камеры сгорания и сопла и двигателя в целом.

Задача наиболее рациональной организации охлаждения ЖРД в целом пока не решена. В каждом конкретном случае отдельные вопросы охлаждения двигателя должны решаться специально.

Если продолжительность работы двигателя небольшая (до 5—15 сек.) или его тепловой режим незначительный, то можно обойтись без охлаждения камеры, используя при этом для оболочки камеры материал либо с малым, либо с большим коэффициентом теплопроводности. При малом коэффициенте теплопроводности материал оболочки определенной толщины будет постепенно прогреваться, плавиться и сдуваться потоком газа до тех пор, пока толщина оболочки не уменьшится до минимума и не наступят ее перегрев и потеря прочности. Одновременно изменяются геометрические размеры и параметры камеры двигателя. Оболочка камеры значительной толщины из теплопроводного материала способна некоторое время прогреваться, аккумулировать в себе тепло без повышения температуры со стороны газов выше допустимого предела.

Применяя тугоплавкие материалы с относительно меньшей теплопроводностью, можно увеличить продолжительность работы двигателя. Известно много материалов, имеющих очень высокую температуру плавления, однако это не является единственным критерием применимости того или иного материала в качестве конструкционного.

Относительно хорошие результаты дает графит, особенно когда он имеет обшивку для восприятия механических напряжений. Сопла из карбидов вольфрама и кремния удовлетворительно работают до температур немного ниже точки их плавления. Судя по температурам плавления, некоторые тугоплавкие карбиды и нитриды могли бы противостоять наивысшим температурам, развивающимся в обычных ЖРД. Применяя тугоплавкие материалы, можно значительно увеличить время работы неохлаждаемых ЖРД. При этом для некоторых топлив время работы двигателя может быть доведено до 60 сек.

Неохлаждаемые камеры ЖРД отличаются от охлаждаемых конструктивной простотой и дешевизной. Внутреннюю поверхность

[1] Г. Б. Синярев и М. В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. Оборонгиз, 1957.

неохлаждаемых камер сгорания обычно защищают от тепла горячих газов соответствующими материалами с целью увеличения ресурса их работы.

§ 2. Процессы теплообмена в камере ЖРД

Теплообмен в жидкостном ракетном двигателе является сложным физическим процессом, состоящим из:

1) процессов теплоотдачи теплопроводностью, конвекцией и излучением от движущегося горячего газа к оболочке камеры;

2) процесса теплопередачи теплопроводностью через оболочку камеры;

3) процесса конвективной теплоотдачи от оболочки к жидкости, движущейся в охлаждающем тракте камеры.

В двигателе эти процессы протекают одновременно в условиях работы трения, непрерывной подачи, подогрева и испарения топлива, химического, теплового и геометрического воздействий на параметры газового потока, при турбулентном движении газов в камере и жидкости в охлаждающем тракте.

Теплоотдачу от газов к оболочке камеры посредством кондукции (теплопроводности) и конвекции обычно принято называть *конвективной теплоотдачей или теплоотдачей соприкосновением.*

Через границу раздела газ (жидкость) — оболочка тепло передается теплопроводностью.

При турбулентном потоке конвекция осуществляется за счет беспорядочного движения частиц газа или жидкости, которые переносят тепло. Только в непосредственной близости к поверхности оболочки находится тонкий ламинарный слой газа, где тепло передаётся за счет молекулярной теплопроводности и турбулентного перемешивания частиц газа. Частицы газа, подходя к стенке камеры, приносят к ней свое физическое тепло, кинетическую энергию и тепло, выделяющееся при их рекомбинации.

Можно полагать, что процессы диссоциации и рекомбинации газов в пограничном слое при их перемешивании, нагревании и охлаждении происходят весьма быстро, и поэтому состав газа следует считать равновесным.

Поскольку газы обладают малой теплопроводностью и слабым перемешиванием, то в ламинарном слое газа при больших потоках тепла имеет место значительный перепад температуры.

Доля конвективной теплоотдачи от газа к оболочке камеры в современных двигателях достигает 60—80%; остальная часть передаваемого от газа тепла приходится на излучение.

Тепловое излучение представляет собой процесс передачи тепла от одного тела к другому посредством электромагнитных волн.

Наибольший радиационный удельный тепловой поток имеет место в камере сгорания с наибольшей температурой газов и в некоторых двигателях достигает $(1{,}2 \div 2)\,10^6$ *ккал/м²час.*

По мере снижения температуры газа по длине камеры относительная доля лучистого теплового потока снижается и в расширяющейся части сопла имеет незначительную величину.

Роль конвекции и радиации в процессе теплообмена в двигателе обусловлена видом топлива, коэффициентом его состава, способом распыла, характером сгорания топлива и рядом других факторов.

Так, например, неуглеродистое топливо (водород с кислородом или перекисью водорода) дает в общем случае слабо светящееся пламя, в котором находятся главным образом теплопрозрачные газы. Заметное излучение дает только водяной газ. В этом случае конвективный теплообмен даже в камере сгорания значительно превышает теплообмен излучением.

Углеродистое топливо (например, спирты с кислородом и главным образом углеводороды с азотной кислотой) дает сильно светящееся пламя, в котором в том или другом количестве находятся раскаленные, не успевшие сгореть частицы углерода. Естественно, что в этом случае теплообмен излучением в камере сгорания может иметь существенное значение; излучение светящегося пламени значительно сложнее, чем газовое излучение.

Коротковолновое хемилюминесцентное излучение (в результате химической реакции топлива) зависит только от теплового эффекта реакции; его интенсивность возрастает с увеличением плотности. Если к тому же учесть частичное догорание топлива в сопле двигателя, что приводит к появлению светящегося пламени, то в расширяющейся части сопла радиация также может иметь существенное значение.

Процесс передачи тепла от газов к охлаждающей жидкости через оболочку камеры двигателя принято называть *процессом теплопередачи.*

В современных ЖРД к охлаждающей жидкости передается около 5—10% тепла газов.

Интенсивность процесса теплообмена в двигателе принято характеризовать *величиной удельного теплового потока q,* под которым понимается количество тепла, передаваемого в течение часа или секунды от горючего газа к 1 $м^2$ поверхности оболочки или от последней к охлаждающей жидкости (q *ккал/м² час* или q *ккал/м²сек*).

Организация рабочего процесса в камере сгорания весьма сильно влияет на теплообмен в ней. Рабочий процесс по длине камеры сгорания имеет неодинаковый характер.

Суммарный удельный тепловой поток по длине камеры сгорания и сопла двигателя имеет различную величину и обычно достигает наибольшего значения перед критической областью сопла, в результате чего в этой области оболочка имеет высокую температуру.

В современных двигателях конвективный удельный тепловой поток в критическом сечении сопла достигает $1 \cdot 10^6 \div 28 \cdot 10^6$ *ккал/м²час* [1].

Так как теплонапряженность оболочки камеры по длине переменна, то при расчете охлаждения ЖРД принято различать:

1) *местные (истинные) удельные тепловые потоки,* соответствующие определенным местам (точкам) оболочки камеры, и

2) *средние удельные тепловые потоки,* относящиеся к оболочке камеры данной длины.

Определение местных удельных тепловых потоков от газа к оболочке камеры двигателя связано с весьма большими трудностями, что объясняется сложностью процессов, протекающих в пограничном газовом слое. В этом слое непрерывно изменяются температура, давление и скорость газов в связи со сгоранием и догоранием топлива, с отводом тепла в оболочку, рекомбинацией продуктов диссоциации газов, работой трения и другими явлениями. Полный количественный учет этих явлений практически невозможен.

По этой причине при расчете охлаждения двигателя приходится пользоваться пока еще недостаточно обоснованными эмпирическими формулами и данными экспериментов.

Поскольку по длине камеры сгорания двигателя невозможно точно определить состав и параметры газа, то при расчете охлаждения ЖРД приходится считать удельный тепловой поток от газа к оболочке по длине камеры сгорания постоянным и равным его значению, вычисленному по параметрам газа в конце цилиндрической камеры сгорания или в наибольшем поперечном сечении сферической и эллиптической камер сгорания.

Параметры газа по длине сопла можно определить приближенно по формулам, приведенным в § 6, гл. 3.

Ниже приведены методы определения удельных тепловых потоков по длине сопла камеры двигателя.

Поскольку, как отмечалось выше, толщина оболочки камеры сгорания и сопла современных двигателей относительно ее диаметра весьма мала, то при расчете теплопередачи в двигателе влиянием кривизны оболочки на процесс теплообмена пренебрегают и считают оболочку плоской.

К числу основных характеристик теплообмена в ЖРД относится также температура в отдельных местах системы (по толщине теплового слоя).

На фиг. 9.2 и 9.3 показано изменение температуры в системе теплообмена ЖРД в предположении плоской сплошной и пористой оболочек камеры.

На этих фигурах приняты следующие обозначения:

$t_г$ — температура газа, определяемая соответствующим расчетом;

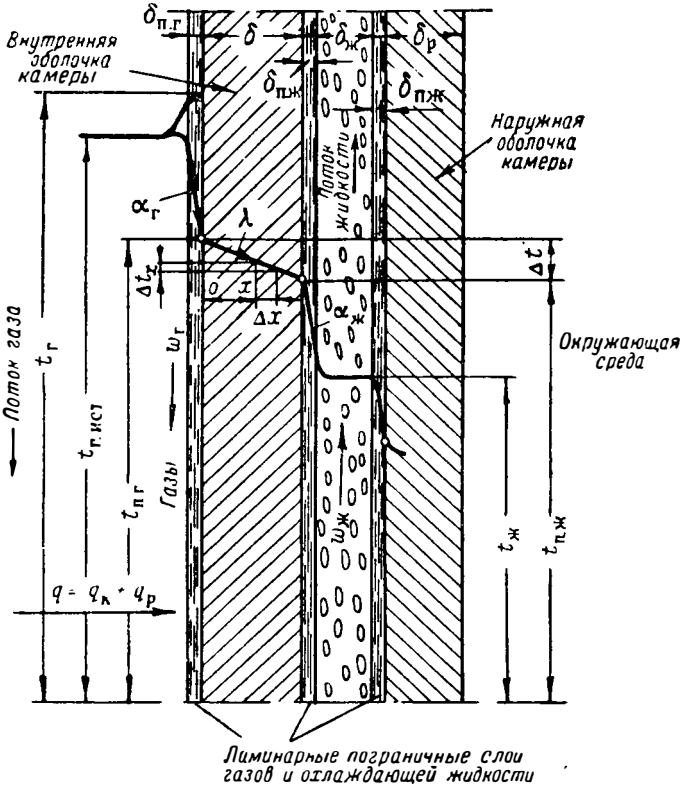
[1] Jet. Propulsion, v. 28, No 1, 1958.

$t'_г$ — истинная температура движущегося газа;

$t_{п.г}$ — температура поверхности оболочки камеры со стороны газа;

$t_{п.ж}$ — то же со стороны охлаждающей жидкости;

$t_ж$ — температура охлаждающей жидкости (средняя по сечению потока на данном участке длины оболочки);



Фиг. 9. 2. Схема распределения температуры в системе теплообмена ЖРД со сплошной внутренней оболочкой камеры.

$w_ж$ — скорость потока охлаждающей жидкости в *м/сек* (средняя по сечению потока и на данном участке длины оболочки);

$w_г$ — то же газа в камере сгорания или сопле двигателя;

δ — толщина оболочки камеры сгорания или сопла в *м*;

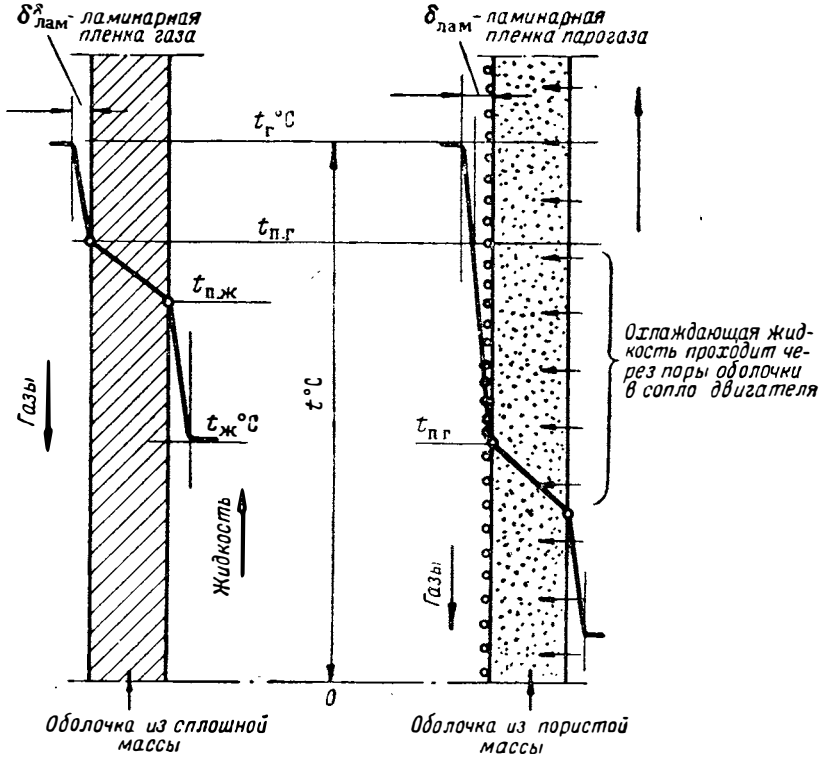
$\delta_р$ — то же наружной оболочки (рубашки);

$\delta_ж$ — межрубашечный зазор для потока охлаждающей жидкости;

$\delta_{п.г}$ — толщина ламинарной газовой пленки;

$\delta_{п.ж}$ — то же жидкостной пленки;

$\alpha_г$ — коэффициент теплоотдачи от газа к оболочке, численно равный q при $t_г - t_{п.г} = 1°$ С и характеризующий интенсивность теплообмена между газом и окружающей его оболочкой (количество тепла, передаваемого от газа поверхности оболочки в 1 $м^2$ в течение часа при разнице температур между газом и поверхностью оболочки в 1° С), в *ккал/м²час* °С;



Фиг. 9. 3. Схема распределения температуры в системе теплообмена ЖРД с пористой внутренней оболочкой камеры.

$\alpha_ж$ — то же от поверхности оболочки к охлаждающей жидкости;

λ — коэффициент теплопроводности оболочки (количество тепла, передаваемого в час через оболочку площадью в 1 $м^2$ при толщине ее в 1 $м$ и разности температур между поверхностями оболочки в 1° С) в *ккал/м час* °С;

q — удельный тепловой поток от газа к оболочке и от последней к охлаждающей жидкости, имеющий перпендикулярное направление к поверхности, в *ккал/м² час*.

Кривые фиг. 9. 2 и 9. 3 показывают, что сопротивление тепловому потоку в двигателе складывается из сопротивления слоя горячего газа, материала оболочки и слоя охлаждающей жидкости.

Изменение температуры по толщине плоской оболочки характеризуется некоторой кривой линией, незначительно выпуклой вверх или вниз в зависимости от повышения или понижения коэффициента теплопроводности металла оболочки в связи с изменением его температуры.

Для простоты расчетов принято считать, что изменение температуры по толщине плоской оболочки камеры двигателя протекает по закону прямой линии.

При больших тепловых потоках перепад температур между газовой и жидкостной поверхностями оболочки камеры может стать существенным и соизмеримым с перепадом температур в пограничных слоях.

На поверхностях соприкосновения двух соседних слоев (поверхность оболочки — газ или жидкость) устанавливается некоторая общая температура. Резкое понижение температуры имеет место в ламинарных слоях газа и жидкости, вблизи поверхности оболочки.

Основной перепад температур приходится на пограничный газовый слой у поверхности оболочки. Вдоль поверхности оболочки газ движется турбулентно, переходя вблизи нее в ламинарное движение. Если бы отсутствовала теплоотдача от газа к оболочке, то температура его около поверхности оболочки повысилась бы почти до температуры торможения, соответствующей случаю отсутствия теплоотдачи (до значения термодинамической температуры в камере сгорания, получаемой при термодинамическом расчете двигателя). В реальной же камере двигателя имеет место теплоотвод от газа к оболочке, в силу чего термодинамическая температура его вблизи оболочки не поднимается до значения температуры адиабатически заторможенного газа, а, перейдя некоторый максимум, резко понижается на несколько сот градусов в тонком ламинарном газовом слое по мере приближения к поверхности, примыкая у самой поверхности оболочки к обычному ранее описанному профилю температур (см. фиг. 9. 2).

Вследствие невозможности одновременного количественного учета влияния различных факторов на теплообмен в камере ЖРД при расчете охлаждения оболочки камеры обычно исходят из предположения о независимости друг от друга конвективного и радиационного удельных тепловых потоков и о постоянстве усредненной температуры для всего объема движущегося потока, а также без учета особенностей теплообмена, связанного с гидродинамикой потока, фактически играющего важную роль в формировании температурного поля.

Температурное поле системы теплообмена может быть функцией одной, двух или трех координат и поэтому соответственно называется *одномерным, двухмерным и трехмерным температурным полем.*

Наиболее простой вид имеет уравнение одномерного температурного поля:

$$t=f(x). \tag{9.1}$$

В общем случае температура является функцией пространственных координат x, y и z и времени τ, т. е.

$$t=f(x, y, z, \tau). \tag{9.2}$$

При расчетах ЖРД приходится иметь дело с одномерным температурным полем.

Если температура в каждой точке системы не изменяется во времени, то температурные поля и соответствующий им процесс теплообмена называются *установившимися или стационарными*, а в противном случае — *неустановившимися или нестационарными*.

В охлаждаемых двигателях, работающих при неизменном режиме, система теплообмена имеет стационарные, а в неохлаждаемых — нестационарные температурные поля.

Геометрические места точек системы, имеющие одинаковую температуру, образуют *изотермические поверхности*. Изменение температуры в системе теплообмена имеет место лишь в направлениях, пересекающих изотермические поверхности (в направлении x, фиг. 9. 2).

Предел отношения изменения температуры Δt на расстоянии Δx между изотермами по нормали называется *температурным градиентом*.

Перепад температуры между рассматриваемыми изотермическими поверхностями системы называется *температурным напором* и обозначается Δt (см. фиг. 9. 2 и 9. 3).

Скорость выравнивания температуры в равномерно нагретом теле характеризуется коэффициентом температуропроводности:

$$a=\frac{\lambda}{C\gamma}\ м^2/час,$$

где C — средняя теплоемкость тела при постоянном давлении в *ккал/кг* °С;

γ — удельный вес этого тела в *кг/м*^{3}.

Чем выше коэффициент температуропроводности данного тела (газа, жидкости, металла), тем больше в нем скорость распространения температуры.

При установившемся теплообмене в ЖРД удельный тепловой поток от газов к оболочке камеры равен удельному тепловому потоку, передаваемому через оболочку к охлаждающей жидкости.

В результате изложенного удельные тепловые потоки в ЖРД можно выразить формулами.

1. От газов к оболочке камеры:

а) конвективный

$$q_к = \alpha_к (t_г - t_{п.г}) \text{ ккал/м}^2 \text{ час}; \quad (9.3)$$

б) радиационный

$$q_р = \alpha_р (t_г - t_{п.г}) \text{ ккал/м}^2 \text{ час}; \quad (9.4)$$

в) суммарный

$$q = q_к + q_р = \alpha_к (t_г - t_{п.г}) + \alpha_р (t_г - t_{п.г}) =$$

$$= (\alpha_к + \alpha_р)(t_г - t_{п.г}) = \alpha_г (t_г - t_{п.г}) \text{ ккал/м}^2 \text{ час}. \quad (9.5)$$

2. Через оболочку камеры

$$q = \frac{\lambda}{\delta} (t_{п.г} - t_{п.ж}) \text{ ккал/м}^2 \text{час}. \quad (9.6)$$

3. От оболочки камеры к охлаждающей жидкости

$$q = \alpha_ж (t_{п.ж} - t_ж) \text{ ккал/м}^2 \text{час}, \quad (9.7)$$

где $\alpha_р$ — радиационный (лучистый) коэффициент теплоотдачи от газов к оболочке камеры в *ккал/м²час* °С.

Из этих уравнений удельных тепловых потоков получаем следующие температурные напоры в системе теплообмена двигателя:

$$t_г - t_{п.г} = q \frac{1}{\alpha_г}; \quad t_{п.г} - t_{п.ж} = q \frac{\delta}{\lambda} \quad \text{и} \quad t_{п.ж} - t_ж = q \frac{1}{\alpha_ж}.$$

Складывая эту систему уравнений, получаем формулы для определения в системе теплообмена ЖРД:

1) полного температурного напора

$$t_г - t_ж = q \left(\frac{1}{\alpha_г} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_ж} \right) = \frac{q}{k}; \quad (9.8)$$

2) теплового потока от газов через оболочку к охлаждающей жидкости

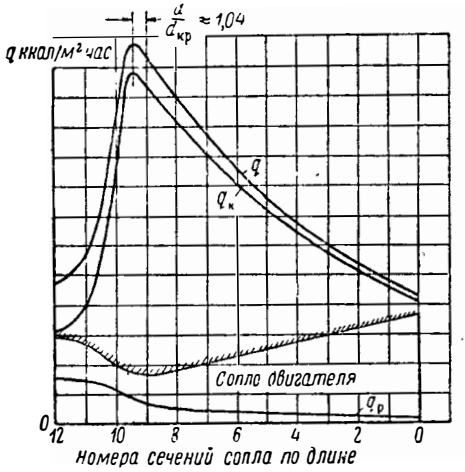
$$q = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_г} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_ж}} = k (t_г - t_ж) \text{ ккал/м}^2 \text{ час}, \quad (9.9)$$

где $k = \dfrac{1}{\frac{1}{\alpha_г} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_ж}}$ — коэффициент теплопередачи через оболочку камеры от газа к охлаждающей жидкости в *ккал/м²час* °С.

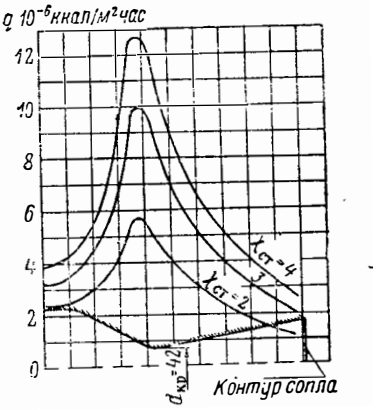
Величина, обратная коэффициенту теплопередачи k, т. е.

$$\frac{1}{k}=\frac{1}{\alpha_г}+\frac{\delta}{\lambda}+\frac{1}{\alpha_ж}, \qquad (9.10)$$

называется термическим сопротивлением теплопередачи.



Фиг. 9. 4. Примерное распределение удельных тепловых потоков по длине сопла двигателя.



Фиг. 9. 5. Примерное распределение удельных тепловых потоков по длине сопла камеры азотнокислотного двигателя при $p_к$=40 *ата* и различных коэффициентах состава топлива у стенки оболочки камеры $\chi_{ст}$.

На фиг. 9. 4 показан характер распределения удельных тепловых потоков по длине сопла камеры двигателя при заданном коэффициенте состава топлива χ, а на фиг. 9. 5 — при разных значениях χ.

§ 3. Требования, предъявляемые к регенеративному охлаждению ЖРД

Необходимая стойкость и надежность ЖРД при длительной работе могут быть обеспечены только при условии надежного охлаждения внутренней оболочки камеры двигателя.

Охлаждение двигателя может быть надежным в том случае, когда оно выполнено с учетом предъявляемых к нему следующих требований:

1. *Температура газовой поверхности оболочки камеры сгорания и сопла не должна превышать безопасно допустимого предела,* который выбирают исходя из условия необходимой прочности и с учетом возможной эрозии газовой струей. В противном случае материал оболочки камеры с огневой стороны будет размягчаться и сдуваться

потоком газа, что в результате может привести к аварии двигателя.

Следовательно, при расчете ЖРД необходимо знать температуру, при которой различные конструктивные элементы двигателя, подвергающиеся воздействию горячего газа, начнут плавиться, пластично деформироваться и сильно эродировать. Значение этих параметров, а также активность эрозии зависят от физических свойств металла, состава и скорости газа и других факторов.

Безопасно допустимая температура газовой поверхности оболочки камеры двигателя практически не должна превышать:

а) для углеродистых сталей — 550—560° С;

б) для специальных жаростойких легированных сталей — 700—900° С;

в) для меди — 350—450° С;

г) для алюминиевых сплавов типа АЛ4 — 350—400° С.

Рабочая температура газовой поверхности оболочки современных двигателей обычно находится в пределах 400—900° С (в среднем около 650° С). При этих температурах многие материалы обладают удовлетворительной прочностью. Однако необходимость увеличения удельной тяги двигателя за счет повышения давления газов в камере сгорания и применения топлив повышенной теплотворности, имеющих высокие температуры сгорания, заставляет изыскивать материалы для внутренней оболочки камеры, допускающие безопасное нагревание ее до более высокой температуры.

2. *При обычных схемах регенеративного охлаждения двигателя необходимо, чтобы охлаждающая жидкость отводила от оболочки камеры столько тепла, сколько последней передается от горячих газов, и чтобы температура этой жидкости в тракте не превышала температуры ее кипения при данном давлении.* В противном случае возможно образование на жидкостной поверхности оболочки паровой пленки, резко снижающей теплосъем с оболочки и ведущей к перегреву и прогару последней.

Это требование выполнимо при условии, когда располагаемый приток тепла (фиг. 9. 6) от газов к оболочке камеры

$$Q_{\text{расп}} = \sum q_i S_i \ \ккал/сек$$

будет меньше общего максимально возможного теплосъема данным количеством охлаждающей жидкости

$$Q_{\text{возм}} = G_{\text{охл}} C (t_{\text{кип}} - t_{\text{вх}}) \ \ккал/сек,$$

т. е. при условии

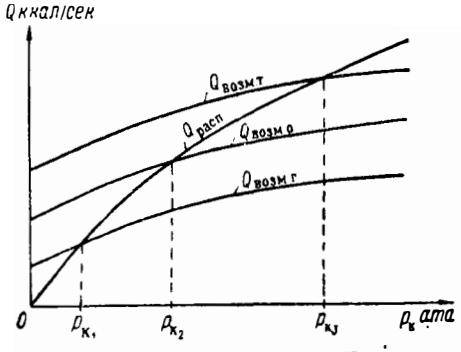
$$Q_{\text{расп}} \leqslant Q_{\text{возм}},$$

где q_i — удельный тепловой поток на i-том участке оболочки, поверхность которого равна S_i $м^2$, в $ккал/м^2\ сек$;

C — средняя теплоемкость охлаждающей жидкости в тракте в $ккал/кг$ °С;

$G_{охл}$ — расход охлаждающей жидкости в *кг/сек*;
$t_{вх}$ — температура ее на входе в тракт;
$t_{кип}$ — температура кипения этой жидкости при давлении в тракте.

Максимально возможный удельный теплосъем различных компонентов топлива зависит от температуры кипения и теплоемкости компонента при данном местном давлении в охлаждающем тракте камеры или реактора.



Фиг. 9.6. Изменение общего располагаемого теплосъема с оболочки ($Q_{расп}$ *ккал/сек*) и общих максимально возможных теплосъемов с нее данными количествами горючего ($Q_{возм.г}$ *ккал/сек*), окислителя ($Q_{возм.о}$ *ккал/сек*) и топлива ($Q_{возм.т}$ *ккал/сек*) в зависимости от давления в камере сгорания $p_к$.

Кривые фиг. 9.6 показывают, что до давления в камере сгорания $p_{к1}$ двигатель можно охладить горючим, до давления $p_{к2}$ — только окислителем, до давления $p_{к3}$ — только обоими компонентами топлива (например керосином и азотной кислотой), а при давлении свыше $p_{к3}$ дополнительно к регенеративному охлаждению необходимо применить специальную защиту оболочки камеры от перегрева.

3. Температура жидкостной поверхности оболочки камеры при обычной щелевой конструкции охлаждающего тракта не должна превышать температуру кипения охлаждающей жидкости во избежание образования местных паровых пробок, способных привести к перегреву и прогару оболочки. Однако если охлаждающая жидкость течет по достаточно узким изолированным каналам и ресурс двигателя мал, то температура жидкостной поверхности оболочки в некоторых случаях может превышать температуру ее кипения при данном давлении в тракте примерно на 30—50° С.

Следует иметь в виду, что увеличение скорости течения охлаждающей жидкости в тракте связано с увеличением гидравлического сопротивления.

4. *Охлаждение двигателя должно быть не только надежным, но и экономичным, а также легко осуществимым в технологическом и эксплуатационном отношениях.*

При проектировании и расчете системы охлаждения камеры двигателя необходимо стремиться к тому, чтобы:

1) создать надежное охлаждение внутренней оболочки по всей длине камеры сгорания и сопла;

2) применить для этой оболочки малолегированные или даже относительно дешевые углеродистые стали;

3) установить по условиям надежного охлаждения и прочности минимальную толщину внутренней оболочки камеры;

4) упростить технологию изготовления камеры.

Перечисленные требования к охлаждению ЖРД необходимо иметь в виду при определении удельных тепловых потоков от газов к оболочке камеры и от последней к охлаждающей жидкости. Если при расчете охлаждения двигателя вычисляемые параметры не удовлетворяют предъявляемым требованиям, то необходимо применять другие меры для достижения требуемых результатов.

Стремление уменьшить габариты двигателя может обусловить дальнейшее увеличение давления в камере сгорания, несмотря даже на осложнения, связанные с конструированием и эксплуатацией коммуникаций, работающих при высоких давлениях.

В случае высокого давления в камере сгорания (например, свыше 40 *ата*) может оказаться целесообразным применение двух- или трехступенчатой схемы регенеративного охлаждения камеры двигателя — ступени охлаждения низкого, среднего и высокого давления (при использовании двух- или трехступенчатых центробежных топливных насосов).

Выбор такой схемы охлаждения двигателя может быть обусловлен, помимо высокого давления газов в камере сгорания и сопла, еще и большой теплонапряженностью оболочки в области критического сечения сопла. Хотя при этой схеме охлаждения несколько усложняется система подачи охлаждающей жидкости, но так как при высоком давлении газов в камере сгорания (порядка 40 *ата* и выше) требуется применение двух- или трехступенчатых топливных центробежных насосов, то такая схема регенеративного охлаждения значительно не усложняется и при определенных условиях может оказаться вполне целесообразной.

Ступень охлаждения низкого давления можно применить для расширяющейся части сопла камеры. При $p_к$=40 *ата* давление газа в этой области сопла может изменяться в пределах примерно 10—0,75 *ата,* а температура газа — 2500—2000° С. При таких параметрах газа в канале сопла можно создать надежное охлаждение его при давлении жидкости в охлаждающем тракте около 15 *ата.* Относительно небольшое давление жидкости в охлаждающем тракте позволяет применить тонкостенную внутреннюю и наружную оболочки камеры (порядка 1,5—2 *мм*), что при большой длине сопла значительно уменьшает вес камеры двигателя.

В случае одноступенчатой схемы охлаждения давление охлаждающей жидкости в тракте будет порядка 45 *ата,* а толщина внутренней оболочки сопла несвязанной силовой схемы — около 12 *мм.* Это, конечно, приведет к значительному росту веса сопла.

Ступень охлаждения среднего давления можно применить для докритической части сопла. Эта область сопла при $p_к$=40 *ата* бу-

дет характеризоваться большим продольным изменением давления газа (порядка 36—10 *ата*) и большой теплонапряженностью внутренней оболочки сопла. Для снижения этой теплонапряженности оболочку целесообразно выполнить возможно тоньше, а также всемерно разгрузить ее от статической нагрузки извне. Кроме того, для лучшего отвода тепла от оболочки в охлаждающую жидкость необходимо, чтобы давление жидкости по длине тракта изменялось соответственно изменению давления газов в канале камеры.

При высоком давлении газа, очевидно, регенеративного охлаждения будет недостаточно. Поэтому наряду с ним может возникнуть необходимость применить специальную защиту оболочки от перегрева.

Ступень охлаждения высокого давления целесообразно применить для камеры сгорания. В этой области камеры двигателя газы имеют наибольшее давление: для рассматриваемого примера $p_к$=40 *ата* и температура газа $t_г \approx 3000 \div 3500°$ С.

Охлаждающая жидкость из тракта высокого давления поступает к головке камеры, а затем через форсунки — в камеру сгорания. При этом давление жидкости в тракте будет порядка 45—50 *ата*.

Расчет каждой ступени охлаждения двигателя следует вести в отдельности, так как исходные данные, условия охлаждения и требования для каждой из ступеней разные. В этом случае расчет охлаждения в основном сводится к определению степени подогрева охлаждающей жидкости в тракте каждой ступени и минимальной толщины внутренней оболочки по длине камеры двигателя.

§ 4. Факторы, влияющие на теплообмен в камере ЖРД

На величину суммарного удельного теплового потока от газа к оболочке камеры и температуру ее газовой поверхности наибольшее влияние оказывают следующие факторы:

1. *Давление, температура и скорость газа по длине камеры.* При увеличении этих параметров процесс сгорания топлива значительно интенсифицируется, в результате чего увеличиваются местные удельные тепловые потоки от газа к оболочке и повышается температура ее газовой поверхности.

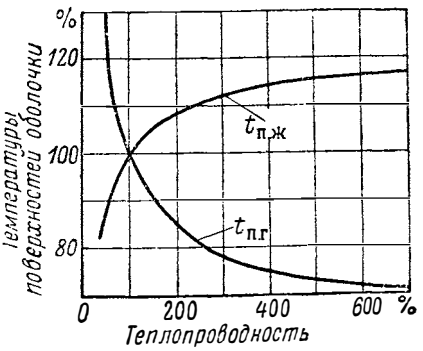
Например, повышение давления в камере сгорания при прочих равных условиях увеличивает плотность и массовую скорость газа при некотором повышении температуры и, следовательно, повышает суммарный удельный тепловой поток от газа к оболочке, а также температуру ее газовой и жидкостной поверхностей.

Эксперименты показывают, что удельный тепловой поток от газов к оболочке камеры изменяется по закону прямой линии, почти пропорционально $p_к^{0,8}$. Повышение температуры газа в камере сго-

рания за счет применения более теплоэффективного топлива приводит к таким же результатам, как и в случае повышения $p_к$.

Такая зависимость $t_{п.г}$ от условий работы двигателя указывает на то, что использование высоких $p_к$ и высококалорийных топлив связано с необходимостью весьма интенсивного охлаждения камеры двигателя.

При увеличении скорости течения газа в камере уменьшаются толщина и, следовательно, термическое сопротивление ламинарного газового слоя около поверхности оболочки, что усиливает конвективную теплоотдачу от газов к оболочке камеры и приводит к увеличению q, $t_{п.г}$ и $t_{п.ж}$.



Фиг. 9.7. Изменения температур жидкостной и газовой поверхностей оболочки в зависимости от ее теплопроводности (расчетные данные).

На конвективный теплообмен также влияют физические свойства газов, форма камеры сгорания и сопла, их размеры и много других факторов.

2. Толщина и теплопроводность материала оболочки камеры. При заданном удельном тепловом потоке возможность местного охлаждения оболочки камеры также определяется ее толщиной и теплопроводностью материала, физическими свойствами охлаждающей жидкости и допустимой гидравлической потерей в охлаждающем тракте.

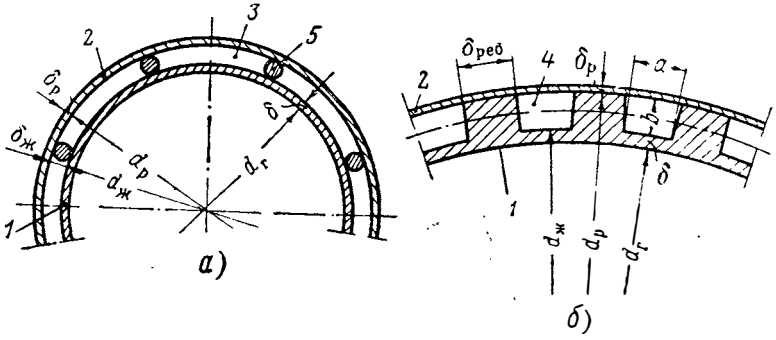
Чем меньше толщина оболочки и больше теплопроводность ее материала, тем меньше перепад температуры по толщине оболочки и тем больше тепла отводится от нее в единицу времени к охлаждающей жидкости. При этом $t_{п.ж}$ несколько повышается, а $t_{п.г}$ — понижается (фиг. 9.7). Это значит, что если температура газовой поверхности в каком-либо месте оболочки превышает предельно допустимое значение, то эту границу надежной эксплуатации двигателя можно повысить применением материала для оболочки с более высоким коэффициентом теплопроводности.

Следовательно, внутреннюю оболочку камеры целесообразно изготовлять возможно меньшей толщины из материала с возможно бо́льшим коэффициентом теплопроводности. Однако надо иметь в виду, что металлы, имеющие большой коэффициент теплопроводности, как правило, обладают малой прочностью. Практически можно создать камеру двигателя с относительно тонкой внутренней оболочкой, выполнив ее конструктивно по связанной силовой схеме или из никелевых (даже медных) трубок, деформированных в прямоугольное сечение. Спаяв такие деформированные трубки

между собой вдоль их длины, можно создать необходимый контур камеры с гладкой огневой поверхностью.

Внутри этих трубок будет протекать охлаждающая жидкость.

Для повышения жесткости и сопротивления разрыву этих трубок под действием давления находящейся в них жидкости снаружи их витков надевают специальные обтягивающие стальные сварные или пластмассовые армированные стеклянным волокном кольца [1].



Фиг. 9. 8. Формы охлаждающих трактов камер ЖРД.

1—внутренняя оболочка камеры, *2*—наружная оболочка камеры, *3*—зазор для охлаждающей жидкости, *4*—канал охлаждающей жидкости, *5*—установочный прут.

По данным иностранной печати [2], при толщине стенок этих трубок 0,75—1,25 *мм* можно безопасно развивать в такой камере сгорания температуру газов до 3400—4000° С при существенно повышенном давлении и относительно меньшем удельном весе. Другое преимущество такой конструкции трубчатого охлаждающего тракта и внутренней оболочки камеры заключается в том, что ее можно применять в двигателях больших тяг без значительного изменения размеров и толщины трубок.

3. *Конструктивная форма и степень обработки поверхности охлаждающего тракта камеры сгорания и сопла.* Эти факторы оказывают существенное влияние на характер движения охлаждающей жидкости в тракте и величину ее теплообмена с оболочкой камеры. Например, при спиральном охлаждающем тракте камеры поверхность теплоотдачи оболочки к охлаждающей жидкости больше, чем при щелевом тракте (фиг. 9. 8), что приводит к некоторому повышению q и $t_{п.ж}$, а также понижению $t_{п.г}$.

При более гладкой поверхности оболочки камеры жидкостный ламинарный слой получается тоньше, что способствует конвективному теплообмену между оболочкой и жидкостью и приводит к та-

[1] Вопросы ракетной техники, вып. 6, ИЛ, 1956.
[2] Там же.

ким же результатам, как и в случае применения для охлаждения оболочки спирального тракта.

Таким образом, применяя спиральный тракт и выполняя поверхность оболочки гладкой со стороны охлаждающей жидкости, можно несколько облегчить условия охлаждения камеры двигателя. Но при этом нельзя забывать, что применение специального тракта почти всегда связано с усложнением конструкции и увеличением стоимости камеры двигателя.

4. Физические свойства и скорость движения жидкости в охлаждающем тракте. Физические свойства охлаждающей жидкости (теплопроводность, теплоемкость, удельный вес, температуропроводность и вязкость) оказывают существенное влияние на теплообмен в камере ЖРД.

Чем больше теплопроводность, теплоемкость, удельный вес и температура кипения при данном давлении в охлаждающем тракте камеры и ниже вязкость жидкости, тем лучше ее охлаждающая способность.

Наилучшим охлаждающим свойством, как уже отмечено выше, обладает вода, а за ней в убывающем порядке идут метиловый спирт, азотная кислота, этиловый спирт и керосин.

При повышении температуры охлаждающей жидкости уменьшается ее вязкость и увеличиваются теплопроводность и конвективный теплообмен с оболочкой, в результате чего несколько понижается $t_{\text{п г}}$. Это указывает на то, что более нагретая жидкость обладает лучшим охлаждающим свойством.

При увеличении скорости течения охлаждающей жидкости в тракте уменьшается толщина ламинарного жидкостного слоя около оболочки и в результате этого увеличивается теплосъем и снижается $t_{\text{п г}}$ при некотором повышении q.

Таким образом, за счет уменьшения проточного сечения охлаждающего тракта и увеличения при этом скорости движения охлаждающей жидкости можно выдержать заданное значение $t_{\text{п г}}$. Однако следует иметь в виду, что увеличить $w_{\text{ж}}$ практически возможно только повышением перепада давления жидкости в охлаждающем тракте и, следовательно, за счет утяжеления и удорожания системы топливоподачи.

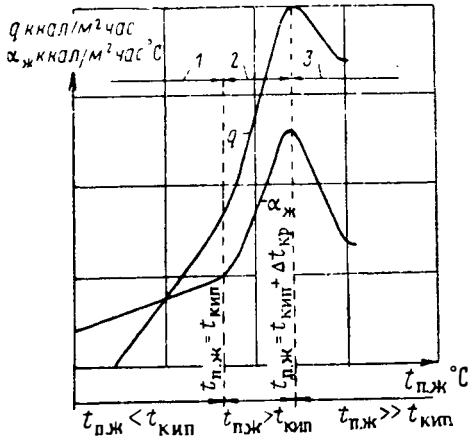
Чем выше давление жидкости в тракте, тем выше ее температура кипения и больше предельно возможный удельный теплосъем (максимально возможный теплосъем 1 *кг* жидкости).

5. ***Температура жидкостной поверхности оболочки камеры двигателя.*** В процессе теплоотдачи от оболочки камеры к охлаждающей жидкости при заданном давлении ее в тракте возможны случаи, когда $t_{\text{п.ж}} \leqslant t_{\text{кип}}$ или $t_{\text{п.ж}} > t_{\text{кип}}$.

В первом случае ($t_{\text{п.ж}} \leqslant t_{\text{кип}}$) закипание жидкости в тракте невозможно. Во втором случае ($t_{\text{п.ж}} > t_{\text{кип}}$) возможно закипание охлаждающей жидкости на поверхности оболочки. Если при этом температура жидкости в своем основном ядре ниже температуры

ее кипения, то образовавшиеся на поверхности оболочки рыхлые пузырьки пара будут смываться более плотным и менее нагретым турбулентным потоком жидкости и конденсироваться в нем.

Благодаря такому пузырчатому кипению жидкости на поверхности оболочки значительно возрастает коэффициент теплоотдачи $\alpha_ж$ при неизменном значении скорости жидкости в тракте (фиг. 9. 9). При этом несколько понизится $t_{п.г}$ и значительно увеличится q. Однако после достижения определенной предельной температуры нагрева интенсивное кипение жидкости на поверхности оболочки может привести к бурному образованию паровой пленки, которая не будет смываться потоком жидкости и вследствие своей плохой теплопроводности значительно ухудшит теплосъем с оболочки, что в результате может вызвать перегрев и прогар последней.



Фиг. 9. 9. Характер изменения удельного теплового потока и коэффициента теплоотдачи от оболочки к охлаждающей жидкости в зависимости от разности температур между оболочкой и жидкостью.

1—область подогрева жидкости до температуры кипения, *2*—область пузырчатого кипения жидкости, *3*—область пленочного кипения жидкости.

Вероятность образования паровой пленки зависит также от скорости движения жидкости и степени шероховатости поверхности оболочки камеры, турбулизирующих поток. Точно указать условия, при которых на поверхности оболочки появляется паровая пленка, пока невозможно ввиду малой изученности этого явления в условиях работы ЖРД при использовании различных охлаждающих жидкостей. По этой причине охлаждение двигателей при пузырчатом кипении жидкости в тракте пока практически не применяется. Вообще же следует считать целесообразным пузырчатый режим охлаждения ЖРД, при котором теплосъем с оболочки увеличивается в несколько раз по сравнению с режимом теплоотдачи к жидкости, когда последняя не кипит. Умело используя явление пузырчатого кипения охлаждающей жидкости, можно значительно уменьшить мощность и вес системы топливоподачи двигателя.

6. *Конструкция распылительной головки камеры двигателя.* От конструкции головки камеры двигателя, типа и числа топливных форсунок и схемы расположения их на головке зависят качество смесеобразования и процесс сгорания топлива, характер движения газового потока в камере, а также распределение в нем температур

и скоростей, что в значительной мере влияет на теплообмен между газом и оболочкой камеры и, следовательно, на температуру $t_{пг}$.

Головка камеры в основном определяет распределение каждого из компонентов топлива по сечению камеры сгорания, тонкость дробления их и смешение, а также возможность осуществления конвективных обратных токов газа, переносящих тепло от горящего факела на подогрев и испарение горючей смеси.

Равномерное распределение компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания при равномерном расположении большого числа топливных форсунок на плоской головке приводит к лучшему использованию объема камеры сгорания и к увеличению полноты сгорания топлива.

Неудачная конструкция распылительной головки камеры может вызвать сгорание компонентов топлива на поверхности оболочки, и ее перегрев. Малое число форсунок на головке, а также неравномерное размещение их по ее площади создают неравномерное распределение компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания и плохое использование вследствие этого объема камеры. Это приводит к неполноте сгорания топлива и в некоторых случаях к пульсационному режиму работы двигателя, при котором возможен повышенный теплообмен между газом и оболочкой камеры и, как правило, прогар последней.

Прогары в отдельных местах камеры сгорания и сопла двигателя почти всегда связаны со схемой расположения форсунок на головке камеры. Прогары в сопле обычно бывают по образующим, лежащим против мест, где окислительные форсунки на головке подходят наиболее близко к стенке. О большом влиянии конструкции головки камеры на теплообмен в ЖРД свидетельствуют также результаты специальных опытов. Сопоставление имеющихся данных по влиянию организации рабочего процесса в камере сгорания на теплообмен позволяет считать, что основной причиной прогаров сопла двигателя является непостоянство соотношения компонентов топлива по сечению камеры,—вдоль различных образующих сопла течет газ различного состава и разной температуры.

Удачная конструкция распылительной головки камеры позволяет не только повысить полноту сгорания топлива и тем увеличить удельную тягу двигателя, но и снизить теплоотдачу от газов к оболочке, несмотря на относительное повышение при этом температуры продуктов сгорания.

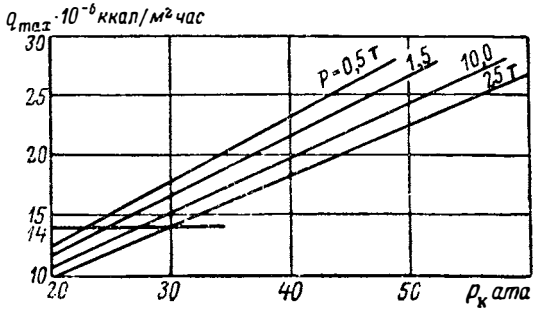
Для снижения расхода окислителя на стенки камеры двигателя могут применяться:

1) форсунки со смещенной осью сопла (по отношению к оси камеры закручивания); изменение эксцентриситета позволяет в достаточно широких пределах менять распределение расхода жидкости;

2) форсунки обычного типа при односторонней фаске на выходной части сопла, а также при однозаходном шнеке;

3) форсунки с наклонным к оси срезом сопла; этот прием также позволяет иметь широкие пределы регулирования распределения расхода распыливаемой жидкости.

Для периферийного ряда могут быть применены двухкомпонентные форсунки с ориентированным распределением окислителя, которое может быть достигнуто одним из способов, указанных выше.



Фиг. 9. 10. Примерная зависимость максимального удельного теплового потока в сопле от давления в камере сгорания керосино-азотнокислотных двигателей различных тяг.

Преимущество их состоит в том, что они могут быть расположены независимо от закона распределения форсунок на головке камеры и легко допускают переход с одного масштаба на другой.

Попутно следует заметить, что переход к двигателям большей тяги, работающим на одном и том же топливе, может не сопровождаться пропорциональным увеличением числа форсунок.

Кроме того, увеличение тяги двигателя за счет увеличения диаметра головки и камеры сгорания не должно вызывать изменение шага между форсунками или переход к более крупным форсункам.

7. *Величина тяги и режим работы двигателя.* Изменение секундного расхода топлива в камеру сгорания для регулирования тяги двигателя существенно влияет на характеристики рабочего процесса в камере и на условия теплообмена между газом и оболочкой. Эксперименты и расчеты показывают, что охладить двигатель на режиме минимальной тяги труднее, чем на режимах номинальной и максимальной тяги. Объясняется это тем, что при уменьшении расхода топлива в камеру сгорания для снижения тяги двигателя уменьшаются расход охлаждающей жидкости и, следовательно, скорость ее течения в тракте данного проточного сечения и теплосъем с оболочки, тогда как приток тепла от газа к оболочке при этом снижается значительно меньше, что в некотором пределе может привести к перегреву и прогару оболочки камеры двигателя.

При увеличении тяги двигателя теплосъем жидкостью с единицы поверхности оболочки увеличивается. Это указывает на то, что камеру двигателя большой тяги охладить легче, чем двигатель ма-

лой тяги (фиг. 9. 10). В частности, двигатель с тягой 50—100 *кг* совсем невозможно охладить компонентами топлива. Двигатель такой малой тяги можно охладить только водой. Объясняется это тем, что повышение тяги P двигателя только за счет увеличения секундного расхода топлива G_s вызывает увеличение объема камеры сгорания $V_к$ прямо пропорционально расходу G_s, т. е.

$$\frac{V_{к.б}}{V_{к.м}} = \frac{G_{s\,б}}{G_{s\,м}}, \tag{9.11}$$

а поверхность оболочки камеры сгорания при этом возрастает относительно медленнее.

Следовательно, на каждый квадратный метр поверхности оболочки большой камеры сгорания приходится относительно больше охлаждающей жидкости, чем малой камеры, в силу чего легче ее охладить.

При прочих равных условиях поверхность нагрева сферической камеры сгорания меньше, чем цилиндрической, и поэтому ее легче охладить компонентами топлива.

Приведенным кратким обзором не исчерпывается анализ факторов, влияющих на теплообмен ЖРД. Рассмотренные нами основные факторы указывают на чрезвычайную сложность этого процесса и невозможность точного аналитического учета их при расчете охлаждения камеры двигателя.

На основании изложенного можно сделать заключение, что основными мероприятиями, осуществлением которых можно допустить более высокую температуру газов в камере сгорания $t_к$ без увеличения температуры газовой поверхности оболочки $t_{пг}$ выше безопасно допустимого для нее предела или при заданной $t_к$ понизить температуру $t_{пг}$ и тем облегчить охлаждение камеры, являются следующие.

1. Уменьшение до допустимого предела прочности толщины огневой оболочки δ путем выполнения ее в виде связанной схемы или отдельных трубок, деформированных в прямоугольное сечение.

При удачном конструктивном решении этого вопроса можно также значительно уменьшить вес камеры двигателя.

С точки зрения необходимой прочности огневую оболочку камеры целесообразно выполнить в виде отдельных оболочек разной толщины.

2. Применение материала для огневой оболочки с большим коэффициентом теплопроводности λ, что с учетом факторов, отмеченных в предыдущем пункте, уменьшит термическое сопротивление $R_{сб}=\delta/\lambda$ и теплопроводность оболочки H согласно следующему соотношению:

$$\frac{H_1}{H_2} = \frac{\delta_2}{\delta_1}\frac{\lambda_1}{\lambda_2}. \tag{9.12}$$

Здесь индексы 1 и 2 относятся к двум разным толщинам оболочки, изготовленной из материалов различной теплопроводности.

3. Уменьшение термического сопротивления пристеночного ламинарного слоя жидкости $R_ж = 1/\alpha_ж$ увеличением скорости ее течения в тракте $w_ж$, для чего уменьшают эквивалентный диаметр $d_{эк}$ тракта камеры (площадь проточного сечения).

Однако практически это мероприятие лимитируется величиной гидравлической потери давления жидкости в тракте и связанным с этим повышением мощности и веса системы топливоподачи двигателя.

4. Выбор охлаждающей жидкости с лучшими для этой цели физическими свойствами, такими, как плотность ρ, вязкость η, теплоемкость c и коэффициент теплопроводности λ, что увеличивает ее теплопроводность $H_ж$, согласно следующему соотношению (для двух различных жидкостей):

$$\frac{H_{ж1}}{H_{ж2}} = \left(\frac{\lambda_1}{\lambda_2}\right)^{0,645} \left(\frac{d_{эк1}}{d_{эк2}}\right)^{0,2} \left(\frac{\eta_2}{\eta_1}\right)^{0,445} \left(\frac{c_1}{c_2}\right)^{0,335} \left(\frac{\rho_1 w_{ж1}}{\rho_2 w_{ж2}}\right)^{0,8}.$$

Это соотношение для различных жидкостей может меняться в широких пределах.

Однако возможность выбора наиболее эффективной жидкости для охлаждения камеры двигателя практически часто может быть ограниченной, если один из компонентов топлива мало пригоден для охлаждения.

5. Уменьшение нагреваемой поверхности камеры двигателя путем применения шарообразной формы камеры сгорания и большого угла раствора выходной части сопла, а также увеличения охлаждаемой поверхности камеры посредством применения в наиболее теплонапряженных ее местах охлаждающего тракта спиральной формы.

Эти мероприятия связаны с известными конструктивными усложнениями и повышенной стоимостью изделия.

6. Торможение теплового потока от газов к оболочке камеры путем применения для нее защитных газовых или жидкостных завес горючего, чем увеличивается также термическое сопротивление пристеночного ламинарного газового слоя $R_г = 1/\alpha_г$ и уменьшается его теплопроводность.

Это мероприятие ограничивается величиной потери удельной тяги двигателя в связи с расходом горючего на образование защитных завес оболочки камеры.

Для современных жаростойких сталей, используемых для изготовления огневой оболочки камеры с чисто регенеративным охлаждением, допустимая температура $t_{пг}$ (для легированных сталей порядка 900° С) обусловливается температурой газов в камере сгорания не выше 3000° С.

Приближенные расчеты показывают, что для поддержания постоянной $t_{п.г}$=900° С при повышении $t_к$ уменьшение $R_ж$ до $^1/_2$ от первоначального значения, соответствующего $t_к$=2500° С, позволяет увеличить теплоотвод от оболочки в жидкость почти на 30%, а при уменьшении $R_{сб}$ в 2 раза — на 55%.

При таком большом теплоотводе жидкость может закипать в тракте камеры, что ограничивает практическое применение такого форсированного теплообмена в широких пределах.

Приведенные здесь количественные значения параметров теплообмена являются ориентировочными, так как они не учитывают давление в камере сгорания и тягу двигателя, а также другие факторы.

§ 5. Критерии подобия в процессах теплообмена ЖРД

Вследствие ограниченных возможностей аналитического метода расчета процессы теплообмена обычно изучают экспериментально. Научной основой экспериментов по изучению теплообмена в двигателе служит теория подобия физических явлений, указывающая правильные пути постановки и обобщения результатов в виде критериев подобия, т. е. безразмерных комплексов, составленных из величин, характеризующих физическое явление.

Закон теплового подобия определяет условия, при которых геометрически и механически подобные системы подобны и в тепловом отношении; последнее означает подобие температурных полей и тепловых потоков.

К основным критериям теории подобия физических явлений при теплообмене в двигателе относятся критерии Рейнольдса Re, Пекле Pe, Прандтля Pr и Нуссельта Nu, физическая сущность которых состоит в следующем.

Теплообмен между газом или жидкостью и поверхностью оболочки двигателя при непосредственном их соприкосновении осуществляется конвекцией и кондукцией (теплопроводностью). При этом удельные тепловые потоки выражаются следующими формулами.

1. *Чисто конвективный поток* (представляет собой произведение количества газа или жидкости, проходящей в единицу времени через единицу площади поперечного сечения канала $G=w\gamma$ *кг/сек*, на теплоемкость C_p *ккал/кг* °С и изменение температуры при этом Δt):

$$q'_к = w\gamma C_p \Delta t \ \text{ккал/м}^2\ \text{час}. \qquad (9.13)$$

2. *Кондуктивный поток* (посредством теплопроводности, так как в пограничном слое газа или жидкости, движущейся вдоль оболоч-

ки, по направлению, нормальному к поверхности, имеется только поток теплопроводности):

$$q_т = -\lambda \frac{\partial t}{\partial x} \equiv \lambda \frac{\Delta t}{d} \quad ккал/м^2\,час, \tag{9.14}$$

где w — средняя скорость движения в *м/сек;*
γ — удельный вес в *кг/м*^{3};
λ — теплопроводность газа или жидкости в *ккал/м час* °С;
d — средний диаметр рассматриваемого участка оболочки камеры или сопла двигателя в *м.*

Отношение $q_к'$ к $q_т$ принято называть критерием Пекле, т. е.

$$\mathrm{Pe} = \frac{q_к'}{q_т} = \frac{w\gamma C_p \Delta t}{\frac{\lambda}{d}\Delta t} = \frac{dw\gamma C_p}{\lambda} = \frac{wd}{a} = \text{idem (одно и то же)}, \tag{9.15}$$

где $a = \lambda/C_p\gamma$ — коэффициент температуропроводности в *м*^{2}*/час.*

Критерий Пекле Pe является мерой конвективного теплообмена; он характеризует отношение конвективных и кондуктивных тепловых потоков при конвективном теплообмене.

Критерий Рейнольдса Re является критерием динамического подобия явлений, так как он характеризует отношение скорости движения и сил вязкости газа или жидкости:

$$\mathrm{Re} = \frac{w\gamma d}{\eta g} = \frac{wd}{\nu} = \text{idem}, \tag{9.16}$$

где η — коэффициент динамической вязкости в *кг сек/м*^{2};
$\nu = \eta g/\gamma = \eta/\rho$ — коэффициент кинематической вязкости газа или жидкости в *м*^{2}*/сек*;
$g = \gamma/\rho$ — ускорение силы тяжести в *м/сек*^{2}; здесь
ρ — плотность газа или жидкости в *кг сек*^{2}*/м*^{4}.

Отношение Pe к Re принято называть критерием Прандтля, т. е.

$$\mathrm{Pr} = \frac{\mathrm{Pe}}{\mathrm{Re}} = \frac{\frac{wd}{a}}{\frac{wd}{\nu}} = \frac{\nu}{a} = \frac{\eta g C_p}{\lambda} = \frac{\nu\gamma C_p}{\lambda} = \text{idem}. \tag{9.17}$$

При этом критерий Пекле можно выразить формулой

$$\mathrm{Pe} = \mathrm{Re}\,\mathrm{Pr}.$$

Критерий Прандтля Pr является характеристикой физических свойств газа или жидкости. Для газов одинаковой атомности этот критерий является постоянной величиной, не зависящей от давления и температуры. Для одноатомных газов Pr=0,67, двухатомных Pr=0,7, трехатомных Pr=0,8, четырехатомных и более Pr=1.

Конвективный удельный тепловой поток в общем случае выражается формулой

$$q_к = q'_к + q_т = \alpha \Delta t \ \ ккал/м^2 час. \qquad (9.18)$$

Отношение $q_к$ к $q_т$ принято называть критерием Нуссельта, т. е.

$$\mathrm{Nu} = \frac{q_к}{q_т} = \frac{\alpha \Delta t}{\frac{\lambda}{d}\Delta t} = \frac{\alpha d}{\lambda} = \mathrm{idem}, \qquad (9.19)$$

откуда коэффициент конвективной теплоотдачи от газа к оболочке или от последней к охлаждающей жидкости будет

$$\alpha = \frac{\mathrm{Nu}\,\lambda}{d} \ \ ккал/м^2 час\ ^\circ\mathrm{C}. \qquad (9.20)$$

Критерий Нуссельта Nu является мерой теплоотдачи, так как он характеризует интенсивность теплообмена на границе газ или жидкость — твердая поверхность.

При тепловом подобии между собой двух или нескольких систем для любых сходственных точек кривые критериев подобия Pe и Nu имеют одни и те же значения. При экспериментальном изучении теплообмена искомой величиной обычно является коэффициент теплоотдачи α. Для стационарного принудительного турбулентного движения газа или жидкости критериальное уравнение принимает вид

$$\mathrm{Nu} = f(\mathrm{Re}, \mathrm{Pe}) \text{ или } \frac{\alpha d}{\lambda} = f\left(\frac{wd}{\nu}, \frac{\nu}{a}\right). \qquad (9.21)$$

Вид этой функции определяется экспериментально; полное исследование вопроса облегчается тем, что нужно искать только зависимость Nu от двух переменных величин Re и Pe, а не от всех величин, по отдельности входящих в развернутое выражение последнего уравнения.

§ 6. Определение конвективных удельных тепловых потоков от газа к оболочке камеры двигателя

Вполне обоснованного метода для точного определения конвективных удельных тепловых потоков от газов к оболочке камеры ЖРД до сего времени не существует. Объясняется это сложностью процессов, протекающих в камере сгорания и сопле, и чрезвычайной трудностью в связи с этим экспериментального исследования теплообмена в условиях работы двигателя.

Конвективные удельные тепловые потоки от газов к оболочке данного участка длины камеры двигателя или в отдельных ее сечениях могут быть определены по формуле

$$q_к = \alpha_к (t_г - t_{п.г}) \ \ ккал/м^2 час\ ^\circ\mathrm{C}, \qquad (9.22)$$

где $t_г$ — температура адиабатически заторможенного газового потока в °С;

$t_{п.г}$ — температура газовой поверхности оболочки камеры, значением которой при расчете задаются в зависимости от прочностных свойств материала этой оболочки;

$\alpha_к$ — конвективный коэффициент теплоотдачи от газов к оболочке, который в существующей литературе наиболее часто рекомендуется определять по следующей формуле, составленной на основании данных экспериментов, обработанных в критериях подобия:

$$\alpha_к \approx 74{,}3 C_{p_{п.г}} (g\eta_{п.г})^{0{,}18} \frac{G^{0{,}82}}{d_г^{1{,}82}} \left(\frac{T_г}{T_{п.г}}\right)^{0{,}35} \text{ ккал/м}^2 \text{ час } ^\circ\text{C}, \quad (9.23)$$

где G — расход газов в двигателе, равный расходу топлива в камеру сгорания, в *кг/сек;*

$d_г$ — средний диаметр оболочки по газовой поверхности данного участка длины камеры в *м;*

$T = 273 + t_г$ — абсолютная температура адиабатически заторможенного газового потока; ее значение для всей длины камеры двигателя обычно принимают одинаковым и равным термодинамической температуре газов в камере сгорания $T_к$ °К или $t_к$ °С, поскольку в непосредственной близости к твердой стенке (в пограничном слое) скорость течения газов весьма мала и температура торможения газового потока у поверхности оболочки почти совпадает с термодинамической температурой [1];

$T_{п.г} = 273 + t_{п.г}$ — средняя абсолютная температура поверхности оболочки данного участка длины камеры в °С, значением которой при расчетах в первом приближении задаются, не превышая безопасно допустимого предела для принятого материала оболочки, считая ее по длине цилиндрической камеры сгорания постоянной;

$C_{p_{п.г}}$ — средняя теплоемкость газов в *ккал/кг* °С, вычисляемая при температуре газовой поверхности оболочки по формуле

$$C_{p_{п.г}} = \sum g_i C_{p_i\, п.г}; \quad (9.25)$$

---

[1] Пограничный ламинарный слой быстродвижущегося потока газов в действительности не достигает полного торможения и поэтому имеет температуру $T'_г < T_г$, которую для изолированной системы можно выразить формулой

$$T'_г = T_{термод} + r \frac{A w_г^2}{2 g C_p}, \quad (9.24)$$

где r — коэффициент восстановления, значение которого меньше единицы.

Таблица 9.1

Средняя теплоемкость газов при постоянном давлении $C_{p_г}$ в *ккал/кг* °С в зависимости от температуры

Наименование газа	Химическая формула	Температура газа в °С											
		0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200
Кислород	O_2	0,218	0,223	0,230	0,2376	0,2445	0,2504	0,2553	0,2593	0,2627	0,2656	0,2682	0,2703	0,2723
Азот	N_2	0,248	0,2489	0,2512	0,2554	0,2607	0,2664	0,2721	0,2774	0,2822	0,2864	0,2902	0,2935	0,2964
Водород	H_2	3,390	3,4509	3,4643	3,4712	3,4826	3,5020	3,5298	3,5660	3,6101	3,6572	3,7063	3,7584	3,8095
Окись углерода	CO	0,248	0,2495	0,2528	0,2580	0,2641	0,2704	0,2763	0,2816	0,2863	0,2904	0,2939	0,2970	0,2996
Окись азота	NO	0,238	0,2381	0,2414	0,2472	0,2534	0,2594	0,2648	0,2695	0,2736	0,2770	0,2799	0,2824	0,2845
Двуокись углерода	CO_2	0,194	0,2182	0,2371	0,2524	0,2652	0,2758	0,2847	0,2921	0,2984	0,3037	0,3081	0,3119	0,3152
Водяной пар	H_2O	0,444	0,4515	0,4635	0,4778	0,4931	0,5092	0,5258	0,5429	0,5601	0,5769	0,5929	0,6080	0,6220

Таблица 9.2

Динамическая вязкость газов $g\gamma_1 \cdot 10^5$ *кг/м сек* в зависимости от температуры

Наименование газа	Химическая формула	Температура газа в °С												
		0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200
Кислород	O_2	1,943	2,460	2,910	3,312	3,677	4,014	4,327	4,622	4,900	5,164	5,416	5,657	5,889
Азот	N_2	1,667	2,101	2,478	2,815	3,121	3,402	3,664	3,911	4,143	4,364	4,575	4,777	4,970
Водород	H_2	0,850	1,052	1,226	1,381	1,521	1,651	1,771	1,884	1,991	2,093	2,190	2,283	2,373
Окись углерода	CO	1,656	2,087	2,462	2,797	3,100	3,380	3,640	3,885	4,116	4,336	4,545	4,746	4,939
Окись азота	NO	1,352	1,825	2,257	2,653	3,020	3,362	3,683	3,986	4,272	5,546	4,807	5,057	5,298
Двуокись углерода	CO_2	1,384	1,846	2,262	2,642	2,991	3,316	3,620	3,906	4,177	4,435	4,681	4,917	5,143
Водяной пар	H_2O	0,818	1,208	1,605	2,000	2,390	2,772	3,145	3,510	3,864	4,210	4,447	4,874	5,194

$g = 9{,}81$ *м/сек*^{2} — ускорение силы тяжести;

$\eta_{п.г}$ — средний коэффициент динамической вязкости газов в *кгсек/м*^{2}, вычисляемой по формуле

$$\frac{1}{\tau_{п.г}} = \sum \frac{g_i}{\tau_{i_{п.г}}} \quad \text{или} \quad \frac{1}{g\tau_{п.г}} = \sum \frac{g_i}{g\tau_{i_{п.г}}}; \tag{9.26}$$

$C_{pi_{п.г}}$ и $\eta_{i_{п.г}}$ — средние значения теплоемкости и динамической вязкости i-го газа в смеси, берутся из табл. 9. 1 и 9. 2 в зависимости от температуры газовой поверхности оболочки камеры;

g_i — весовая доля i-го компонента в газовой смеси, вычисляемая по формуле

$$g_i = \frac{\mu_i p_i}{\sum \mu_i p_i}; \tag{9.27}$$

p_i — парциальное давление i-го газа в смеси в *ата;*

μ_i — молекулярный вес этого же газа.

В этих формулах теплоемкость и вязкость газов отнесены к температуре газовой поверхности оболочки, так как эта температура обычно задается, тогда как не всегда возможно точно определить температуру газов в данных сечениях камеры.

При вычислении C_{p_i} и η_i теплоемкостью и вязкостью тех газов, которых в смеси мало, пренебрегаем. Такими компонентами обычно являются O, OH, H, NO и N. При вычислении g_i значения p_i принимают по данным термодинамического расчета двигателя.

Все величины, входящие в уравнение (9. 23), должны быть выражены в одной и той же системе единиц измерения.

Это уравнение показывает, что на конвективный теплообмен между газом и оболочкой камеры влияют секундный расход газов, его физические параметры, геометрические размеры газового тракта и другие факторы.

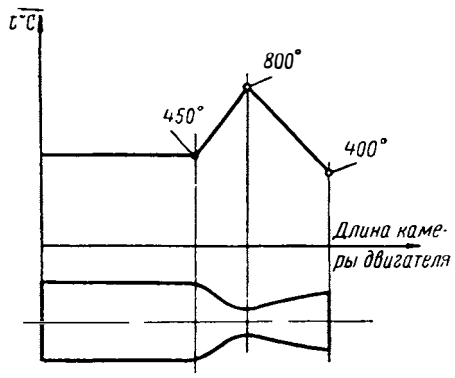
В докритической части сопла значительно возрастает весовая скорость газов и утоняется их ламинарный пристеночный слой, в результате чего здесь увеличивается конвективный теплоотвод от газа к оболочке.

При увеличении размеров камеры двигателя без изменения параметров газа коэффициент $\alpha_к$ уменьшается, так как его величина зависит от диаметра газового канала $d_г$ [см. формулу (9. 23)]. Это обстоятельство указывает на то, что двигатель большой тяги (больших размеров) легче охладить, чем малой тяги (малых размеров).

Приведенное уравнение для определения $\alpha_к$ экспериментально проверено для дозвуковых скоростей при течении газа в цилиндрической трубе [1]. В действительности же сопло камеры имеет коническую форму или близкую к ней, в связи с чем получается сверхзву-

[1] А. А. Гухман и Н. В. Ильюхин. Основы учения о теплообмене при течении газа с большой скоростью. Машгиз, 1951.

ковая скорость истечения газов. Кроме того, это уравнение не учитывает влияние на теплообмен особенностей организации рабочего процесса в камере сгорания (конструкцию головки, тип и количество форсунок, схему их расположения на головке и др.) и явления, происходящие в пристеночном слое газов. Вблизи оболочки камеры (в пристеночном слое) происходит повышение температуры газа вследствие его торможения, интенсивная рекомбинация молекул газов с преобразованием химической энергии в тепло и частичной отдачей его оболочке, диффундирование газов из области более высокой температуры в область более низкой. Все эти факторы сильно влияют на теплообмен в ЖРД.



Фиг. 9.11. Примерное распределение температуры газовой поверхности стальной оболочки по длине камеры при расчете ее охлаждения.

В силу изложенного приведенная выше формула (9.23) пригодна только для весьма приближенного определения $\alpha_к$ при условии деления сопла по длине на ряд участков, диаметр которых равен среднему диаметру конической части этого участка.

В этом случае расчет целесообразно вести в следующем порядке:

1. Выбираем безопасно допустимые значения температур $t_{п.г}$ в характерных сечениях камеры двигателя. В современных двигателях температура газовой поверхности стальной оболочки в большинстве случаев имеет следующие значения:

а) на выходе из камеры сгорания в сопло — около 450—600° С;
б) в критическом сечении сопла — около 700—850° С;
в) на выходе из сопла около 350—500° С.

Для медной оболочки соответственно 300—350; 450—550 и 150—200° С.

Температура газовой поверхности цилиндрической части камеры сгорания считается постоянной и равной температуре на входе в сужающуюся часть сопла. Распределение температуры $t_{пг}$ по длине камеры между характерными сечениями в первом приближении можно принять прямолинейным (фиг. 9.11).

2. Вычисляем теплоемкость и вязкость продуктов сгорания топлива при температуре газовой поверхности оболочки на входе в сопловую часть, считая их постоянными по всей длине камеры двигателя.

Значения $C_{p_{п.г}}$ и $\eta_{п.г}$ зависят от температуры продуктов сгорания у газовой поверхности оболочки, но так как расчет проближен-

ный, то можно считать, что их значения по длине камеры постоянны.

При пользовании табличными материалами нужно обращать внимание на размерность величин и в случае необходимости переводить их в те размерности, которые приняты при применении той или иной формулы.

3. Длину сопла камеры двигателя делим на 10—15 участков (в зависимости от желаемой точности расчета) и для каждого из них вычисляем $\alpha_к$, как для равновеликой трубы, принимая диаметр ее и заданную температуру средними для каждого участка камеры.

4. Зная $\alpha_к$, определяем $q_к$ для каждого участка сопла. По результатам расчета строим график изменения $q_к$ по длине камеры двигателя (см. фиг. 9.4).

Поскольку головка двигателя обычно создает неравномерное распределение компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания, то более точно удельные тепловые потоки в ЖРД можно определить с учетом наличия слоя газов у поверхности оболочки камеры, обогащенного горючим, температура которого ниже, чем в ядре потока.

При таких расчетах удельные тепловые потоки рекомендуется определять на различных образующих сопла двигателя по тем же формулам, что и для случая постоянного по сечению состава топлива χ, но величину соотношения компонентов топлива при этом принимают равной $\chi_{ст}$. При этом предполагается, что состав пристеночного слоя, создаваемого головкой камеры, в значительной степени сохраняется на всем протяжении камеры, вплоть до выхода из сопла.

Конвективные удельные тепловые потоки от газов к оболочке с учетом наличия у стенки камеры обогащенного горючим слоя газов могут быть определены по особой методике.

Приближенно можно считать, что в цилиндрической части камеры сгорания $q_к$ постоянен и равен его значению на входе в сужающуюся часть сопла.

Параметры газа в ядре потока определяют соответственно соотношениям компонентов топлива в ядре потока $\chi_я$ и в пристеночном слое $\chi_{ст}$.

Соотношения компонентов топлива в пристеночном слое определяют по схеме расположения топливных форсунок на головке, причем различно для разных образующих камеры.

Снижение величины χ у стенки камеры приводит к уменьшению тепловых потоков и облегчает условия охлаждения двигателя. Однако такое снижение χ, как уже отмечено выше, уменьшает удельную тягу. При решении вопроса об организации охлаждения ЖРД важно знать связь между снижением тепловых потоков и соответствующим снижением удельной тяги.

§ 7. Определение радиационных удельных тепловых потоков от газа к оболочке камеры двигателя

Передача тепловой энергии от одного тела к другому радиацией (излучением) совершается в виде электромагнитных волн длиной от 0,8 до 40 *мк*.

Твердые тела излучают и поглощают лучистую энергию всех длин волн, а газы — только в определенных интервалах длин волн, различных для разных газов. Такое излучение и лучепоглощение газов называется *избирательным, или селективным.*

Двухатомные газы обладают весьма малой лучеиспускательной и лучепоглощательной способностями и поэтому для тепловых лучей они оказываются почти прозрачными. Эти газы имеют очень узкие полоски спектров излучения и лучепоглощения. Основную часть излучения продуктов сгорания в ЖРД составляет излучение, связанное с колебательным и вращательным движением молекул газов.

Наибольшей селективностью излучения и лучепоглощения обладают газы H_2O, CO_2, SO_2, CO и OH (эти газы перечислены в порядке снижения степени интенсивности их излучения).

Собственное излучение тела в сумме с отраженным на него излучением других тел принято называть *эффективным излучением тела.*

Современные ЖРД работают на углеводородных горючих и окислителях, содержащих в качестве основного элемента кислород.

В этих двигателях излучение состоит из трех видов:

1) излучения газов высокой температуры;

2) излучения распыленных твердых частиц углерода, находящихся в газах во взвешенном состоянии;

3) излучения теплового эффекта химической реакции горения топлива (хемилюминесцентное излучение).

В ЖРД лучистый теплообмен обусловлен в основном излучением водяного пара и частично углекислоты. Газ SO_2 в продуктах сгорания топлива часто совсем отсутствует или иногда представляет собой весьма небольшой процент от всего количества газов. Остальные газы, входящие в состав продуктов сгорания, принято считать для лучей прозрачными. Излучение частиц сажи и хемилюминесценция имеют весьма слабое влияние на лучистый теплообмен в ЖРД и поэтому в расчетах обычно не учитываются. Твердые тела и жидкости в большинстве своем для тепловых лучей не прозрачны. Излучение и лучепоглощение в твердых непрозрачных телах происходит только в поверхностном слое, а в газах — во всем объеме. По длине камеры сгорания ЖРД лучистые тепловые потоки возрастают, а по длине сопла — уменьшаются.

Лучистый теплообмен в каком-либо сечении камеры ЖРД существенно зависит от:

1) состава, температуры и давления газов, определяющих эффективность теплоизлучения;

2) геометрической формы и размеров данного участка камеры двигателя, определяющих выбор характерного размера для вычисления лучеиспускательной и лучепоглощательной способностей газа рассматриваемого объема;

3) соотношения компонентов топлива по поперечному сечению камеры сгорания двигателя, определяющего характер протекания в камере рабочего процесса, поля температур и скоростей газов;

4) положения рассматриваемого участка камеры двигателя, так как по ее длине изменяются факторы, влияющие на лучистый теплообмен.

Исходными данными для определения радиационных удельных тепловых потоков в камере двигателя являются:

1) форма и размеры камеры сгорания и сопла;

2) давление, температура и парциальные давления газов в камере сгорания;

3) род материала оболочки камеры и эффективная степень черноты ее газовой поверхности;

4) вспомогательные графики некоторых расчетных параметров.

Поскольку в газах различной объемной формы длина пути лучей в различных направлениях не одинакова, то для определения лучистого удельного теплового потока необходимо заданную объемную форму излучающих газов заменить эквивалентной ей по объему формой полусферы, в которой длина пути лучей до центра плоского основания в любых направлениях будет одна и та же. Радиус такой газовой полусферы и будет представлять собой некоторую среднюю эффективную длину пути луча l, характеризующую излучающую и лучепоглощающую способности газов данной объемной формы.

Для приближенного определения эффективной длины пути луча газов различной объемной формы М. А. Михеев [1] рекомендует формулу

$$l = 3{,}6\frac{V}{S}\ м, \tag{9.28}$$

где V — объем газа данной формы в $м^3$;

S — поверхность оболочки этого объема газов в $м^2$.

В табл. 9.3 приведены значения l газов, находящихся в канале различной формы (при излучении на боковую поверхность).

Излучающая способность соответствующего газа является функцией температуры и эффективной толщины газового слоя (оптической плотности), представляющей произведение $p_i l$ $ата \cdot м$ или $\rho_i l$, где p_i—парциальное давление i-го газа в смеси, $\rho_i = \gamma_i / g$— плотность газа в $кгсек^2/м^4$ и l — эффективная длина пути луча в $м$,

[1] А. М. Михеев. Основы теплопередачи. Госэнергоиздат, 1956.

определяемая формой и размерами рассматриваемого газового объема.

Таблица 9.3

Форма камеры и ее размеры	Значение l *м*
Шарообразная с диаметром d	$0{,}60d$
Цилиндрическая с диаметром d и длиной $l_x=d$	$0{,}75d$
$l_x=1{,}5d$	$0{,}85d$
$l_x=(2\div3)d$	$0{,}90d$
Эллиптическая с небольшим диаметром и длиной $l_x=(3\div4)d$	$0{,}70d$

Суммарное излучение газовой смеси не равно сумме излучений ее отдельных компонентов, взятых порознь. Так, степень черноты смеси углекислого и водяного газов меньше суммы их собственных степеней черноты. Это явление связано с частичным взаимным поглощением излучения обоих газов в области длин волн, в которых полосы их спектров перекрывают друг друга.

Экспериментальное определение лучистых тепловых потоков в камерах ЖРД чрезвычайно затруднено из-за сложности рабочих процессов в камере сгорания и сопле.

Для определения излучения водяного и углекислого газов в условиях работы ЖРД в настоящее время используют данные экстраполяции на бо́льшие давления и температуры, полученные в типовых промышленных топках при давлении 1 *ата* и температурах до 2000° С [1]. При этом обычно считают, что доля лучистого удельного теплового потока от газов к оболочке камеры ЖРД невелика (особенно в сопле камеры), и поэтому точность такой экстраполяции практически достаточна, хотя в действительности возможны случаи, когда этот вид теплообмена может играть существенную роль в общем теплообмене камеры двигателя.

В связи с тем, что температура газовой поверхности стальной или медной оболочки в камерах современных ЖРД обычно невысока, излучением оболочки в слой газов можно пренебречь. На этом основании суммарный радиационный удельный тепловой поток от газов к оболочке камеры сгорания при отсутствии защитной завесы можно вычислить приближенно по формуле [2]

$$q_{р.к}=\varepsilon_{ст.эф}\varepsilon_{г}C_{о}\left(\frac{T_{к}}{100}\right)^{4}\ ккал/м^{2}\,час, \qquad (9.29)$$

[1] А. М. Михеев. См. стр. 433.

[2] Н. В. Иноземцев и В. К. Кошкин. Процессы сгорания в двигателях. Машгиз, 1949.

где $\varepsilon_{ст.эф}=\frac{1+\varepsilon_{ст}}{2}$ — эффективная степень черноты газовой поверхности оболочки камеры сгорания (в присутствии излучающих газов имеет место неравенство $1>\varepsilon_{ст.эф}>\varepsilon_{ст}$; здесь $\varepsilon_{ст}\approx 0{,}75\div 0{,}85$ — степень черноты газовой поверхности стальной оболочки камеры, зависящая от состояния этой поверхности (табл. 9.4);

Таблица 9.4

Степень черноты газовой поверхности оболочки камеры, находящейся в окисленном состоянии в пределах температур 200—600° С

Материал оболочки камеры	$\varepsilon_{ст}$
Сталь	0,75—0,85
Медь	0,57—0,87
Латунь	0,59—0,61
Алюминиевый сплав	0,11—0,19
Керамика огнеупорная	0,80—0,90

$\varepsilon_г=\varepsilon_{H_2O}+\varepsilon_{CO_2}-\varepsilon_{H_2O}\varepsilon_{CO_2}$ — степень черноты трехатомных газов, зависящая от параметров этих газов и эффективной длины пути луча l;

$C_0=4{,}96$ — коэффициент излучения условного абсолютно черного тела в *ккал/м²час* °К;

$T_к$ — термодинамическая температура газов в камере сгорания двигателя в °К.

А. М. Гурвич [1] рекомендует суммарную излучающую способность H_2O и CO_2 определять по экспоненциальной зависимости следующего вида:

$$\varepsilon_г=1-e^{-k_г p_г l}, \qquad (9.30)$$

где $p_г=p_{H_2O}+p_{CO_2}$ — сумма парциальных давлений водяного и углекислого газов в камере сгорания в *ата*;

$k_г$ — эффективный коэффициент ослабления лучей этих газов вследствие некоторого перекрытия ими своих спектров излучения по длинам волн, определяемый по формуле

$$k_г=\frac{0{,}8+1{,}6p_{H_2O}}{\sqrt{p_г l}}(1-0{,}00038T_к); \qquad (9.31)$$

l — эффективная длина луча в *м*.

[1] А. М. Гурвич. Теплообмен в топках паровых котлов. Госэнергоиздат, 1950.

В камерах ЖРД, работающих при высоких давлениях газов или высококалорийных топливах, а также имеющих жароупорную оболочку (например, в случае облицовки оболочки керамикой), температура газовой поверхности оболочки может быть высокой, и поэтому радиационный удельный тепловой поток от газов в этом случае может играть существенную роль в общем теплообмене двигателя.

Радиационный удельный тепловой поток от газов к оболочке камеры при излучении ее и отсутствии защитной завесы можно определить приближенно по формуле

$$q_{р.к} = \varepsilon_{ст.эф}\varepsilon_г C_0 \left(\frac{T_к}{100}\right)^4 - \varepsilon_{ст} C_0 \left(\frac{T_{п.г}}{100}\right)^4 [1 - \varepsilon_{ст}(1 - \varepsilon'_г)] \; ккал/м^2 \, час, \quad (9.32)$$

где $\varepsilon'_г \approx 0{,}7 \div 0{,}8$ — коэффициент, характеризующий поглощение газом части лучистой энергии, отраженной оболочкой камеры сгорания (величина его больше $\varepsilon_г$);

$T_{п.г}$ — абсолютная температура газовой поверхности оболочки камеры сгорания в °К.

Степень черноты CO_2 и H_2O с увеличением температуры уменьшается. Поэтому излучение этих газов с повышением температуры возрастает не по закону четвертой степени, а несколько медленнее.

Опыты показывают, что излучение и лучепоглощение водяного пара пропорционально $T_г^3$, а углекислоты $T_г^{3,5}$. Однако в целях удобства определения лучеиспускания H_2O и CO_2 часто применяют закон четвертой степени абсолютной температуры, т. е. закон Стефана-Больцмана.

Для определения радиационных удельных тепловых потоков от H_2O и CO_2 к оболочке камеры сгорания двигателя в существующей литературе [1] рекомендуются следующие формулы:

а) для водяного газа

$$q_{H_2O} = 35 p_{H_2O}^{0,8} l^{0,6} \left[\left(\frac{T_к}{100}\right)^3 - \left(\frac{T_{п.г}}{100}\right)^3\right] \; ккал/м^2 \, час; \quad (9.33)$$

б) для углекислого газа

$$q_{CO_2} = 3{,}5 \sqrt[3]{p_{CO_2} l} \left[\left(\frac{T_к}{100}\right)^{3,5} - \left(\frac{T_{п.г}}{100}\right)^{3,5}\right] \; ккал/м^2 \, час. \quad (9.34)$$

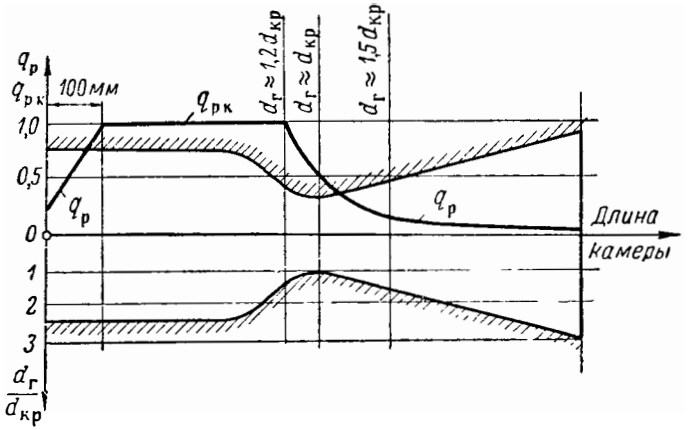
При этом суммарный радиационный удельный тепловой поток равен

$$q_{р.к} = q_{H_2O} + q_{CO_2} \; ккал/м^2 \, час. \quad (9.35)$$

[1] А. В. Болгарский и В. К. Щукин. Рабочие процессы в жидкостно-ракетных двигателях. Оборонгиз, 1953.
Г. Б. Синярев и М. В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. Оборонгиз, 1957.

При определении $q_р$ в характерных сечениях камеры необходимо учитывать не только изменение геометрических размеров газовой струи, но и изменения температуры, давления и состава газов по длине камеры, что практически связано с громоздкостью расчетов и не дает удовлетворительной точности.

Поэтому для всей длины камеры сгорания существующих ЖРД, за исключением ее начального участка длиной около 50—100 *мм*, радиационный удельный тепловой поток целесообразнее принять



Фиг. 9.12. Распределение радиационного удельного теплового потока по длине камеры двигателя.

постоянным и равным значению $q_{рк}$, вычисленному по параметрам газов в конце камеры сгорания, а у головки камеры считать $q_р \approx 0{,}25 q_{рк}$.

При определении радиационных удельных тепловых потоков от газов к оболочке сопла камеры также можно считать:

1) в докритической части сопла до сечения с диаметром $d_г \approx 1{,}2 d_{кр}$ радиационный удельный тепловой поток постоянным и равным его значению в конце камеры сгорания $q_{рк}$;

2) в критическом сечении сопла $q_р \approx 0{,}5 q_{рк}$ и

3) в закритической части сопла в сечении, где $d_г \approx 1{,}5 d_{кр}$, $q_р \approx 0{,}15 q_{рк}$ а в сечении, где $d_г = 2{,}5 d_{кр}$,— около $0{,}04 q_{рк}$.

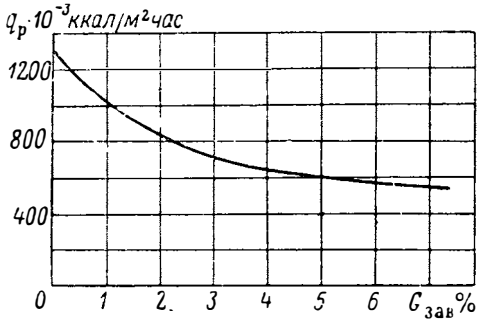
Излучение газов, находящихся в камере сгорания, практически совсем не доходит до оболочки закритической части сопла.

Таким образом, легко рассчитать и построить график для быстрого определения $q_р$ по всей длине камеры при условии равномерного распределения по ее поперечному сечению компонентов топлива (фиг. 9.12).

Лучистый теплообмен в ЖРД также существенно зависит от параметров пристеночного слоя газов, образуемого из горючего или из относительно холодного газа, подаваемого со стороны головки

или через специальные поясные щели для защиты оболочки от перегрева горячими газами. В этом случае поток газа в камере приходится делить на два слоя с резко выраженными составами газов и их параметрами — ядро потока и пристеночный слой.

Если в двигателе применяют упомянутые выше защитные завесы, то в пристеночном относительно холодном слое газов поглощается часть энергии, излучаемой ядром потока, особенно если в пристеночном слое содержатся в значительных количествах те газы, излучение которых составляет основную часть излучения газов в ядре (фиг. 9.13). Для вычисления радиационного удельного теплового потока в этом случае необходимо учесть поглощение излучаемой ядром энергии в промежуточном и пристеночном слоях, собственное излучение промежуточного слоя и поглощение в пристеночном слое и, наконец, излучение этого последнего.



Фиг. 9.13. Расчетное значение $q_р$ в зависимости от расхода керосина на образование защитной завесы $G_{зав}$ при $p_к = 20$ *ата* и $\gamma_{гол} = 4{,}4$.

При равномерном распределении расходонапряженности по полю головки камеры начальная толщина пристеночного слоя газов при подаче горючего через форсунки примерно пропорциональна шагу между форсунками, а при данном шаге—несколько зависит от масштаба двигателя.

При шаге между форсунками в 11—20 *мм* начальная толщина пристеночного слоя для азотнокислотных двигателей в 2—5 *т* с центробежными форсунками одинакового расхода равна примерно 15—30 *мм*. Уже при такой начальной толщине пристеночного слоя интенсивность излучения ядра газа значительно ослабляется в промежуточном и пристеночном слоях газа, и интенсивность лучистого потока, попадающего на стенку камеры, снижается примерно на 20—70% (в зависимости от коэффициента состава топлива в пристеночном слое $\chi_{ст}$). При этом для двигателей различных тяг и давлений в камере сгорания возможно приближенно принять одинаковым уменьшение интенсивности излучения вследствие наличия у поверхности оболочки защитной завесы средней мощности (при $\chi_{ст}/\chi_{я} = 0{,}3 \div 0{,}6$).

На этом основании радиационный удельный тепловой поток от газов к оболочке камеры сгорания при наличии у нее защитной завесы горючего можно приближенно определить по формуле

$$q_{р.зав} = q_{р\,к} \varepsilon_{ст.эф} \varphi_1 \varphi_2 \quad ккал/м^2\,час, \qquad (9.36)$$

где $q_{р.к}$ — лучистый удельный тепловой поток в камере сгорания при отсутствии защитной завесы, вычисленный изложенным выше методом;

$\varepsilon_{ст.эф} \approx 0{,}8$ — эффективная степень черноты стальной оболочки камеры сгорания;

$\varphi_1 \approx 0{,}60 \div 0{,}70$ — коэффициент, учитывающий уменьшение интенсивности излучения ядра газов вследствие наличия завесы;

φ_2 — коэффициент, учитывающий снижение радиационного удельного теплового потока вследствие уменьшения поверхности излучаемого горячего ядра газов (ввиду наличия пристеночного холодного слоя завесы) относительно поверхности камеры сгорания, который можно приближенно определить по формуле

$$\varphi_2 = \frac{(d_к - 2t)(l_{к.с} - 2t)}{d_к l_{к.с}}, \qquad (9.37)$$

где $d_к$ и $l_{к.с}$ — соответственно диаметр и длина цилиндрической камеры сгорания и

t — шаг между центробежными форсунками.

Распределение радиационных удельных тепловых потоков по всей длине камеры сгорания двигателя при наличии газовой завесы с достаточной для практических целей точностью можно определить по приведенному выше методу, вычислив предварительно $q_{р к}$ при отсутствии в камере защитной завесы горючего.

Вносить в этот метод распределения $q_р$ в данном случае какие-либо изменения, связанные с наличием промежуточного и пристеночного слоев газов вдоль камеры, не имеет смысла, так как определение состава газа и его параметров, необходимых для расчета $q_р$ для газового потока с переменными по сечению параметрами газов, в настоящее время возможно лишь весьма приближенно.

§ 8. Выбор формы и размеров охлаждающего тракта камеры двигателя

При расчете регенеративного охлаждения двигателя необходимо выбрать соответствующую форму охлаждающего тракта и установить его размеры по длине камеры.

Охлаждающий тракт камеры двигателя следует выполнять так, чтобы:

1) он был конструктивно простым и эффективным;

2) охлаждающая жидкость при заданном ее секундном расходе снимала с оболочки определенное количество тепла;

3) перепад давления жидкости в охлаждающем тракте был минимальным для снижения гидравлического сопротивления в трак-

те, а следовательно, уменьшения мощности и веса системы топливоподачи двигателя.

В зависимости от наличия охлаждающей жидкости, необходимой жесткости конструкции камеры и учета ранее изложенных соображений в настоящее время охлаждающие тракты ЖРД выполняют щелевой, спиральной и спирально-щелевой формы (см. фиг. 9. 8). Охлаждающий тракт камеры также может быть выполнен в виде продольных прямоугольных каналов, образованных ребрами огневой оболочки камеры или деформированными и спаянными между собой трубками, представляющими непосредственно «трубчатую» оболочку камеры двигателя.

Гладкий щелевой (кольцевой) тракт является наиболее простым в изготовлении. Недостатками щелевого охлаждающего тракта камеры двигателя являются:

1) малая жесткость камеры, что вызывает необходимость усиливать внутреннюю оболочку, скрепляя ее с наружной оболочкой или применяя иногда на внешней поверхности оболочки продольные тонкие ребра жесткости толщиной около 1 *мм* с шагом в несколько миллиметров;

2) необходимость применения при малом секундном расходе охлаждающей жидкости весьма малого зазора кольцевой щели, чтобы создать необходимую скорость движения жидкости в тракте для надежного съема тепла с оболочки, что повышает перепад давлений жидкости в тракте, вес системы топливоподачи и расход энергии на ее обслуживание; кроме того, технологически трудно выполнить одинаковый зазор щели высотой 0,8 *мм* при механической обработке и менее 1,5 *мм* — при сварной конструкции камеры.

Эти замечания необходимо иметь в виду при выборе формы охлаждающего тракта и расчете охлаждения камеры двигателя.

Конструктивная связь между оболочками камеры может быть весьма различной. Выполнить прочную связь внутренней и наружной оболочек камеры, необходимую при больших давлениях в камере сгорания (до 40—60 *ата*) и в охлаждающем тракте (до 60—80 *ата*), весьма трудно.

При устройстве щелевого тракта внутренняя и наружная оболочки камеры несвязанной силовой схемы обычно фиксируются между собой продольными металлическими прутьями (или лентами), расположенными на некотором расстоянии друг от друга (подобно спирто-кислородному двигателю А-4).

Спиральный и спирально-кольцевой тракты применяют в том случае, когда необходимо увеличить теплосъем с оболочки в жидкость увеличением охлаждающей поверхности оболочки. Этот тракт представляет собой выточенные винтовые квадратные каналы на наружной поверхности огневой оболочки камеры. Такую форму тракта иногда применяют только в наиболее нагруженной в тепловом отношении критической части сопла, тогда как в остальной

ных частях камеры сгорания более целесообразным оказывается относительно простой щелевой тракт.

Проходное сечение винтовых каналов выбирают в зависимости от скорости движения в них жидкости; обычная высота канала 2—3 *мм* при толщине ребра около 1 *мм*.

Цельносварные камеры из листового материала даже при хорошей оснастке (оправки, шаблоны и пр.) могут иметь отклонения в величине межрубашечного зазора порядка ±0,4 *мм*, соизмеримые с расчетной величиной этого зазора. Незначительные отклонения от расчетной величины зазора дает или резкое местное понижение скорости жидкости, приводящее к прогоранию оболочки, или недопустимо высокое сопротивление тракта и при смыкании стенок — прогар оболочки. Все эти дефекты удается обнаружить обычно на почти готовом двигателе или даже при его огневых испытаниях. По этим причинам в двигателях между оболочками камеры допускается щелевой зазор не менее 1,5 *мм*.

В некоторых случаях целесообразно применить спиральное течение жидкости в тракте и тем самым получить зазор между оболочками камеры 1,5—2,0 *мм* и более. Спиральный охлаждающий тракт имеет преимущество перед щелевым для двигателей с тягой около 0,5—1,5 *т*.

Интенсификация регенеративного охлаждения должна сопровождаться общим повышением точности выполнения охлаждающего тракта, особенно в районе критического сечения сопла.

Существенным затруднением, связанным с регенеративным охлаждением при щелевом тракте, является достижение и точное выдерживание в нем необходимой скорости охлаждающей жидкости.

Спиральному охлаждающему тракту камеры двигателя присущи следующие недостатки:

1) сложность выполнения винтовой нарезки на оболочке, особенно на конической части сопла, что увеличивает стоимость камеры относительно камеры со щелевым трактом;

2) относительно большие гидравлические потери охлаждающей жидкости в тракте при весьма незначительном снижении температуры внутренней оболочки за счет применения ребер, что вызывает необходимость повышать давление охлаждающей жидкости на входе в тракт, а значит, и давление подачи.

После выбора формы охлаждающего тракта необходимо установить его размеры, при которых охлаждение двигателя будет надежным и экономичным. При этом необходимым предварительным условием является обеспечение в районе критического сечения сопла необходимой скорости движения жидкости.

Если же для надежности регенеративного охлаждения двигателя потребуется чрезмерно большая скорость движения охлаждающей жидкости в тракте, что связано со значительной потерей давления ее и применением более мощной и относительно тяжелой

системы топливоподачи, то в этом случае нужно использовать один из известных специальных способов защиты оболочки от перегрева.

В существующих двигателях перепад давлений охлаждающей жидкости в тракте обычно достигает 5—20 *кг/см²* и больше, а скорость движения ее бывает [1]:

а) в камерах сгорания — около 2—6 *м/сек*;

б) в критическом сечении сопла — около 6—15 *м/сек* и выше.

В частности, в охлаждающем тракте спирто-кислородного двигателя А-4 имеем следующую скорость движения охлаждающей жидкости:

а) в области максимального диаметра камеры сгорания — около 3 *м/сек*;

б) в области критического сечения сопла — около 12 *м/сек*;

в) в области выходного сечения сопла — около 4 *м/сек*.

В случае крайней необходимости скорость охлаждающей жидкости в тракте критического сечения сопла камеры можно повысить до 25—30 *м/сек*.

Скорость течения жидкости в охлаждающем тракте камеры двигателя не должна быть больше, чем это требуется условиями снятия с оболочки удельных тепловых потоков, так как в противном случае без нужды будет увеличен перепад давлений жидкости в тракте. С этой целью зазор кольцевой щели охлаждающего тракта камеры выполняют меньшим в тех местах, где больше удельные тепловые потоки от газа к оболочке.

Перепад давлений жидкости в охлаждающем тракте камеры двигателя обычно составляет $^1/_3$ от давления в камере сгорания $p_к$, т. е.

$$\Delta p_{охл} \approx \frac{p_к}{3}.$$

При расчетах охлаждения камеры ЖРД можно принимать
$\Delta p_{охл} \leqslant 0{,}3 p_к$ — при охлаждении горючим и
$\Delta p_{охл} \leqslant 0{,}2 p_к$ — при охлаждении окислителем.

Допущение этих значений $\Delta p_{охл}$ не требует внесения в конструкцию камеры каких-либо принципиальных усложнений.

Анализ формулы (9.57) для коэффициента теплоотдачи $\alpha_ж$ показывает, что увеличение $\Delta p_{охл}$ еще на 30—40% приводит к увеличению коэффициента теплоотдачи $\alpha_ж$ только на 10—14%, так как этот коэффициент изменяется пропорционально скорости движения жидкости в степени $w^{0{,}8}$, а изменение значения $\Delta p_{охл}$ пропорционально второй степени w; при этом условии существенно не изменяются результаты расчетов. Поэтому максимальную скорость течения охлаждающей жидкости в области критического сечения сопла камеры обычно не принимают выше 20—25 *м/сек*.

[1] Экспресс-информация АН СССР, вып. 23, РТ-68, 1958.
А. В. Саттон. Ракетные двигатели. ИЛ, 1950.

Необходимым предварительным условием при проектировании камеры двигателя является обеспечение определенной скорости охлаждающей жидкости в районе критического сечения сопла.

В современных двигателях зазор (высота) кольцевой щели охлаждающего тракта колеблется в пределах 1—5 *мм*.

При расчете охлаждения ЖРД межрубашечным зазором часто задаются на основании данных статистики и определяют при этом скорость протекания жидкости в тракте, по величине которой и судят о надежности охлаждения двигателя.

Незначительное отклонение от нормальной величины зазора дает или резкое (местное) понижение скорости жидкости в тракте, приводящее к прогоранию оболочки камеры, или недопустимо высокое сопротивление тракта, а при смыкании оболочек — прогар камеры двигателя.

Исходя из условия надежного охлаждения двигателей с тягой от 1 до 10 *т*, следует признать целесообразным межрубашечный зазор в 1,5 и даже 1 *мм*. Практика показывает, что при сварной конструкции диаметром более 150 *мм* этот зазор выдерживается с точностью ±0,3 *мм*. Однако во избежание случайного изменения величины зазора щели, что может нарушить нормальные условия охлаждения оболочки, межрубашечный зазор следует брать около 1,5—2 *мм*, а в некоторых случаях и больше.

Межрубашечный зазор также можно определить расчетом, задавшись предварительно величиной и характером изменения скорости движения охлаждающей жидкости по длине тракта, исходя из соображений теплосъема с оболочки и допустимого при этом значения перепада давления в тракте.

Площадь живого сечения охлаждающего тракта (канала) может быть определена по формулам (см. фиг. 9.8):

а) щелевого

$$F_{ж} = \frac{G_{охл}}{w\gamma} = \pi (d_{ж} + \delta_{ж}) \delta_{ж}; \tag{9.38}$$

б) спирального и прямоугольного

$$F_{ж} = \frac{G_{охл}}{w\gamma} = abi. \tag{9.39}$$

Если $a = b$, что часто бывает, то $F_{ж} = b^2 i$.

По этим формулам можно определить скорость течения охлаждающей жидкости в тракте.

Эквивалентный (гидравлический) диаметр охлаждающего тракта, необходимый для определения конвективного коэффициента теплоотдачи от оболочки к охлаждающей жидкости, определяют по формулам:

а) в случае щелевого гладкого тракта

$$d_{эк} = \frac{4F_{ж}}{П} = \frac{4\pi d_{ж}\delta_{ж}}{\pi d_{ж}} = 4\delta_{ж}; \tag{9.40}$$

б) в случае спирального или щелевого тракта с продольными ребрами

$$d_{эк}=\frac{4F_{ж}}{П}=\frac{4abi}{(a+2b)i}=\frac{4ab}{a+2b}. \qquad (9.41)$$

Если $a=b$, то $d_{эк}=\frac{4}{3}b$, где a — ширина канала между двумя ребрами, b — высота ребра, i — число каналов (заходов) и p — периметр теплоотдачи оболочки к охлаждающей жидкости.

При этом для спирального тракта

$$b=\sqrt{\frac{G_{охл}}{w\gamma i}} \quad \text{и} \quad d_{эк}=\frac{3}{4}\sqrt{\frac{G_{охл}}{w\gamma i}},$$

где w — средняя скорость движения охлаждающей жидкости в тракте в *м/сек*;

γ — удельный вес этой жидкости при соответствующей температуре в тракте в *кг/м*^{3}.

§ 9. Определение степени подогрева охлаждающей жидкости по длине тракта камеры двигателя

При установившемся теплообмене в ЖРД и пренебрежимо малой теплоотдаче в окружающую среду все тепло, отдаваемое газом к оболочке камеры, должно идти на подогрев охлаждающей жидкости.

Подогрев охлаждающей жидкости на данном участке тракта камеры можно определить из уравнения теплового баланса

$$S_i q_i = G_{охл} C_i \Delta t_i,$$

т. е.

$$\Delta t_i=\frac{S_i q_i}{G_{охл} C_i}, \qquad (9.42)$$

где S_i — поверхность i-го участка оболочки в *м*^{2};

q_i — средний удельный тепловой поток на этом участке в *ккал/м*^{2} *час*;

$G_{охл}$ — расход охлаждающей жидкости в *кг/час*;

C_i — средняя теплоемкость жидкости на i-том участке оболочки в *ккал/кг* °С; поскольку на участке подогрев жидкости небольшой, то значение C_i можно брать при температуре входа жидкости в тракт $t_{i\,вх}$.

При помощи этого уравнения могут быть вычислены:

1) температура жидкости на выходе из тракта i-го участка

$$t_{i\,вых}=t_{i\,вх}+\Delta t_i \text{ °С}; \qquad (9.43)$$

2) средняя температура жидкости в тракте этого участка

$$t_{ж} = \frac{t_{i\,вх} + t_{i\,вых}}{2} °C; \tag{9.44}$$

3) общий подогрев жидкости в тракте камеры

$$\Delta t_{ж} = \sum \Delta t_i = t_{вых} - t_{вх}; \tag{9.45}$$

4) температура жидкости на выходе из тракта камеры

$$t_{вых} = t_{вх} + \Delta t_{ж} °C, \tag{9.46}$$

где $t_{вх}$ — температура жидкости на входе в охлаждающий тракт камеры.

Для цилиндрического участка камеры сгорания предыдущая формула для подогрева жидкости в тракте принимает вид

$$\Delta t_{ж} = t_{вых} - t_{вх} = \frac{\pi d_к l_{к.ц} q}{G_{охл} C_{ср}} °C, \tag{9.47}$$

где $d_к$ и $l_{к.ц}$ — соответственно диаметр и длина цилиндрической части камеры сгорания в *м*;

$C_{ср}$ — средняя теплоемкость жидкости при данном температурном интервале в охлаждающем тракте камеры сгорания в *ккал/кг* °C.

По данным расчета строят график изменения $t_{ж}$ по длине камеры двигателя (фиг. 9. 14).

Удельная теплоемкость некоторых жидкостей в зависимости от температуры приведена в § 2 гл. 5.

Для надежного регенеративного охлаждения двигателя необходимо, чтобы охлаждающая жидкость отводила от оболочки камеры столько тепла, сколько последней передается от горячих газов, и чтобы температура этой жидкости на выходе из тракта не превышала температуру ее кипения при данном давлении. Если это требование не выполняется, то для снятия с оболочки располагаемого количества тепла

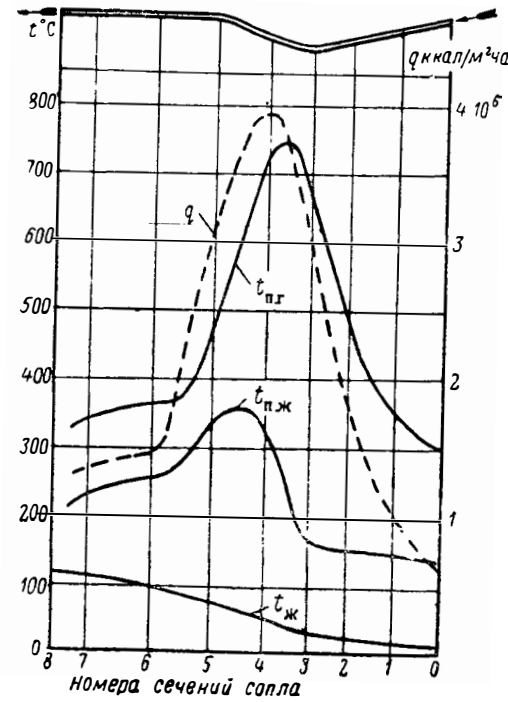
$$Q_{расп} = \sum S_i q_i \; ккал/час \tag{9.48}$$

необходимо либо использовать оба компонента топлива (если второй компонент пригоден для этой цели), либо защитить оболочку от перегрева горючим со стороны головки камеры или через специальные пояса, если не существует более удобных способов. При увеличении тяги двигателя и понижении давления в камере сгорания $Q_{расп}$ уменьшается.

Температуру подогрева охлаждающей жидкости в тракте можно несколько снизить, заменив цилиндрическую форму камеры сго-

рания сферической, которая при прочих равных условиях имеет относительно меньшую поверхность нагрева.

Наибольшее количество тепла, которое можно снять с оболочки камеры заданным количеством охлаждающей жидкости, определяют нагревом ее при данном давлении до температуры кипения $t_{кип}$ °С. Чем выше температура кипения и теплоемкость охлаждающей жидкости, тем больше тепла может быть передано от оболочки камеры к жидкости, тем эффективнее охлаждение. Эффективность пленочной защиты горючим внутренней оболочки камеры от перегрева также зависит от теплоты испарения жидкости; чем выше значение этой теплоты, тем эффективнее защита.



Фиг. 9.14. Примерная картина изменения по длине камеры температур газовой и жидкостной поверхностей оболочки и охлаждающей жидкости в тракте.

Для определения возможности регенеративного охлаждения двигателя одним или обоими компонентами топлива необходимо определить максимально допустимые удельный $Q_{уд}$ (приходящийся на 1 *кг* охлаждающей жидкости) и общий возможный секундный $Q_{возм}$ теплосъемы компонентов топлива, пользуясь формулами:

1) в случае охлаждения горючим

$$Q_{уд.г} = C_г (t_{доп} - t_{вх}) \ ккал/кг; \tag{9.49}$$

$$Q_{возм.г} = G_{s\,г} Q_{уд.г} \ ккал/сек; \tag{9.50}$$

2) в случае охлаждения окислителем

$$Q_{уд.о} = C_о (t_{доп} - t_{вх}) \ ккал\ кг; \tag{9.51}$$

$$Q_{возм.о} = G_{s\,о} Q_{уд.о} \ ккал/сек; \tag{9.52}$$

3) в случае охлаждения обоими компонентами топлива

$$Q_{уд.т} = \frac{Q_{уд.г} + Q_{уд.о}}{1 + \chi} \ ккал/кг; \tag{9.53}$$

$$Q_{\text{возм.т}} = G_s Q_{\text{уд.т}} \ кг/сек, \qquad (9.54)$$

где $C_г$ и $C_о$ — средние теплоемкости соответственно горючего и окислителя в *ккал/кг* °С;

$t_{доп}$ — безопасно допустимая температура подогрева жидкости в тракте при данном давлении в °С;

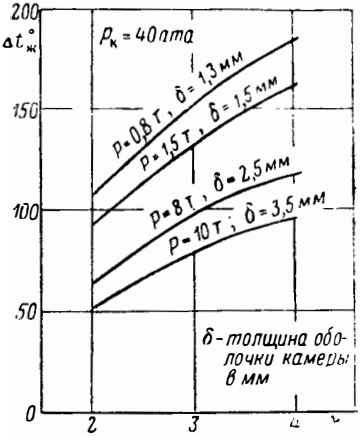
$\chi = G_{s\,о}/G_{s\,г}$ — действительный весовой коэффициент состава топлива.

Подогрев жидкости в охлаждающем тракте камеры двигателя обычно допускается до величины

$$\Delta t_ж = t_{кип} - (20 + t_{вх}).$$

Керосин при давлении 20—60 *ата* может быть подогрет до 250—300° С, поэтому его допустимый удельный теплосъем при $t_{вх} = 0°$ С может достигать соответственно 150—185 *ккал/кг*.

Теплоемкость азотной кислоты меньше теплоемкости керосина, поэтому максимальный удельный теплосъем ее меньше. Но если учесть, что секундный расход азотной кислоты в двигателе почти в 4 раза больше расхода керосина, то общий максимальный теплосъем ее оказывается значительно больше общего теплосъема керосина.



Фиг. 9. 15. Примерная картина изменения степени подогрева азотной кислоты в охлаждающем тракте двигателя при $p_к = 40$ *ата* в зависимости от тяги и коэффициента состава топлива $\chi_{ст}$ у стенки оболочки разной толщины.

На фиг. 9. 15 показаны кривые примерного изменения степени подогрева азотной кислоты в охлаждающем тракте камеры сгорания при $p_к = 40$ *ата* в зависимости от тяги и коэффициента состава топлива у стенки оболочки камеры $\chi_{ст}$.

§ 10. Определение температур жидкостной и газовой поверхностей оболочки камеры двигателя

Температура жидкостной поверхности оболочки камеры зависит в основном от теплопроводности материала λ и толщины δ оболочки камеры, а также от условий омывания этой поверхности охлаждающей жидкостью.

Чем интенсивнее охлаждающая жидкость будет омывать поверхность оболочки, тем лучше она будет снимать тепло, тем ниже будет температура жидкостной поверхности оболочки $t_{п.ж}$ °С.

Понижение температуры $t_{п.ж}$ в свою очередь повлечет за собой понижение температуры $t_{пг}$, а последнее — изменение всего теплового потока от газов к оболочке. Таким образом, существует опре-

деленная зависимость между температурами поверхностей оболочки камеры и тепловым потоком.

Температура жидкостной поверхности оболочки камеры двигателя в данных сечениях может быть определена из уравнения удельного теплового потока через оболочку:

$$q=\frac{\lambda}{\delta}(t_{\text{п.г}}-t_{\text{п.ж}})\ \textit{ккал/м}^2\textit{ час},$$

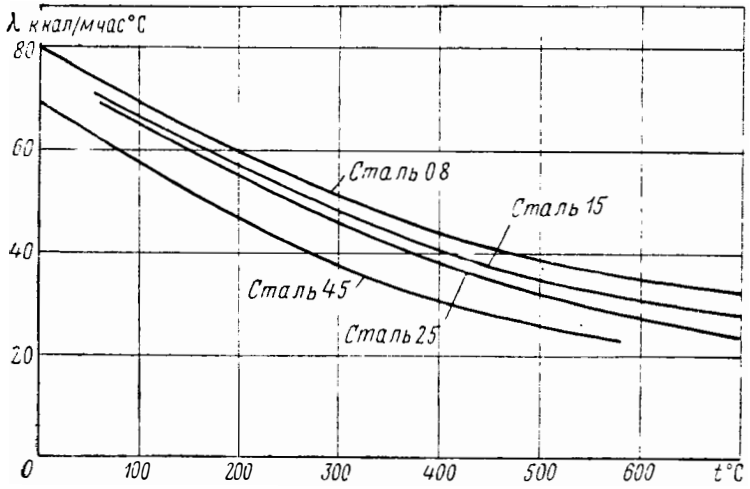
т. е.

$$t_{\text{п.ж}}=t_{\text{п.г}}-\frac{\delta}{\lambda}q\ ^\circ\text{C}, \tag{9.55}$$

где $t_{\text{п г}}$ — температура газовой поверхности оболочки, значением которой при вычислении удельных тепловых потоков от газа к оболочке в первом приближении нужно задаться по соображениям жаростойкости, прочности и ресурса работы двигателя;

δ — толщина оболочки камеры в данном сечении в *м*; величиной ее в первом приближении можно задаться на основании данных статистики;

λ — средний коэффициент теплопроводности металла оболочки в *ккал/м час* °С, определяемый по графикам (фиг. 9. 16 и 9. 17) или по соответствующей формуле.



Фиг. 9. 16. Коэффициенты теплопроводности углеродистых сталей в зависимости от температуры.

При определении $t_{\text{п.ж}}$ по формуле (9. 55) необходимо соответствующим изменением величин $t_{\text{п г}}$ и δ материала добиваться, чтобы оболочка была прочной и устойчивой и значение $t_{\text{п.ж}}$ при обычном щелевом тракте не превышало температуру кипения охлаждающей жидкости во избежание местной паровой пробки (если

охлаждающая жидкость течет по достаточно узким изолированным каналам и ресурс двигателя мал, то $t_{п.ж}$ может примерно на 50° С превышать температуру кипения охлаждающей жидкости в соответствующем сечении).

При изменении $t_{п.г}$ по сравнению с ее значением, принятым при расчете конвективного удельного теплового потока q, необходимо иметь в виду, что изменение температуры на 100° С вызывает изменение q на 5—10%.

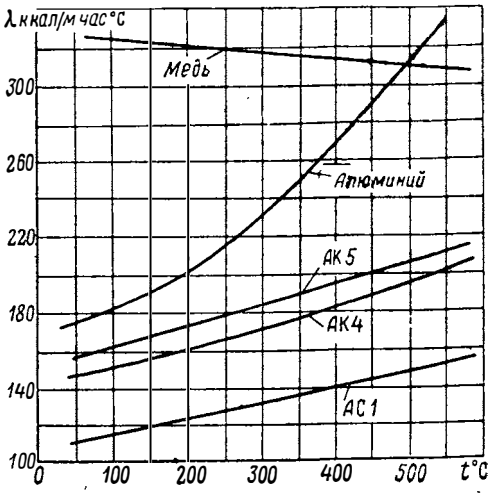
Вычисление $t_{п.ж}$ производят в следующем порядке:

1) определяют в первом приближении λ при температуре $t_{ср}=\frac{t_{п.г}+t_{п.ж}}{2}$, задавшись предварительно предполагаемой температурой $t_{п.ж}$;

2) вычисляют в первом приближении $t_{п.ж}$ по формуле (9.55);

3) уточняют величину $t_{п.ж}$ по вычисленным значениям и соответствующим графикам зависимости коэффициента теплопроводности металла от температуры;

4) уточняют $t_{п.ж}$ по уточненному значению λ.



Фиг. 9.17. Коэффициенты теплопроводности меди, алюминия и алюминиевых сплавов в зависимости от температуры.

По результатам расчета строят график изменения $t_{п.ж}$ по длине камеры двигателя (см. фиг. 9.14).

Температура жидкостной поверхности оболочки камеры двигателя в данных участках камеры также может быть определена по формуле

$$t_{п.ж}=t_{ж}+\frac{q}{k\alpha_{ж}}\ °C, \qquad (9.56)$$

где $t_{ж}$ — средняя температура охлаждающей жидкости в тракте рассматриваемого участка камеры;

$k=1+\frac{2\delta}{d_г}$ — коэффициент, учитывающий увеличение эффективности поверхности теплоотдачи от оболочки к жидкости относительно ее внутренней газовой поверхности, к которой отнесена величина удельного теплового потока; здесь $d_г$ и δ — внутренний диаметр по газовой поверхности и соответственно толщина оболочки камеры рассматриваемого участка;

$\alpha_ж$ — коэффициент теплоотдачи от оболочки к охлаждающей жидкости при ее турбулентном движении с подогревом, вычисляемый по эмпирической формуле[1]:

$$\alpha_ж \approx 75{,}6B\frac{1}{d_{эк}^{0,2}}\left(\frac{G_{охл}}{F_ж}\right)^{0,8}\beta \quad ккал/м^2 час\ °C; \qquad (9.57)$$

здесь $d_{эк}$ — эквивалентный диаметр охлаждающего тракта в $м$;

$G_{охл}$ — расход охлаждающей жидкости в $кг/сек$;

$F_ж$ — проточная площадь охлаждающего тракта в $м^2$;

$B = \lambda_ж^{0,57}\frac{C_ж^{0,43}}{(g\gamma_ж)^{0,4}}$ — коэффициент, зависящий от рода охлаждающей жидкости и ее средней температуры (фиг. 9.18);

$\beta = \left(\frac{Pr_ж}{Pr_{п.ж}}\right)^{0,25} = \left(\frac{g\eta_ж C_ж}{\lambda_ж} \Big/ \frac{g\eta_{п.ж}C_{п.ж}}{\lambda_{п.ж}}\right)^{0,25}$ — коэффициент, учитывающий направление теплового потока и температурный напор, представляющий собой отношение критериев Прандтля соответственно при температуре жидкости в тракте (числитель) и при средней температуре жидкостной поверхности оболочки этого тракта (знаменатель), где $\eta_ж$ $кг\,сек/м^2$, $C_ж$ $ккал/кг\,°C$ и $\lambda_ж$ $ккал/м\,сек\,°C$ — соответственно вязкость, теплоемкость и теплопроводность охлаждающей жидкости при ее средней температуре в тракте рассматриваемого участка; $\eta_{п.ж}$, $C_{п.ж}$ и $\lambda_{п.ж}$ — то же при температуре жидкостной поверхности оболочки камеры.

Коэффициент $\alpha_ж$ в значительной мере зависит от свойств охлаждающей жидкости, которые для некоторых горючих и окислителей в настоящее время еще мало изучены.

Физические константы некоторых жидкостей, применяемых в ЖРД, приведены в § 2 гл. 5.

Кривые фиг. 9.21 показывают, что:

1) горячая жидкость при прочих равных условиях охлаждает оболочку лучше, чем менее нагретая; это объясняется изменением физических констант жидкости при увеличении температуры;

2) вода является наиболее эффективной охлаждающей жидкостью, лучше керосина примерно в 5—6 раз, азотной кислоты почти в 1,5 раза, а азотная кислота лучше керосина почти в 1,5—2 раза.

Коэффициент теплопроводности различных жидкостей $\lambda \approx 0{,}08 \div 0{,}60$ $ккал/м\,час\,°C$. Для большинства жидкостей (кроме воды и глицерина) с повышением температуры λ возрастает.

---

[1] А. М. Михеев Основы теплопередачи, Госэнергоиздат, 1956.

При больших удельных тепловых потоках приведенная выше формула для α дает заниженные результаты вычислений. В существующих двигателях имеем $\alpha_ж \approx 10^4 \div 10^6$ *ккал/м² час* °С.

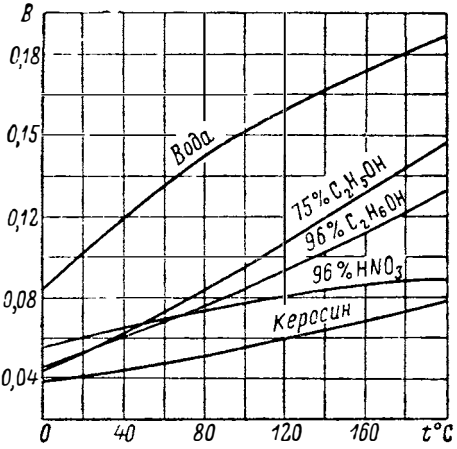
Если температура $t_{п.ж}$ определена по формуле (9.55), то коэффициент теплоотдачи от оболочки к охлаждающей жидкости можно определить по формуле

$$\alpha_ж = \frac{q}{t_{п.ж} - t_ж} \text{ ккал м}^2 \text{ час } ^\circ\text{С}.$$

Используя эту формулу совместно с формулой Нуссельта для определения $\alpha_ж$, можно получить выражение для определения необходимой площади проточного сечения охлаждающего тракта камеры двигателя:

$$F_ж = G_{охл}\left[\frac{75{,}6B\,(t_{п.ж} - t_ж)\,\beta}{d_{эк}^{0,2}\,q}\right]^{1,25}. \quad (9.58)$$

Для определения $F_ж$ по этой формуле нужно предварительно задаться предполагаемым примерным значением эквивалентного диаметра охлаждающего тракта $d_{эк}$, а затем проверить, не слишком ли отличается от него вычисленное значение $d_{эк}$. Если это расхождение окажется значительным, то следует повторить определение $F_ж$, приняв при этом новое вычисленное значение $d_{эк}$.



Фиг. 9.18. Зависимость комплекса B от температуры для различных жидкостей ($C_ж$ *ккал/кг* °С, λ *ккал/м сек* °С и η *кг сек/м²*).

Обычно $F_ж$ определяют для наиболее характерных сечений сопла камеры, а затем из конструктивных и технологических соображений форму охлаждающего тракта упрощают. При этом скорость охлаждающей жидкости в тракте определяют по уже известной формуле

$$w = \frac{G_{охл}}{\gamma F_ж} \text{ м/сек}.$$

В результате расчетов может оказаться, что размеры межрубашечного пространства камеры слишком малы и технологически трудно осуществимы в пределах требуемых допусков. Тогда следует либо применить спиральный охлаждающий тракт, либо принять меры для снижения удельных тепловых потоков q. Если же скорости движения жидкости в тракте окажутся слишком большими с точки зрения гидравлических потерь, то следует либо уве-

личить температуру $t_{п.ж}$ в допустимых пределах, либо также уменьшить q путем проведения соответствующих мероприятий.

В охлаждающих трактах камеры, выполненных в виде спиральных и продольных каналов, теплоотдача к охлаждающей жидкости происходит от цилиндрических частей поверхности оболочки проточных каналов и от боковых поверхностей этих каналов-ребер. Поскольку эффективность теплоотдачи от ребер ниже, чем цилиндрической поверхности оболочки, то при определении $\alpha_ж$ охлаждаемый периметр ребер нужно несколько уменьшать.

Температура газовой поверхности оболочки камеры двигателя в выбранных сечениях может быть определена по формуле (9.55)

$$t_{п.г}=t_{п.ж}+q\frac{\delta}{\lambda}=t_к-q\frac{1}{\alpha_г}=\frac{t_к}{1+\lambda/\delta\alpha_г}+\frac{t_{п.ж}}{1+\delta\alpha_г/\lambda}\ °C.$$

Если полученная при этом температура $t_{п.г}$ отличается от ранее принятого ее значения при определении удельных тепловых потоков больше чем на 5%, то необходимо при этой температуре найти значения удельных тепловых потоков и повторить все расчеты сначала.

Радиационные удельные тепловые потоки от газов к оболочке камеры во втором приближении обычно не пересчитывают, так как небольшое изменение $t_{п.г}$ весьма незначительно влияет на их величины; поэтому для дальнейших расчетов принимают $q_{р2}=q_{р1}$.

Вычисленные значения $t_ж$, $t_{п.ж}$ и $t_{п.г}$ должны удовлетворять предъявляемым требованиям.

Если полученное значение $t_{п.г}$ превышает допустимый предел для данного металла оболочки камеры, то для ее снижения до безопасно допустимого предела нужно уменьшить $F_ж$ или, если возможно, толщину оболочки камеры. Если эти меры недостаточны или нецелесообразны, нужно применить специальную защиту оболочки от перегрева ее горячими газами.

Результаты вычислений изменения величин $q_к$, $q_р$, q, $t_ж$, $t_{п.ж}$ и $t_{п.г}$ по длине камеры сгорания и сопла обычно сводят в таблицы и представляют в виде соответствующих графиков.

Так как согласно (9.8) полный температурный напор в системе теплообмена ЖРД выражается уравнением

$$t_г-t_ж=q\left(\frac{1}{\alpha_г}+\frac{\delta}{\lambda}+\frac{1}{\alpha_ж}\right),$$

то после умножения и деления правой части этого уравнения на коэффициент теплопроводности материала оболочки λ получим

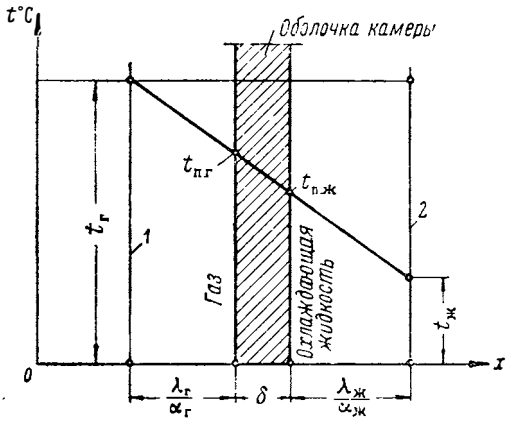
$$t_г-t_ж=\frac{q}{\lambda}\left(\frac{\lambda}{\alpha_г}+\delta+\frac{\lambda}{\alpha_ж}\right)\ °C,$$

где $\lambda/\alpha_г$ — эффективная толщина теплового сопротивления при теплоотдаче от газов к оболочке камеры в $м$;

$\lambda/\alpha_ж$ — то же, от оболочки камеры к охлаждающей жидкости;

$\frac{\lambda}{\alpha_г}+\delta+\frac{\lambda}{\alpha_ж}$ — то же, суммарная толщина теплового сопротивления.

Приведенное уравнение показывает, что температура по всей толщине теплового слоя системы теплообмена двигателя изменяется по закону прямой линии. Это позволяет определять температуру газовой и жидкостной поверхностей оболочки камеры графическим методом.



Фиг. 9.19. К определению температуры жидкостной и газовой поверхности оболочки камеры графическим методом.

Графический метод определения $t_{п.г}$ и $t_{п.ж}$ основан на замене слоя газа и охлаждающей жидкости эквивалентной твердой оболочкой камеры с коэффициентом теплопроводности, равным λ металла реальной оболочки, и состоит в следующем (фиг. 9.19):

1) в произвольном масштабе вычерчивают толщину оболочки камеры δ *м* и от нее по оси x в том же масштабе откладывают влево значение $\lambda/\alpha_г$ *м*, а вправо — $\lambda/\alpha_ж$ *м* и восстанавливают к оси x граничные перпендикуляры *1* и *2*;

2) на упомянутых перпендикулярах также в произвольном масштабе откладывают соответствующие значения температуры газа $t_г$ °С и жидкости $t_ж$° С;

3) полученные на перпендикулярах точки $t_г$ и $t_ж$ соединяют прямой линией, которая пересекает газовую и жидкостную поверхности оболочки и в принятом масштабе дает искомые значения температур $t_{г.п}$ и $t_{п.ж}$.

Затем в случае необходимости пересчитывают тепловые потоки, как это указано выше.

Изменение температуры теплового поля системы теплообмена в двигателе также можно представить графически в зависимости от термических сопротивлений системы $1/\alpha_г$, δ/λ и $1/\alpha_ж$.

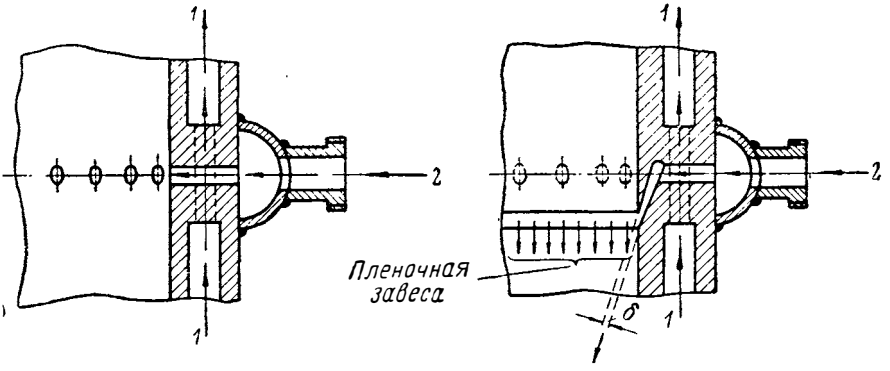
§ 11. Организация защитных завес для внутренней оболочки камеры двигателя

Защитные завесы горючего для оболочки камеры двигателя от перегрева горячим газом приходится применять в том случае, когда:

1) приток тепла от газов к оболочке настолько большой, что его не удается снять одним или обоими компонентами топлива;

2) величины удельных тепловых потоков в отдельных местах оболочки камеры (особенно в критическом сечении сопла) настолько большие, что их также не удается снять чисто регенеративным способом при умеренных скоростях движения охлаждающей жидкости;

3) целесообразно уменьшить тепловые потоки от газов к оболочке и тем облегчить условия ее регенеративного охлаждения или



Фиг. 9. 20. Конструктивное оформление поясов защиты оболочки камеры двигателя от чрезмерного нагревания горячими газами.

1—поток охлаждающей жидкости в межрубашечном пространстве, *2*—подвод горючего для образования защитных завес, δ—толщина пленочной завесы.

снизить гидравлические потери в охлаждающем тракте двигателя при небольшом понижении удельной тяги;

4) необходимо значительно увеличить ресурс работы двигателя, если отсутствуют более экономичные способы защиты оболочки камеры от горячих газов;

5) целесообразно применить для изготовления оболочки камеры более дешевые и легкие материалы, например углеродистые стали, алюминий;

6) требуется защитить оболочку камеры от агрессивного воздействия продуктов сгорания топлива.

Защитные завесы для оболочки камеры двигателя могут создаваться подачей вдоль ее внутренней поверхности некоторого количества горючего через:

1) *периферийные форсунки* головки камеры сгорания или *кольцевую щель* между головкой и оболочкой камеры сгорания; [1]

2) *специальные пояса* (или несколько поясов), расположенные непосредственно в оболочке камеры и имеющие вид кольцевого ряда отверстий или кольцевой щели (фиг. 9. 20).

[1] Вопросы ракетной техники, вып. 1, 1958, ИЛ.

Защиту оболочки горючим через периферийные форсунки головки принято называть *газовой завесой*, а через специальные пояса оболочки камеры — *пленочной завесой* (*завесами*).

При достаточной интенсивности защитных завес надежное охлаждение камеры ЖРД компонентами топлива всегда возможно. Однако применение защитных завес снижает удельную тягу двигателя.

К защитной завесе оболочки камеры двигателя предъявляются следующие требования (с точки зрения экономичности и надежности работы):

1) завеса должна плотно и равномерно прилегать к внутренней поверхности оболочки камеры;

2) потери в удельной тяге двигателя, возникающие вследствие применения защитных завес, должны быть минимальными;

3) завеса должна удовлетворять эксплуатационным условиям работы двигателя, т. е. должна быть стабильной, не должна быть чувствительной к полетным нагрузкам (в том числе и боковым) и к возмущениям газового потока;

4) завеса должна создаваться устройствами, достаточно простыми в конструктивном отношении.

Газовая завеса, создаваемая периферийными форсунками головки камеры, удовлетворяет требованиям стабильности и нечувствительности к полетным нагрузкам, если применяемые для этого форсунки не являются чрезмерно мелкими и склонными к закупорке. К тому же этот способ весьма прост в конструктивном отношении. Поэтому при небольшой длине камеры сгорания в двигателях малой и средней тяги целесообразно создавать газовую завесу со стороны плоской головки через периферийные форсунки горючего. При тяге двигателя в 1—2 *т* расход горючего на образование газовой завесы через периферийные форсунки обычно не превышает 1% от расхода в камеру сгорания.

В двигателях большой тяги и при небольшом расходе горючего на создание завесы она оказывается мощной у головки и на некотором расстоянии от нее, где температура ядра газа относительно небольшая, и малоэффективной в отдаленной от головки и наиболее теплонапряженной критической области сопла. Такая завеса на пути от головки к критическому сечению сопла размывается турбулизирующим потоком ядра газа и в значительной мере выгорает.

Для того чтобы обеспечить наименьшее влияние газовой завесы на величину удельной тяги двигателя, необходимо подавать горючее на образование завесы так, чтобы после его испарения образовавшийся пристеночный слой газа имел минимальную толщину, был прижат к поверхности оболочки и как можно меньше размывался турбулентно текущим ядром газа.

Подача горючего на завесу через форсунки головки, очевидно, не удовлетворяет этому требованию.

Процесс образования пристеночной газовой завесы в этом случае и перемешивание ее с турбулентным ядром газового потока схематически представляются в следующем виде.

Часть основного горючего и окислителя попадает в жидком виде на поверхность камеры сгорания или в область, близкую к оболочке. Эти компоненты, в том числе и дополнительное горючее, подаваемое для образования завесы, частично перемешиваются при встрече у поверхности оболочки и при движении вдоль нее в виде жидкой пленки. На некотором расстоянии от головки заканчивается испарение и сгорание этой смеси и образование из нее газового пристеночного слоя. В первом приближении можно считать, что состав этого слоя первоначально постоянен по нормали к оболочке и определяется соотношением компонентов в смеси, попавшей на оболочку или в зону, близкую к ней. При дальнейшем движении этот слой перемешивается с газами, текущими в ядре потока, в результате чего между ядром и пристеночным слоем образуется промежуточный слой с переменным по толщине составом.

Такое представление является схематичным, но, по-видимому, правильно отражает реальные процессы и удобно для расчетов. В литературе[1] имеются указания на то, что при движении продуктов сгорания по длине камеры и сопла происходит лишь относительно медленное их перемешивание по сечению камеры в радиальных направлениях.

Прилегающий к оболочке слой с постоянным по толщине составом принято называть *пристеночным слоем* и в том случае, если его состав в результате перемешивания изменится по сравнению с первоначальным составом, а слой с переменным составом — *промежуточным слоем,* даже и в том случае, если он распространяется до самой оболочки.

Таким образом, в общем случае оказывается, что ядро потока отделено от оболочки промежуточным слоем с переменными параметрами и пристеночным слоем с постоянными по толщине параметрами.

Для двигателей большой тяги более экономичной, но в конструктивном отношении относительно сложной является поясная пленочная защита оболочки камеры в наиболее теплонапряженных местах — в виде одного или нескольких специальных щелевых поясов с тангенциальным вводом горючего. Применение таких пленочных завес особенно приемлемо для двигателей с предкамерным распылом компонентов топлива (с камерами со сферической головкой).

Расчеты показывают, что поясная защита оболочки камеры от перегрева весьма эффективна и относительно экономична до весьма высоких давлений в камере сгорания двигателя (вплоть до $p_к = 100$ *ата*).

[1] Вопросы ракетной техники, вып. 4, 1956, ИЛ.

Для защиты оболочки в области критического сечения сопла целесообразно вводить горючее на образование пленочной завесы в конце камеры сгорания — в начале сужающейся части сопла.

Если требуется уменьшить тепловые потоки от газов к оболочке не только в сопле, но и в камере сгорания, то в этом случае первый пояс пленочной завесы нужно создавать примерно в том сечении камеры сгорания, где заканчивается испарение компонентов топлива. Если позволяет конструкция камеры, подачу горючего на образование пленочной завесы лучше разделить на несколько отдельных поясов. При этом длину эффективного действия каждой завесы устанавливают соответствующими расчетами. Интервалы между поясами отдельных завес могут быть увеличены за счет большей толщины каждой завесы.

При проектировании и доводке системы защитных завес следует добиваться равномерной подачи горючего по всей окружности камеры сгорания и сопла, а также выполнения требований к завесе.

Поясные завесы в виде небольших отверстий в оболочке малоэффективны вследствие трудности подачи горючего на образование завесы без фонтанирования его струй в ядро газового потока; возможна также закупорка отверстий нагаром и осадками, особенно в азотнокислотных двигателях.

Завесы через пояса из пористого материала пока мало исследованы и, вероятно, рациональны только для двигателей большой тяги.

Расход горючего на образование защитных завес в существующих двигателях достигает 1—20% от основного расхода в камеру сгорания. Можно предполагать, что в ряде существующих ЖРД расход жидкости на внутреннюю защиту оболочки неоправданно велик вследствие нерациональной подачи жидкости на внутреннюю поверхность оболочки и в несколько раз превышает расход ее, подсчитанный на основе энергетических возможностей жидкости в этом случае.

При правильной организации защитные завесы могут быть достаточно экономичными и способными снизить удельные тепловые потоки от газов к оболочке камеры (до 70%), но все же они не снимают требования к внешнему регенеративному охлаждению двигателя. За счет рациональной организации регенеративного охлаждения и внутренних защитных завес горючего можно повысить $P_{уд}$ при стальных оболочках камеры и резко увеличить срок их службы.

Расчет защитных завес обычно сводится к определению потребного расхода жидкости для защиты данного участка оболочки камеры и дополнительного расхода горючего на образование защитных завес.

Точный расчет потребного количества жидкости для образования защитных завес в литературе пока отсутствует. Объясняется это тем, что при наличии завесы пока еще невозможно точно опре-

делить располагаемые удельные тепловые потоки от газов к оболочке камеры $q_{i\ расп}$ и температуру пристеночного газового слоя.

При приближенных расчетах можно определять $G'_{зав}$ по параметрам, вычисленным при отсутствии защитной завесы.

Можно приближенно считать, что если защитная завеса создана, то избыточный тепловой поток от газов к оболочке камеры, который нельзя снять охлаждающей жидкостью при чисто регенеративном охлаждении, равный

$$Q_{изб} = \sum S_i q_{i\ расп} - \sum S_i q_{i\ возм}\ ккал/час$$

или

$$Q_{изб} = Q_{расп} - Q_{возм}\ ккал/час,$$

идет на нагрев и испарение этой завесы, а также на перегрев образовавшегося при этом пара до местной температуры продуктов сгорания топлива.

При этом условии потребное количество жидкости на образование завесы определяется из уравнения теплового баланса:

$$Q_{изб} \approx G'_{зав}\left[C\left(t_{кип} + t_{под}\right) + r_{исп} + C_p\left(t_г - t_{кип}\right)\right]\ ккал/сек,$$

т. е.

$$G'_{зав} = \frac{Q_{изб}}{C\left(t_{кип} - t_{под}\right) + r_{исп} + C_p\left(t_г - t_{кип}\right)}\ кг/сек, \qquad (9.59)$$

где C и C_p — средние теплоемкости соответственно жидкости и образующегося из нее газа в *ккал/кг* °С;

$t_{под}$ и $t_{кип}$ — температуры жидкости при подаче на образование завесы и ее кипения при местном давлении в камере в °С;

$t_г$ — местная температура газа в камере, где образуется завеса;

$r_{исп}$ — теплота испарения жидкости при местном давлении газов в камере в *ккал/кг*.

Следует иметь в виду, что даже при равномерной подаче жидкости на образование пленочной завесы и одинаковой степени чистоты огневой поверхности оболочки камеры длина жидкой пленки по образующей оболочке не является одинаковой и постоянной, что объясняется неравномерностью рабочего процесса в объеме камеры сгорания, неизбежными неравномерными местными нагревами пленки, обусловленными характером работы головки камеры. Поэтому при защите оболочки камеры двигателя только пленками жидкости (при отсутствии регенеративного охлаждения) расстояние между щелями в огневой оболочке камеры нужно устанавливать меньше длины, на которой жидкая пленка полностью испарится.

Кроме того, между средней длиной пленки $l_{пл}$ и расходом жидкости на ее образование $G'_{зав}$ не существует пропорциональной зависимости (для данного увеличения $l_{пл}$ требуется более чем пропорциональное увеличение $G'_{зав}$) вследствие того, что жидкость частично уносится в поток продуктов сгорания топлива ввиду турбулентности этих продуктов, наличия на поверхности пленки интенсивных колебательных волн и разности в скоростях движения жидкой пленки и продуктов сгорания топлива.

Эти факторы способствуют не только частичному срыву жидкой пленки с поверхности оболочки камеры, но и вызывают интенсивное испарение ее.

В связи с этим фактический расход жидкости для образования пленочной завесы оболочки камеры $G_{зав}$ должен быть больше теоретического расхода $G'_{зав}$, вычисленного по формуле (9.59), т. е.

$$G_{зав} = \frac{G'_{зав}}{\varepsilon_{зав}} \text{ кг/сек}, \tag{9.60}$$

где $\varepsilon_{зав}$ — коэффициент, учитывающий эффективность пленки жидкости; он определяется экспериментально, зависит от конструкции кольца завесы (характера ввода жидкости для образования пленки), первоначальной толщины пленки, свойств жидкости, конструкции и характера работы распылительной головки, формы камеры сгорания, степени чистоты огневой поверхности оболочки и других факторов. Значение $\varepsilon_{зав}$ может колебаться в широких пределах (от 0,80 до 0,95).

Для получения тонкой и надежной щелевой пленочной завесы жидкость следует подавать с определенной скоростью, так как иначе завеса будет усиленно размываться потоком газа, отрываться от поверхности оболочки, интенсивно испаряться и окажется малоэффективной.

Если выбрана скорость жидкости для образования щелевой пленочной завесы $w_{пл}$, то необходимый зазор щели $\delta_{щ}$ определится из уравнения весового баланса

$$G_{зав} = \pi d_г \delta_{щ} w_{пл} \gamma_г,$$

т. е.

$$\delta_{щ} = \frac{G_{зав}}{\pi d_г w_{пл} \gamma_г}, \tag{9.61}$$

где $d_г$ — диаметр оболочки камеры по образующей щели;

$\gamma_г$ — удельный вес горючего при температуре подачи его на образование завесы.

При наличии расхода горючего на образование защитных завес оболочки камеры удельная тяга камеры и потеря ее при этом определятся по формулам:

$$P_{уд.зав} = \frac{P}{G_s + G_{зав}}, \tag{9.62}$$

$$\Delta P_{уд} = 100 \frac{P_{уд} - P_{уд.зав}}{P_{уд}}, \qquad (9.63)$$

где P — абсолютная тяга камеры двигателя;
G_s — секундный расход топлива в камеру двигателя;
$P_{уд}$ — эффективная удельная тяга камеры двигателя при нулевом расходе горючего на завесу;
$P_{уд.зав}$ — то же при расходе горючего на завесу.

Приведенный выше приближенный расчет регенеративного охлаждения камеры двигателя при наличии жидкостных завес выполняют в следующем порядке:

1) вычисляют располагаемые удельные тепловые потоки по длине камеры двигателя при отсутствии защитной завесы $q_{i\,расп}$;

2) определяют избыточный тепловой поток $Q_{изб}$, который нельзя снять со всей оболочки или ее отдельных более теплонапряженных мест чисто регенеративным способом, и вычисляют потребное количество жидкости для образования завесы $G_{зав}$ на выбранном участке ее эффективного действия;

3) уточняют расчет регенеративного охлаждения камеры сгорания и сопла двигателя с учетом завес.

§ 12. Порядок расчета охлаждения камеры ЖРД

Расчет охлаждения камеры ЖРД в основном сводится к определению температуры поверхностей внутренней оболочки сопла и камеры сгорания, температуры охлаждающей жидкости, геометрических размеров охлаждающего тракта и гидравлических потерь в нем.

Существуют проектный и проверочный методы расчета охлаждения камеры двигателя.

Проектным расчетом определяют целесообразную конструктивную форму и оптимальные размеры охлаждающего тракта по длине камеры, обеспечивающие ее надежное охлаждение.

Проверочный расчет дает относительно меньшую точность результатов, однако он менее трудоемкий, чем проектный.

Проверочным расчетом предварительно выбирают конструкцию и размеры проточного сечения охлаждающего тракта по длине камеры, на основе которых определяют скорости течения жидкости в тракте и другие характеристики, позволяющие оценить надежность и экономичность камеры при данных условиях ее работы.

Исходными данными для расчета охлаждения камеры ЖРД обычно являются:

1) конфигурации камеры сгорания и сопла с необходимыми размерами (чертеж камеры);

2) толщина внутренней оболочки по длине камеры и ее материал с необходимыми физическими характеристиками (коэффи-

циентом теплопроводности, пределом прочности, коэффициентом температурного расширения и др.);

3) секундный расход газа в двигателе и его параметры по длине камеры (давление, температура, удельный вес, скорость движения и др.). Проходные сечения охлаждающего тракта камеры и скорость движения в нем жидкости могут быть предварительно назначены или определены в результате расчета;

4) секундные расходы компонентов топлива и их физические свойства (теплоемкость, теплопроводность, коэффициент вязкости, агрессивность к конструкционным материалам и др.);

5) конструкция распылительной головки камеры (чертеж головки) с характеристиками форсунок (тип, производительность, схема расположения на головке и др.).

Расчет охлаждения камеры ЖРД обычно выполняют, придерживаясь примерно следующего порядка.

1. Исходя из соображений прочности и установленного ресурса работы двигателя, предварительно задаются желаемым распределением температуры газовой поверхности оболочки по длине камеры. В последующих расчетах это распределение температур уточняется.

2. Сопло камеры двигателя делят по длине на несколько (10—15) участков, на каждом из которых удельный тепловой поток может быть принят постоянным и равным среднему значению удельных тепловых потоков на границах рассматриваемого участка камеры. Вблизи критического сечения сопла, где удельный тепловой поток изменяется наиболее резко, участки должны быть относительно меньшей длины; одно из сечений камеры обязательно должно проходить через критические сечения сопла.

3. Задаются рядом значений предполагаемого распределения давления газов по длине камеры и определяют соответствующие им другие основные параметры (температуру, удельный вес, скорость движения) по формулам § 6 гл. 3. По этим параметрам одновременно вычисляют соответствующие площади поперечных сечений газового канала камеры. Найденные параметры и площади представляют в виде графиков как функции длины камеры.

4. Определяют конвективные, радиационные и суммарные удельные тепловые потоки от газов к оболочке в выбранных участках камеры по соответствующим формулам.

По результатам этих расчетов строят графики изменения $q_к$, $q_р$ и q по длине камеры двигателя.

По длине камеры сгорания q можно принять постоянным и равным его значению в начале сужающейся части сопла. При наличии соответствующих экспериментальных данных значений q может быть взято переменным по длине камеры.

На практике иногда применяют способ пересчета удельных тепловых потоков, найденных экспериментальным путем в камере существующего двигателя, для проектируемой камеры двигателя.

Для такого пересчета желательно использовать экспериментальные данные такой камеры, которая работает на таком же топливе, что и проектируемая, и имеет параметры газов в камере сгорания, близкие к параметрам проектируемой камеры.

Этот пересчет может быть произведен достаточно строго только для сопла камеры, где основную роль играет конвективный теплообмен между газами и оболочкой камеры двигателя.

5. Определяют последовательно площади газовых поверхностей оболочки каждого выделенного участка камеры S_i и умножением их на соответствующие им ранее вычисленные средние значения удельных тепловых потоков q_i находят те теплоты, которые должны быть восприняты охлаждающей жидкостью в каждом из выделенных участков камеры, т. е. вычисляют $\Delta Q_i = S_i q_i$. После этого определяют подогрев жидкости в тракте каждого участка Δt_i и на всей длине камеры $\Delta t_ж$.

Температура охлаждающей жидкости на выходе из тракта камеры не должна превышать температуру ее кипения или разложения (коксования) при местном давлении в тракте.

Это условие должно соблюдаться особенно при работе камеры на минимальном режиме, когда подогрев охлаждающей жидкости бывает больше, чем на других более высоких режимах работы.

Если исходя из условия общего подогрева охлаждающей жидкости регенеративное охлаждение камеры двигателя оказалось достаточным, то следующим этапом расчета является определение температуры жидкостной поверхности оболочки по длине сопла и камеры сгорания.

6. Задаются предварительно межоболочным зазором по длине камеры и вычисляют в нескольких (5—7) наиболее характерных ее сечениях площади и скорости потока охлаждающей жидкости в этом зазоре (тракте).

Межоболочный зазор желательно выполнить одинаковым по всей длине камеры; однако в случае необходимости он может быть переменным в отдельных участках камеры или по всей ее длине.

7. Определяют в выбранных характерных сечениях камеры температуру жидкостной поверхности оболочки. Значение этой температуры по всей длине камеры должно быть больше температуры охлаждающей жидкости. Желательно, чтобы около критического сечения сопла $t_{п.ж}$ была близка к температуре кипения или разложения охлаждающей жидкости при данном давлении в тракте или даже немного выше этого предела (на 20—50° С), для того чтобы увеличить коэффициент теплоотдачи $\alpha_ж$ и тем уменьшить потребную скорость течения жидкости в тракте и, следовательно, снизить в нем потери давления.

Чтобы получить желаемые значения этой температуры по длине камеры, обычно требуется произвести повторные расчеты. При этом несколько изменяют и предварительно выбранные для расчета значения температуры $t_{п.г}$. Если вычисленная температура $t_{п.г}$ отли-

чается от ранее принятого для расчета значения более чем на 5%, то расчет нужно повторить, задавшись новым промежуточным значением этой температуры (между первоначально выбранным и полученным в результате расчета).

После этого необходимо обеспечить наиболее целесообразное по конструктивным и техническим соображениям изменение межоболочного зазора по длине камеры. Затем можно повторно определить скорости течения охлаждающей жидкости в тракте, коэффициент теплоотдачи $\alpha_ж$ и скончательно уточнить значения $t_{п.ж}$ и $t_{п.г}$.

8. Наконец, определяют потерю давления охлаждающей жидкости в отдельных участках тракта и по всей длине камеры, необходимую для расчета системы топливоподачи двигателя, используя для этого соответствующие формулы (см. § 13 гл. 10):

$$\Delta p_i = \xi \frac{l_i}{d_{эк\,i}} \frac{\gamma_i w_i^2}{2g} \text{ и } \Delta p_{охл} = \sum \Delta p_i,$$

где ξ — коэффициент потерь, вычисляемый по формулам:

$$\xi = \frac{0{,}3164}{\sqrt[4]{\mathrm{Re}}} \text{ — при } \mathrm{Re} = 3 \cdot 10^3 \div 10^5;$$

$$\xi = 0{,}0032 + \frac{0{,}221}{\mathrm{Re}^{0{,}237}} \text{ — при } \mathrm{Re} = 10^5 \div 10^8.$$

Если тяга ЖРД регулируется, то расчет охлаждения его камеры нужно выполнить для двух режимов работы — максимального и минимального. При максимальном режиме работы двигателя тепловые потоки от газов к оболочке камеры оказываются большими, в результате чего температура газовой поверхности оболочки может превысить допустимый для нее предел. При переходе двигателя на минимальный режим работы расход охлаждающей жидкости (расход топлива в камеру сгорания) уменьшится почти пропорционально давлению газов в камере сгорания, а тепловые потоки снизятся примерно пропорционально давлению газов в степени 0,8. Подогрев охлаждающей жидкости при работе двигателя на минимальном режиме получится больше, чем на максимальном, что также может вызвать чрезмерный разогрев внутренней оболочки камеры.

Если расчетом будет установлено, что температура газовой поверхности оболочки, подогрев жидкости в тракте или температура жидкостной поверхности оболочки камеры окажутся выше безопасно допустимых для них пределов, то при регенеративном охлаждении можно защитить внутреннюю оболочку камеры от перегрева одной или несколькими завесами горючего. Это обычно связано с некоторыми конструктивными изменениями камеры двигателя относительно ее первоначального выбранного варианта.

Приближенный примерный расчет регенеративного охлаждения камеры ЖРД приведен в работе Г. Б. Синярева и М. В. Добровольского. [1]

§ 13. Определение температурных напряжений в оболочке камеры ЖРД

Температурные напряжения в огневой оболочке камеры двигателя в значительной мере зависят от ее конструкции и теплопроводности материала.

Теплопроводность является одной из важных характеристик тепловых свойств металлов, их прочности и стойкости при высоких температурах. Поэтому при выборе материала для внутренней оболочки камеры и расчете ее охлаждения нужно обращать особое внимание на коэффициент теплопроводности этого материала и на зависимость его от температуры.

Для технических металлов при обычной температуре $\lambda \approx 10 \div 340$ *ккал/м час* °С. Самым теплопроводным металлом является красная медь ($\lambda = 300 \div 340$), а затем в убывающем порядке идут: алюминий ($180 \div 200$), латунь ($80 \div 100$), углеродистые стали ($40 \div 80$), бронза ($30 \div 40$) и легированные стали ($10 \div 20$).

При увеличении содержания углерода в стали λ уменьшается. Присадки к стали для повышения ее жаростойкости и жаропрочности снижают λ.

Коэффициент теплопроводности существенно зависит от состава и температуры металла. При повышении температуры λ углеродистых сталей и меди понижается, а легированных сталей, алюминия и его сплавов — повышается (см. фиг. 9.16 и 9.17).

Зависимость λ от температуры различных металлов определяется экспериментально. В случае отсутствия точных экспериментальных данных коэффициент теплопроводности отожженных углеродистых сталей в пределах температур от 0 до 500° С можно определить приближенно по следующей эмпирической формуле [2].

$$\lambda = a + b\sum + c\sum^2 \quad ккал/м\,час\ °С, \tag{9.64}$$

где $a = 66 - 5{,}74 \cdot 10^{-2} t$; $b = 29{,}4 - 8{,}5 \cdot 10^{-2} t + 0{,}7 \cdot 10^{-4} t^2$;
$c = 8{,}0 - 3{,}4 \cdot 10^{-2} t + 0{,}36 \cdot 10^{-4} t^2$;
t — температура, при которой определяется коэффициент теплопроводности;
$\sum = Si + Mn + P + S$ — суммарное количество добавок к железу соответствующих элементов в весовых процентах.

Эта формула пригодна для определения λ сталей, содержащих добавки в количестве $\sum = 0{,}1 \div 2{,}0\%$ (табл. 9.5); точность формулы $\pm 4\%$.

[1] Г. Б. Синярев и М. В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. Оборонгиз, 1957.
[2] «Теплоэнергетика», ВТИ СССР, 1955, № 9

Таблица 9.5

Значения λ углеродистых сталей при Σ=0,1÷2,0% для интервала температур 0—500° С

Σ% / t°C	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0
Коэффициент теплопроводности λ в *ккал/м час* °С											
0	63,1	60,4	55,5	51,2	47,6	44,6	42,2	40,5	39,5	39,1	39,2
50	60,6	58,3	54,0	50,3	47,0	44,3	42,1	40,3	39,0	38,4	38,1
100	58,1	56,1	52,3	49,0	46,1	43,6	41,5	39,8	38,4	37,6	37,0
200	52,9	51,5	48,7	46,2	43,9	41,8	39,9	38,2	36,8	35,4	34,4
300	47,8	46,8	44,9	43,1	41,2	39,6	38,0	36,5	35,3	33,7	32,4
400	42,3	41,7	40,4	39,1	37,8	36,6	35,4	34,2	32,9	31,8	30,6
500	36,9	36,4	35,5	34,7	33,8	32,9	32,0	31,1	30,2	29,5	28,7

Коэффициент теплопроводности хромоникелевых аустенитных сталей в пределах температур от 100 до 900° С можно определить приближенно по формуле [1]

$$\lambda = 13{,}3 - a + (1{,}1 + b)\,10^{-2}\ \textit{ккал/м час}\ ^\circ\text{C}, \qquad (9.65)$$

где $a=10(\sigma-0{,}5)$; $b=1{,}15(\sigma-0{,}5)$;

t—температура, при которой определяется коэффициент теплопроводности;

$$\sigma = \frac{C}{12} + \frac{Si}{28} + \frac{Mn}{55} + \frac{Cr}{52} + \frac{Ni}{59} + \frac{W}{184} + \frac{Nb}{93} + \frac{Mo}{96} + \text{ и т. д. } -$$

характеристика состава стали, представляющая суммарное количество граммов элементов, исключая железо, содержащихся в 100 *г* стали.

Здесь C, Si, Mn и т. д. — содержание элементов в стали (в весовых процентах); в знаменателях формулы стоят атомные веса этих элементов.

Эта формула применима для определения λ сталей, содержащих $\sigma=0{,}5\div0{,}8$.

Низколегированные стали имеют $\sigma=0{,}048\div0{,}99$; хромистые нержавеющие $\sigma=0{,}273\div0{,}63$; аустенитные хромоникелевые $\sigma=0{,}5\div0{,}9$.

В табл. 9.6 приведены значения λ хромоникелевых сталей, вычисленные по формуле (9.65) (точность формулы для этих сталей составляет ±4%); для хромомарганцевых аустенитных сталей λ ниже табличных данных примерно на 10%.

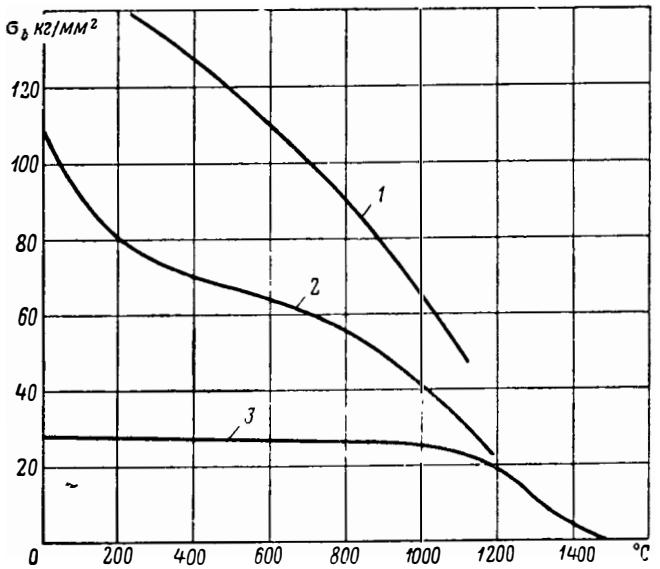
[1] «Теплоэнергетика», ВТИ СССР, 1955, № 9.

Таблица 9.6

Значения λ хромоникелевых сталей для интервала температур 100—900° С

t° С / σ%	100	200	300	400	500	600	700	800	900
	Коэффициент теплопроводности λ в *ккал/м час* °С								
0,5	14,3	15,4	16,5	17,7	18,8	19,9	21,0	22,1	23,2
0,55	14,0	15,1	16,3	17,4	18,6	19,7	20,9	22,1	23,2
0,60	13,5	14,7	16,0	17,2	18,4	19,6	20,8	22,0	23,2
0,65	13,0	14,2	15,6	16,8	18,2	19,4	20,7	21,9	23,2
0,70	12,6	14,0	15,3	16,6	18,0	19,3	20,6	21,9	23,2
0,75	12,2	13,6	15,0	16,4	17,7	19,1	20,5	21,9	23,2
0,80	11,8	13,2	14,6	16,1	17,5	19,0	20,4	21,9	23,2

В табл. 9.7 приведены приближенные значения теплопроводности λ, теплоемкости C и коэффициента температуропроводности a



Фиг. 9.21. Зависимость предела прочности σ_b от температуры.

1—вольфрам, *2*—молибден, *3*—закись алюминия.

($см^2/сек$) некоторых температуростойких материалов, а на фиг. 9.21 и 9.22 даны предел прочности σ_b и соответственно коэффициент линейного расширения α в зависимости от температуры.

Таблица 9.7

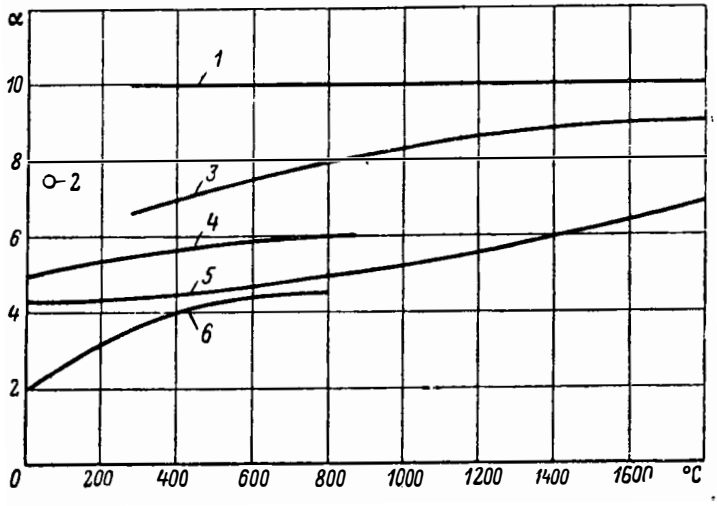
Приближенные значения коэффициента теплопроводности λ, теплоемкости C и коэффициента температуропроводности a в зависимости от температуры

$t°$ C	Вольфрам спеченный (пористый)			Молибден спеченный			Окись алюминия (пористая)			Карбид кремния (пористый)		
	λ	C	a	λ	C	a	λ	C	a	λ	C	a
20	0,38	0,026	0,76	0,33	0,060	0,53	—	—	—	—	0,14	—
100	—	—	—	0,32	0,065	0,50	0,033	0,20	0,047	0,0595	0,233	0,079
200	0,35	0,026	0,69	0,30	0,063	0,46	0,025	0,20	0,0357	—	—	—
300	—	—	—	0,29	0,0645	0,43	0,021	0,23	0,026	0,0500	0,277	0,0564
400	0,31	0,027	0,59	0,28	0,066	0,41	0,019	0,23	0,0236	0,046	0,282	0,050
500	—	—	—	0,27	0,0675	0,38	0,016	0,247	0,0185	0,0425	0,275	0,0480
600	0,28	0,027	0,53	0,26	0,069	0,36	0,015	0,247	0,0174	—	—	—
700	—	—	—	0,255	0,070	0,35	0,0143	0,256	0,016	—	—	—
800	0,26	0,028	0,49	0,248	0,0715	0,33	0,014	0,256	0,0155	0,0365	0,225	0,050
900	—	—	—	0,240	0,073	0,32	0,013	0,263	0,014	—	0,129	—
1000	0,25	0,028	0,47	0,235	0,075	0,30	0,0128	0,263	0,0138	—	—	—
1100	—	—	—	0,23	0,077	0,29	0,0123	0,269	0,013	—	—	—
1200	0,24	0,029	0,43	0,225	0,078	0,28	0,012	0,269	0,0127	—	—	—
1300	—	—	—	0,22	0,080	0,26	0,012	0,275	0,0125	—	—	—

Чем больше λ, тем меньше перепад температуры в оболочке камеры, выражаемый формулой

$$\Delta t = t_{\text{п.г}} - t_{\text{п.ж}} = \frac{q\delta}{\lambda},$$

и тем в более благоприятных условиях работает оболочка с точки зрения ее температурных напряжений.



Фиг. 9.22. Зависимость коэффициента линейного расширения α от температуры.

1—α-графит, *2*—графит, *3*—окись алюминия, *4*—молибден, *5*—вольфрам, *6*—карбид кремния.

Из приведенного здесь уравнения получаем отношение

$$\frac{q}{\lambda} = \frac{\Delta t}{\delta} \; \text{град/мм}, \qquad (9.66)$$

которое называется *температурным градиентом оболочки*.

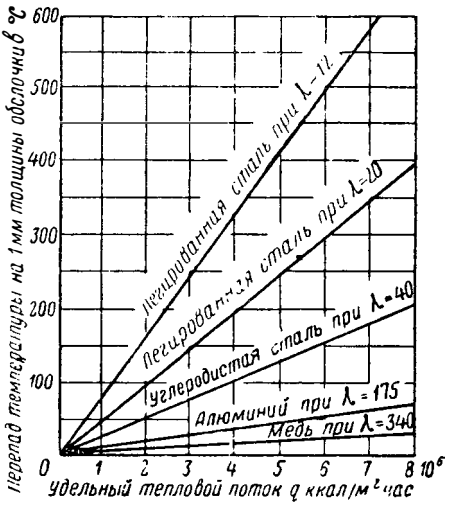
Здесь λ представляет средний коэффициент теплопроводности металла, определяемый при средней температуре

$$t_{\text{ср}} = \frac{t_{\text{п.г}} + t_{\text{п.ж}}}{2} \; ^\circ\text{C}.$$

Громадные тепловые потоки, возникающие в оболочке, приводят к созданию по ее толщине больших температурных градиентов, которые в случае стальной оболочки достигают нескольких сот градусов (фиг. 9.23).

В стальных камерах современных двигателей $q/\lambda \approx 100 \div 300$ *град/мм*. Эти цифры показывают, что во время работы двигателя в оболочке камеры возникают весьма большие термические

напряжения, снижающие ее прочность. Более нагретые слои оболочки, стремясь расшириться, растягивают ее наружные слои, а последние, сопротивляясь растяжению, сжимают ее внутренние слои (более нагретые слои оболочки оказываются сжатыми, а менее нагретые—растянутыми). По этой причине температурные напряжения имеют максимальное значение у газовой и жидкостной поверхностей оболочки, а посредине ее они близки к нулю. Так как температура газовой поверхности больше, чем жидкостной, то наибольшие температурные напряжения будут у газовой поверхности.



Фиг. 9.23. Примерный перепад температуры на 1 *мм* толщины оболочки камеры, выполненной из различных материалов, в зависимости от удельного теплового потока.

Если температурные напряжения превысят предел текучести материала оболочки, то они могут вызвать в металле заметные пластические деформации, которые при известных условиях будут способствовать преждевременному разрушению оболочки под воздействием статической нагрузки.

Чем больше коэффициент теплопроводности материала оболочки, тем меньше температурные напряжения при прочих равных условиях [см. формулу (9.66)]. Поэтому для оболочки камеры целесообразно выбирать материал с возможно бо́льшим коэффициентом теплопроводности. Чем больше λ, тем в более благоприятных условиях будет работать оболочка (при прочих равных условиях). Этим и объясняется тот факт, что конструкторы ЖРД в некоторых случаях пытаются внутреннюю оболочку камеры выполнить из меди.

Из медных сплавов для оболочки камеры двигателя заслуживают внимания специальные бронзы (кадмиевые и хромистые), имеющие высокие электропроводность и прочность; коэффициент теплопроводности их еще мало исследован.

Температурные напряжения в цилидрической оболочке, не превышающие предел пропорциональности материала, можно определить по формуле теории упругости:

$$Z_{\text{осев}} = \frac{E\alpha}{2(1-\mu)}\Delta t = \frac{Eaq\delta}{2(1-\mu)\lambda} \quad кг/мм^2, \qquad (9.67)$$

где $Z_{\text{осев}}$ — температурные напряжения в оболочке в осевом направ-

лении (предполагается, что рассматриваемый участок оболочки камеры представляет собой трубу достаточной длины, чтобы пренебречь влиянием свободных концов);

E — модуль упругости материала оболочки в *кг/мм²*, берется из таблицы;

α — коэффициент линейного расширения этого материала;

μ — коэффициент Пуассона;

Δt — перепад температуры по толщине оболочки.

Эта формула может быть применена только в тех случаях, пока не будет нарушено условие $Z_{\text{осев}} \leqslant \sigma_s$ (где σ_s — предел текучести материала оболочки, также зависящий от температуры). При $Z_{\text{осев}} > \sigma_s$ упомянутая формула оказывается не пригодной для расчетов температурных напряжений в оболочке камеры.

Изменение предела текучести материала рассматриваемого участка оболочки в зависимости от температуры с достаточной для практики точностью можно считать линейным, т. е.

$$\sigma_s = \sigma'_s - k_s \Delta t = \sigma'_s - k_s \frac{q\delta}{\lambda} \quad кг/мм^2, \tag{9.68}$$

где σ'_s — экстраполированный предел текучести материала оболочки при температуре жидкостной поверхности;

k_s — коэффициент пропорциональности этого материала.

Так как предел текучести σ_s будет ниже у газовой поверхности оболочки, чем у жидкостной, то у газовой поверхности могут возникнуть первые пластические деформации.

Величина теплового потока, при котором в оболочке камеры появляются пластические деформации, определяется из равенства

$$\sigma_s = Z_{\text{осев}} = \frac{E\alpha q\delta}{2(1-\mu)\lambda},$$

т. е.

$$q = \frac{\sigma_s 2\lambda(1-\mu)}{E\alpha\delta} \quad ккал/м^2\,час. \tag{9.69}$$

Если величина q будет больше вычисленной по этой формуле, то в оболочке со стороны газовой поверхности образуется пластическая зона сжатия. При дальнейшем увеличении q пластическая зона деформации образуется и около жидкостной поверхности оболочки, которая будет зоной растяжения. Упругой останется лишь узкая полоска в средней части толщины оболочки.

§ 14. Выбор материала для внутренней оболочки камеры двигателя и определение ее толщины

Если толщина внутренней оболочки камеры сгорания и сопла двигателя не задана, то ее можно определить расчетом. В оболочке под действием разности давлений Δp между охлаждающей жидко-

стью в рубашке и газа внутри рассматриваемого условного цилиндрического участка камеры сгорания или сопла возникает напряжение

$$\sigma = \frac{\Delta p r}{\delta} \quad кг/м^2, \tag{9.70}$$

где δ — толщина оболочки рассматриваемого участка в *мм*;
r — средний диаметр этой оболочки в *мм*.

Усилие, действующее на 1 *мм* длины поверхности оболочки рассматриваемого участка, согласно предыдущему уравнению можно выразить формулой

$$P = \sigma\delta = \Delta p r \quad кг/мм.$$

Если обозначить толщину оболочки через dx, получим

$$P = \int_0^{\delta} \sigma \, dx.$$

Характеристикой материала оболочки может служить предел прочности σ_b *кг/мм*^{2}.

Так как по толщине оболочки прочность материала не постоянна из-за температурных напряжений, то расчет оболочки на прочность необходимо вести не по допускаемым напряжениям, а по допускаемым нагрузкам.

Максимально допустимую нагрузку на оболочку длиной в 1 *мм* можно выразить формулой

$$P_{доп} = \int_0^{\delta} \sigma_b \, dx \quad кг/мм,$$

где σ_b — предел прочности данного материала оболочки в *кг/мм*^{2} при стандартных условиях; берется из таблицы или графика в зависимости от температуры.

Поскольку оболочка по толщине имеет различную температуру, то σ_b нужно определять с учетом изменения температуры.

С достаточной для практики точностью можно считать, что предел прочности металла оболочки изменяется в зависимости от температуры по линейному закону:

$$\sigma_b = \sigma_b' - k_b \Delta t \quad кг/мм^2, \tag{9.71}$$

где σ_b' — экстраполированный предел прочности металла оболочки при температуре жидкостной поверхности оболочки;

k_b — коэффициент пропорциональности материала оболочки;

$\Delta t = \frac{qx}{\lambda}$ — перепад температуры в оболочке;

λ — коэффициент теплопроводности материала этой оболочки.

Подставляя в последнюю формулу выражение для Δt, окончательно получим

$$\sigma_b = \sigma'_b - k_b \frac{qx}{\lambda} \quad кг/мм^2. \tag{9.72}$$

При этом формула для $P_{доп}$ примет вид

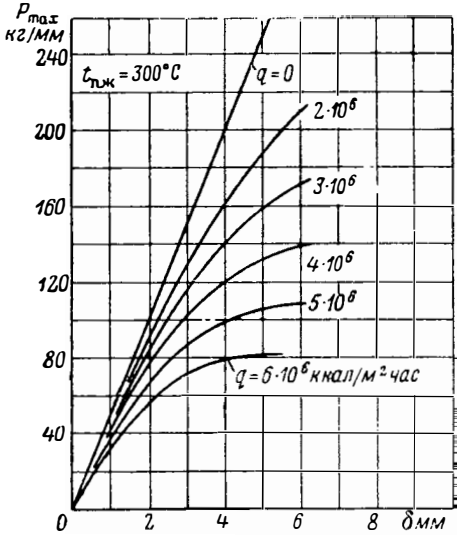
$$P_{доп} = \int_0^{\delta} \sigma_b \, dx = \int_0^{\delta} \left(\sigma'_b - k_b \frac{qx}{\lambda} \right) dx$$

или

$$P_{доп} = \sigma'_b \delta - \frac{k_b}{2} \frac{q\delta^2}{\lambda} \quad кг/мм. \tag{9.73}$$

Задаваясь различными значениями q и λ оболочки, можно построить график зависимости $P_{доп}$ от δ (фиг. 9.24).

Определяя расчетом для каждого участка оболочки q и $P_{доп}$, пользуясь этим графиком, можно определить для выбранного материала толщину оболочки δ с учетом температурных напряжений, вызванных перепадом температуры по ее толщине.



Фиг. 9.24. Максимально допустимые разрывные нагрузки для оболочки из стали при ее различных толщинах и удельных тепловых потоках для $t_{п.ж} = 300°$ С.

Если учесть также продольные температурные напряжения внутренней оболочки камеры, то потребная толщина ее будет несколько больше.

Формула (9.73) показывает, что при увеличении теплопотока максимально допустимая силовая нагрузка на внутреннюю оболочку камеры (несущая способность оболочки) резко уменьшается, так как для поддержания высокой температуры $t_{п.ж}$ (при $\delta = const$) необходимо увеличивать $t_{п.г}$, с ростом которой, как известно, резко ухудшаются механические свойства металла оболочки. Поэтому если удельный тепловой поток q превысит определенное значение, оболочку камеры при внешнем охлаждении нельзя сделать более прочной за счет увеличения ее толщины (см. фиг. 9.24).

При увеличении q оптимальная толщина стальной оболочки должна уменьшаться и при $q \approx 10^7$ *ккал/м² час* достигать 1 *мм*.

Несущая способность оболочки при нескрепленной схеме и существующих условиях работы ЖРД весьма мала и явно недостаточна для надежной работы камеры. Применение оболочек скрепленной схемы позволяет создать работоспособную камеру двигателя со стальной внутренней оболочкой весьма малой толщины (порядка 1 *мм*) и тем самым обеспечить получение высокой $t_{п.ж}$ при значительных тепловых потоках. Благодаря этому внешнее охлаждение камеры при скрепленной схеме оболочек позволило создать двигатели с более высокой $P_{уд}$, чем при нескрепленной.

При относительно более высоких тепловых потоках требуется дальнейшее увеличение $t_{п.г}$ и уменьшение толщины внутренней оболочки камеры, чтобы внешнее охлаждение было эффективным. Но в настоящее время резервы повышения $t_{п.ж}$ за счет увеличения $t_{п.г}$ и уменьшения толщины оболочки практически весьма малы, так как уже в современных камерах δ достигает 1 *мм*, а $t_{п.г}$ — 1000° С.

Расчеты показывают, что чисто регенеративное охлаждение внутренней стальной оболочки камеры двигателя практически может быть целесообразным при тепловых потоках не более 10^7 *ккал/м² час*. При более высоких тепловых потоках охлаждение камеры возможно лишь при условии применения для ее внутренней оболочки более теплопроводных материалов, чем сталь, при которых достигается малая разность температур $t_{п.г}—t_{п.ж}$, а следовательно, меньшее снижение прочностных свойств оболочки вследствие температурного перепада по ее толщине.

Поскольку теплопроводность меди и ее сплавов в несколько раз больше, чем любых марок сталей, то несущая способность медной оболочки камеры с увеличением тепловых потоков снижается значительно меньше, чем стальной оболочки. Именно по этой причине медная оболочка камеры при прочих равных условиях может быть выполнена относительно большей толщины и, следовательно, с большей несущей способностью при тепловых потоках даже свыше $3 \cdot 10^7$ *ккал/м² час*.

Применение стали для изготовления внутренней оболочки камеры позволяет создать относительно дешевые, простые в производстве и в эксплуатации ЖРД.

Многие марки сталей коррозионно устойчивы к окислителям на основе азотной кислоты. В этом отношении стальные камеры удовлетворяют требованиям, предъявляемым к ЖРД снарядов массового использования. В то же время внешнее охлаждение при использовании стальной оболочки не обеспечивает увеличение удельной тяги камеры.

Применение для оболочки внутренней защиты горючим позволило создать камеры со стальными оболочками и большей $P_{уд}$, чем при одном только внешнем охлаждении.

На основании изложенного можно сделать следующие выводы:

1. Основными критериями при оценке механических свойств материала для внутренней оболочки камеры сгорания и сопла яв-

ляются предел прочности и теплопроводность материала при рабочей температуре оболочки.

2. Прочность оболочки увеличивается до определенной ее толщины, выше которой температурные напряжения вследствие большого перепада температуры по толщине оболочки сводят на нет запас прочности добавочной толщины оболочки.

3. Чем ниже теплопроводность материала при заданном тепловом потоке и чем быстрее понижается предел прочности материала с повышением температуры (чем ниже его жаропрочность), тем меньше предельная толщина оболочки (соответственно п. 2).

4. Если величина теплового потока меньше $5 \cdot 10^6$ *ккал/м² час,* то медь менее выгодна для оболочки, чем другие материалы; она уступает стали в прочности, удельном весе и сопротивляемости коррозии.

5. Для тепловых потоков порядка 10^7 *ккал/м² час* и выше медь и ее сплавы (латунь, бронзы) являются наиболее подходящими материалами для оболочки, так как другие материалы неспособны пропускать такие количества тепла при толщине оболочки более 1 *мм* (меньшую толщину оболочки конструктивно трудно себе представить).

6. Пригодность материала для внутренней оболочки камеры сгорания и сопла двигателя и потребную толщину ее можно определить построением графиков для различных материалов при разных температурах жидкостной стенки и тепловых потоках в координатах прочность оболочки — толщина оболочки.

7. При выборе материала для оболочки необходимо также учитывать его пластичность, вес, жаростойкость, технологические свойства, стоимость и др.

8. Внутренняя оболочка во время работы двигателя подвергается значительным термическим и статическим нагрузкам, поэтому для нее необходимо выбирать материал, имеющий высокую стойкость. Стойкость материала оболочки зависит от его теплопроводности и жаропрочности. Чем больше теплопроводность материала, тем в более благоприятных условиях работает оболочка.

Повышение жаропрочности материала позволяет уменьшить толщину оболочки и облегчить условия ее работы.

Глава 10

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ СИСТЕМ ТОПЛИВОПОДАЧИ ЖРД

Следующим этапом разработки двигателя являются расчет и проектирование системы подачи топлива в камеру сгорания.

Подача требуемых расчетных секундных расходов компонентов топлива из баков в камеру сгорания ЖРД под заданным постоянным давлением является весьма важной и сложной задачей при проектировании двигателя.

В настоящее время существует несколько различных типов и схем систем топливоподачи ЖРД, обладающих рядом достоинств и недостатков, в силу которых та или иная система подачи может оказаться наиболее пригодной при вполне определенных условиях ее использования.

Система топливоподачи имеет весьма большое значение для нормальной и экономичной работы ЖРД. Однако работа разных схем топливоподачи до сего времени мало исследована. Особенно мало изучены процессы, происходящие с рабочим газом в вытеснительных системах топливоподачи с учетом его теплообмена со стенками трубопроводов и бака, а также с жидкостью при неустойчивой ее поверхности во время полета снаряда, переменном характере омывания этой жидкости газом, частичном испарении и перемешивании образующихся паров с газом, конденсации паров последнего в баке и т. п.

Система топливоподачи ЖРД должна быть не только конструктивно простой, компактной и эффективной в работе, но она должна иметь также малый удельный вес, т. е. вес, приходящийся на 1 *кг* используемого топлива.

На весовую характеристику каждой системы топливоподачи влияет много различных факторов, как то: давление подачи, тяга и продолжительность работы двигателя, его назначение и др.

Для рационального выбора системы топливоподачи необходимо дать сравнительную оценку существующим системам при заданных конкретных условиях работы проектируемого двигателя. При этом наиболее трудно установить вес предполагаемой, еще не существующей системы. Теоретическое решение этой задачи не всегда возможно, а имеющиеся данные статистики, на которые можно было

бы частично опираться, пока еще недостаточны. В настоящее время решение этой задачи возможно только приближенно.

В этой главе приведены краткие сведения о существующих системах топливоподачи ЖРД, их достоинствах и недостатках, изложены основы их расчета, а также освещены другие вопросы, что в совокупности может помочь спроектировать рациональную систему топливоподачи.

§ 1. Основные типы систем топливоподачи ЖРД, их достоинства, недостатки и области применения

Горючее и окислитель обычно подаются из баков в камеру сгорания ЖРД либо газом под давлением, либо при помощи насосов.

Совокупность элементов двигателя, обеспечивающих подачу компонентов топлива из баков в камеру сгорания, принято называть *системой топливоподачи.*

Система топливоподачи ЖРД должна обеспечить возможность заправки двигателя топливом, хранения его в заправленном виде, запуск двигателя и последовательную подачу из баков в камеру сгорания компонентов топлива в требуемых весовом соотношении и количествах во время работы и слив из системы жидкостей в случае необходимости.

Система топливоподачи двигателя в общем случае состоит из следующих элементов:

1) баков для горючего, окислителя и вспомогательных веществ;

2) агрегата для создания давления подачи рабочих тел к месту их использования;

3) трубопроводов и арматуры (топливозаборники баков, заправочные и сливные пробки, отсечные, обратные и другие клапаны, вентили, реле давления, редуктор давления, разрывные мембраны, дроссельные шайбы и прочие элементы).

Элементы системы топливоподачи ЖРД конструктивно могут быть выполнены весьма различно и с разными схемами сочетания их между собой; поэтому число существующих комбинаций систем топливоподачи в настоящее время оказывается большим.

Главным элементом системы топливоподачи двигателя, определяющим все остальные ее элементы, является агрегат, создающий необходимое давление подачи рабочих компонентов к местам их использования.

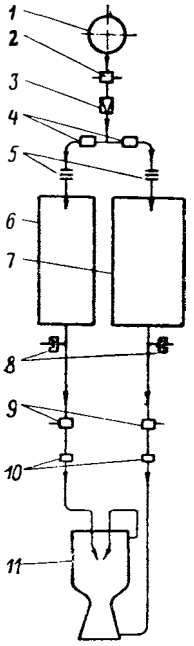
В зависимости от типа этого агрегата в настоящее время применяют две основные и наиболее характерные системы топливоподачи ЖРД: вытеснительную и нагнетательную.

Вытеснительная система топливоподачи ЖРД в своем составе может иметь один из следующих агрегатов:

а) *газовый аккумулятор давления* (ГАД), представляющий собой резервуар, в котором находится запас сжатого газа (воздуха,

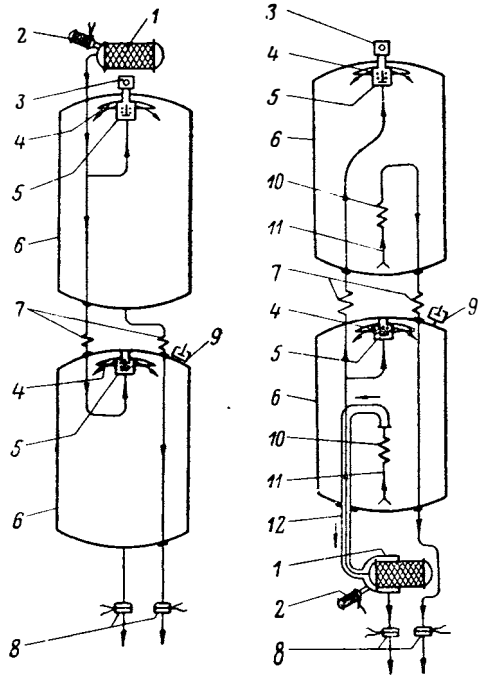
азота, гелия), необходимого для вытеснения из баков в камеру сгорания двигателя горючего и окислителя (см. фиг. 10. 1);

б) *пороховой аккумулятор давления* (ПАД), представляющий собой агрегат, вырабатывающий горячий газ определенного давления в виде продуктов медленного сгорания порохового заряда, необходимый для вытеснения из баков в камеру сгорания двигателя горючего и окислителя (фиг. 10. 2);



Фиг. 10. 1. Принципиальная схема вытеснительной системы топливоподачи ЖРД с ГАД.

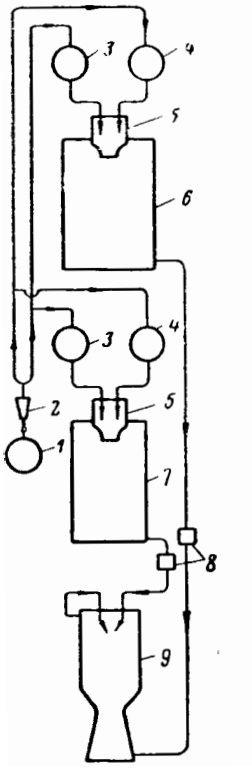
1—баллон сжатого воздуха, *2*—пусковой клапан с пиропатронами, *3*—редуктор давления сжатого воздуха, *4*—обратные клапаны, *5*—мембраны свободного прорыва, *6*—бак горючего, *7*—бак окислителя, *8*—реле давления, *9*—отсечные клапаны с пиропатронами, *10*—регулировочные шайбы, *11*—камера двигателя.



Фиг. 10. 2. Принципиальная схема вытеснительной системы топливоподачи ЖРД с ПАД.

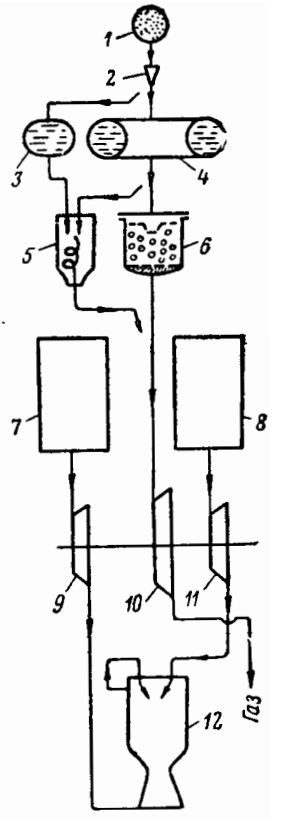
1—пороховой аккумулятор давления (ПАД), *2*—пусковая пороховая камера с электрозапалом, *3*—клапан постоянного давления, *4*—отражатель газа, *5*—обратный клапан, *6*—топливные баки, *7*—компенсаторы трубопроводов компонентов топлива, *8*—мембраны принудительного прорыва, *9*—реле давления, *10*—сильфон поворотного заборника, *11*—поворотный заборник, *12*—газопровод.

в) *жидкостный аккумулятор давления* (ЖАД), представляющий собой агрегат, вырабатывающий горячий газ определенного давления в виде продуктов сгорания компонентов топлива, необходимый для вытеснения из баков в камеру сгорания двигателя горючего и окислителя (фиг. 10. 3).



Фиг. 10. 3. Принципиальная схема вытеснительной системы топливоподачи ЖРД с ЖАД.

1—баллон для сжатого воздуха, *2*—редуктор давления воздуха; *3* и *4*—баки для вспомогательных компонентов топлива, *5* — газогенератор, *6*—бак для основного окислителя, *7*—бак для основного горючего, *8*—отсечные (контрольные) клапаны или рвущиеся мембраны, *9*—камера двигателя.



Фиг. 10. 4. Принципиальная схема турбонасосной системы топливоподачи ЖРД с перекисеводородным парогазогенератором (с твердым и жидким катализаторами перекиси водорода).

1—баллон сжатого газа, *2*—редуктор давления, *3*—бак для водного раствора перманганата натрия, *4*—бак для водного раствора перекиси водорода, *5*—реактор перекиси водорода с жидким катализатором, *6*—реактор перекиси водорода с твердым катализатором, *7*—бак для горючего, *8*—бак для окислителя, *9*—центробежный насос горючего, *10*—парогазовая турбина, *11*—центробежный насос окислителя, *12*—камера двигателя.

Вытеснительную систему топливоподачи с газовым, пороховым и жидкостным аккумуляторами давления иногда соответственно называют *газобаллонной, газопороховой и газогенераторной системой топливоподачи.*

Нагнетательная система топливоподачи ЖРД может иметь:

1) *механический привод насосов* от основного двигателя боевого аппарата (подобно некоторым самолетным ЖРД — ускорителям маневра),

2) *автономный привод насосов* в виде парогазовой турбины или другого типа двигателя.

Топливоподачу центробежными или винтовыми насосами с приводом от турбины принято называть *турбонасосной системой топливоподачи.*

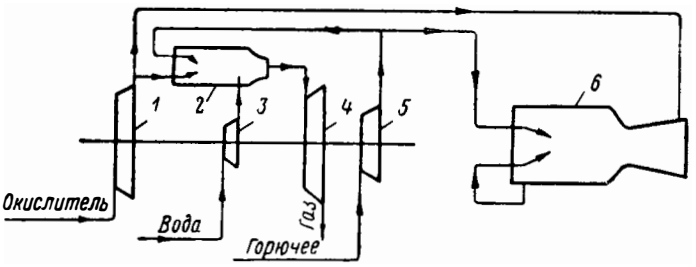
В качестве рабочего тела для питания турбины ТНА принципиально могут быть использованы:

1) парогаз, получаемый в результате разложения 80—82%-ной перекиси водорода в парогазогенераторе «холодного» типа (фиг. 10. 4);

2) газ, получаемый в результате сгорания основных или вспомогательных компонентов топлива в парогазогенераторе «горячего» типа (фиг. 10. 5);

3) газ, отбираемый из камеры сгорания двигателя (фиг. 10.6);
4) пороховой газ, получаемый в результате медленного горения порохового заряда в специальной камере;
5) сжатый газ, находящийся на борту боевого аппарата в специальном баллоне.

В любой вытеснительной системе топливоподачи ЖРД топливные баки находятся под давлением, несколько превышающим давление в камере сгорания. В турбонасосной же системе топливные баки почти разгружены от давления газа (в баках давление газа



Фиг. 10.5. Принципиальная схема турбонасосной системы топливоподачи с газогенератором «горячего» типа.

1—насос для подачи окислителя, *2*—газогенератор, *3*—насос для подачи воды в реактор, *4*—парогазовая турбина, *5*—насос для подачи горючего, *6*—камера двигателя.

обычно не превышает 2—3,5 *кг/см*^{2}), в результате чего вес их относительно небольшой.

Продукты сгорания топлива в парогазогенераторе и отбираемые непосредственно из камеры сгорания перед поступлением в турбину должны охлаждаться до безопасно допустимой для лопаток турбины температуры (500—850° С).

Одной из важных проблем, с которой приходится сталкиваться при применении турбонасосной системы подачи, является кавитация в центробежных насосах. Для обеспечения бескавитационной работы насосов при достаточно большом числе оборотов необходимо создавать перед ними подпор, причем чем больше будет этот подпор, тем более быстроходные можно применять насосы, тем меньше будут вес и габариты ТНА.

По принципу действия современные системы теплопередачи ЖРД делятся на системы одноразового действия, часто без регулирования расхода топлива (тяги) и применяемые в двигателях снарядов и воздушных торпед, и многоразового действия, в большинстве случаев с регулированием расхода топлива и обычно применяемые в маршевых авиационных двигателях.

Наиболее важной характеристикой любой системы топливоподачи ЖРД является ее удельный вес, определяемый как

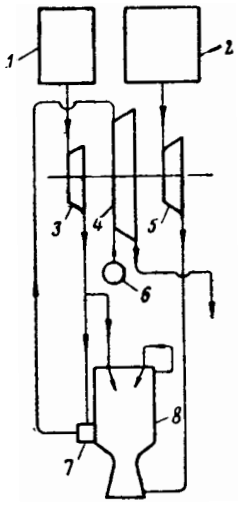
отношение общего веса системы $G_{с.п}$ к объему топливных баков $V_Б$, т. е.

$$\gamma_{с.п} = \frac{G_{с.п}}{V_Б} \ кг/л. \qquad (10.1)$$

Общий вес системы топливоподачи также можно относить и к весу запаса топлива в баках:

$$G_т \approx \gamma_т V_Б \ кг, \qquad (10.2)$$

где $\gamma_т$ — удельный вес топлива в баках в $кг/л$.



Фиг. 10.6. Принципиальная схема турбонасосной системы топливоподачи ЖРД с отбором газа из камеры сгорания двигателя и охлаждением его до определенной температуры добавлением некоторого количества горючего.

1—бак горючего, *2*—бак окислителя, *3*—насос горючего, *4*—газовая турбина, *5*—насос окислителя, *6*—газовый стартер турбины, *7*—камера смешения горячего газа с добавочным горючим, *8*—камера двигателя.

К системе топливоподачи любого типа предъявляются следующие основные требования:

1) простота, компактность и малый вес конструкции;

2) равномерность подачи рабочих компонентов к месту их потребления и легкость управления двигателем;

3) высокая экономичность и надежность работы;

4) дешевизна изготовления и удобство эксплуатации.

Так как иногда двигатель должен менять развиваемую им тягу по ступеням и периодически включаться в работу и выключаться, то в этом случае дополнительно требуется, чтобы система топливоподачи обеспечивала строго определенный закон изменения тяги, надежное включение двигателя в работу и выключение его, когда это требуется по условиям эксплуатации.

Различные схемы систем топливоподачи поразному изменяют свои весовые и экономические характеристики при изменении давления в камере сгорания и тяги (секундного расхода компонентов топлива) двигателя, времени его работы (запаса компонентов в баках) и соответственно имеют различные оптимальные значения параметров и области наиболее эффективного применения, связанные с назначением летательного аппарата.

Области и границы целесообразного применения той или иной схемы системы топливоподачи ЖРД и ее отдельных агрегатов до сего времени точно не установлены.

На выбор типа системы топливоподачи и ее отдельных элементов в первую очередь влияет удельный вес, а во вторую — сравни-

тельная конструктивная сложность, стоимость и экономичность работы.

При проектировании двигателя соответствующий тип системы топливоподачи и конструктивные особенности ее отдельных элементов обычно обусловливаются назначением, величиной тяги, продолжительностью и режимом работы двигателя, а также весовыми, технологическими, экономическими, эксплуатационными и другими соображениями. В связи с этим целесообразно кратко рассмотреть основные достоинства и недостатки существующих схем систем топливоподачи ЖРД.

Достоинствами вытеснительной системы топливоподачи с ГАД, ЖАД и ПАД являются:

1) простота и дешевизна конструкции;

2) небольшие габариты и удельный вес, если двигатель имеет малую тягу и небольшую продолжительность работы;

3) стабильность подачи компонентов топлива в камеру сгорания, если газовый аккумулятор снабжен редуктором давления или пороховой аккумулятор — высокочувствительным клапаном сброса излишнего давления пороховых газов, и т. п.

Основные недостатки этих систем топливоподачи:

1) большой удельный вес топливных баков ввиду необходимости выполнять их более прочными для работы под значительным давлением газа, особенно в случаях использования горячих газов (при наличии в системе ПАД или ЖАД);

2) большой удельный вес аккумулятора давления со сжатым в нем газом (в случае применения ГАД);

3) большие потери тепла от горячих газов в окружающую среду (в случаях применения ПАД или ЖАД), что увеличивает удельный вес потребного порохового заряда или топлива для газообразования;

4) скорость горения пороха зависит от температуры окружающей среды, в связи с чем поверхность его горения приходится определять исходя из скорости сгорания при возможно более низкой температуре окружающей среды, что связано с необходимостью установки на аккумуляторе клапана сброса давления и потерей части энергии пороха;

5) при увеличении времени работы двигателя вес этих систем топливоподачи резко увеличивается, что делает их непригодными для двигателей с большой тягой и значительной продолжительностью работы.

Если сжатый газ перед поступлением в топливные баки подогревать, то можно уменьшить его весовой запас в баллоне системы во столько раз, во сколько раз будет повышена температура.

Вследствие отмеченных особенностей вытеснительная система топливоподачи применима только для двигателей малых и средних тяг с небольшой продолжительностью работы. Эта система с ГАД применяется также в стационарных экспериментальных установ-

ках, стартовых и маршевых самолетных двигателях. Однако присущие этой системе положительные особенности в некоторых случаях могут обусловить целесообразность применения ее и для двигателей относительно больших тяг и продолжительностей работы.

К достоинствам турбонасосной системы топливоподачи относятся:

1) облегченная конструкция топливных баков, так как баки работают под невысоким давлением газов;

2) вес ТНА не зависит от продолжительности работы двигателя;

3) вполне удовлетворительное постоянство подачи компонентов топлива в камеру сгорания двигателя;

4) возможность использования отработавших газов турбины для управления полетом и стабилизации снаряда;

5) большая удельная тяга двигателя, так как оптимальное давление газов в камере сгорания при этой системе обычно оказывается выше, чем при вытеснительных схемах топливоподачи.

К недостаткам турбонасосной системы топливоподачи относятся сложность ее конструкции, снижающая надежность и повышающая стоимость двигателя, а также крутящий момент турбонасосного агрегата, передающийся аппарату, который может потребовать специальной компенсации.

Турбонасосная система топливоподачи применялась в двигателях для снарядов дальнего действия с тягой свыше 18—25 *т* при продолжительности работы больше 60 сек. При облегченной и экономичной конструкции ТНА эта система топливоподачи может оказаться целесообразной для двигателей меньших тяг и продолжительности работы.

Следует иметь в виду, что создание турбонасосной системы топливоподачи является весьма сложной и трудной задачей, особенно в тех случаях, когда приходится иметь дело с сильно агрессивными компонентами топлива. Вопросы осуществления дозирующих и регулирующих устройств этой системы также сложны и до сего времени в достаточной мере не исследованы.

Время выхода ТНА на расчетный режим может достигать 2 сек. при суммарном времени выхода двигателя на режим не более 2,3 сек.

После выбора рационального типа и конструкции отдельных элементов системы топливоподачи выбирают систему зажигания, управления, автоматики и автоблокировки ЖРД. Удачное решение этих вопросов гарантирует надежный запуск, работу и остановку двигателя.

§ 2. Основы проектирования и расчета топливных баков ЖРД

Топливные баки ЖРД представляют собой резервуары для горючего и окислителя. При их проектировании приходится решать следующие вопросы:

1. Выбор типа баков соответственно техническим требованиям.
2. Выбор схемы расположения баков на снаряде.
3. Выбор внутрибаковых топливозаборных устройств.
4. Определение потребного объема топливных баков.
5. Расчет баков и их отдельных элементов на прочность.
6. Определение веса топливных баков.
7. Выбор конструкционных материалов для баков и др.

1. Типы топливных баков и предъявляемые к ним требования. Топливные баки в зависимости от способа подачи компонентов топлива в камеру сгорания двигателя делятся на два основных типа:

Нагруженные баки, т. е. баки, которые при работе ЖРД находятся под высоким давлением и обычно являются составной частью вытеснительной системы топливоподачи.

Разгруженные баки, т. е. баки, которые при работе ЖРД находятся только под небольшим давлением (2—3,5 *кг/см*^{2} и выше) и обычно являются составной частью снаряда.

Поскольку топливные баки по размерам составляют наибольшую часть длины снаряда, то их часто используют и в качестве силового корпуса, воспринимающего усилия, действующие на снаряд. Такие баки называют *несущими.* Баки этого типа весьма чувствительны к наружному давлению, поскольку отношение толщины их стенок к диаметру очень мало ($\sim 1 : 500$).

От типа аккумулятора давления системы подачи и физико-химических свойств компонентов топлива, используемого в ЖРД, зависят требования, предъявляемые к материалам и конструкции топливных баков.

В случае применения для двигателя компонентов топлива с низкой температурой кипения (жидкий кислород и т. п.) баки должны иметь специальную термоизоляцию. Баки для агрессивных компонентов топлива нужно изготовлять из специальных коррозионностойких материалов.

Если в системе используется аккумулятор давления горячего типа, то необходимо учесть термические напряжения, возникающие в материале баков вследствие их нагревания горячим газом, а также изменение при этом прочностных свойств материала.

К проектируемым топливным бакам любого типа и конструкции предъявляются следующие основные требования.

Баки должны иметь возможно малый удельный вес, так как с уменьшением их веса улучшаются летные характеристики снаряда. Это требование особенно важно иметь в виду при проектировании ЖРД с нагруженными баками, так как вес их всегда составляет бо́льшую часть веса конструкции всего снаряда.

Минимального веса конструкции баков можно достичь, применяя для их изготовления материалы с высокими механическими свойствами и малым удельным весом.

При нагнетательной системе топливоподачи баки составляют малый процент от общего веса снаряда и часто бывают относительно просты в конструктивном отношении. В случае вытеснительной системы вес баков может составлять приблизительно 20—30% от общего веса снаряда без топлива.

Баки должны обладать высокой стойкостью против коррозии. Это требование приобретает особую важность при работе ЖРД на агрессивных компонентах топлива, особенно когда необходимо длительно хранить их в баках двигателя.

Баки должны быть просты в изготовлении и удобны в эксплуатации. Топливные баки в основном изготовляют сваркой. К сварным швам баков предъявляют высокие требования в отношении прочности, пластичности, плотности и коррозионной устойчивости. Сварка должна производиться так, чтобы деформации металла были минимальными.

Несущие баки должны иметь плавные обводы, соответствующие обводам снаряда. Баки должны располагаться на одной оси со снарядом (при последовательной схеме размещения). Конструкция топливных баков должна также удовлетворять ряду эксплуатационных требований: возможность быстрого опорожнения в аварийных случаях, измерения в баке уровня жидкости, быстрого сброса давления. В некоторых случаях для гидростатических испытаний, очистки, внутреннего осмотра бака нужно предусмотреть люки.

2. Геометрические формы и взаимное расположение баков на аппарате. Топливные баки ЖРД обычно выполняют цилиндрической формы и располагают их на боевых аппаратах раздельно (один за другим) или концентрично (один внутри другого).

Общепринятым образцом компоновки реактивного снаряда является последовательное расположение цилиндрических топливных баков впереди камеры двигателя.

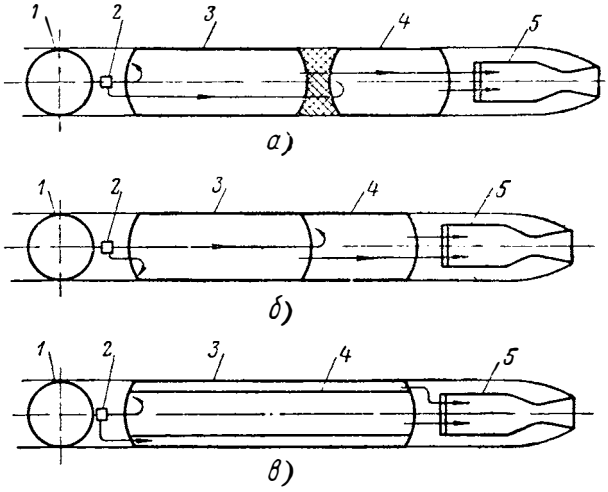
Выбирать ту или иную форму топливных баков и схему их расположения на аппарате необходимо с учетом весовых характеристик баков, мест их расположения, а также связанных с этим технологических, экономических и других факторов.

Если имеется возможность выполнять баки длинными, то для их расположения целесообразно выбрать более простую раздельную схему, а при значительном диаметре снаряда преимущество иногда может быть на стороне баков концентрической схемы (фиг. 10. 7, *в*). Концентрическая схема расположения топливных баков может быть оправдана только необходимостью обеспечить заданные весовые и летные характеристики снаряда, так как они относительно сложнее в изготовлении.

Несущие топливные баки часто выполняют «объединенной» конструкции (см. фиг. 10. 7, *б*). Основной недостаток этой конструкции, как и баков с концентрическим расположением, состоит в опас-

ности возможного взрыва самовоспламеняющихся компонентов топлива в случае нарушения герметичности перегородки между двумя баками.

Для двигателей с турбонасосной системой топливоподачи по условиям работы насосов иногда целесообразно впереди располагать бак окислителя. Вообще же расположение баков может быть различным; баки располагают так, чтобы снаряд был устойчи-



Фиг. 10. 7. Принципиальные схемы расположения на снаряде топливных баков двигателя.

а—раздельное последовательное расположение баков, *б*—объединенная конструкция баков с последовательным расположением, *в*—концентрическое расположение баков, *1*—аккумулятор давления, *2*—редуктор давления, *3* и *4*—топливные баки, *5*—камера двигателя.

вым. При решении вопроса о расположении баков на снаряде необходимо отдать предпочтение тому варианту, при котором центр тяжести баков по мере выгорания топлива будет меньше смещаться относительно его начального положения. С этой целью топливные баки обычно располагают на снаряде возможно ближе к его центру тяжести.

Диаметры топливных баков определяются конструкцией и назначением снаряда, а длина их — потребным запасом топлива для работы двигателя. Отношение длины бака к его диаметру часто равно 2—5, а в некоторых конструкциях последних лет даже достигает 8—12 (ракета «Аэроби», «Корпорелл» и др.).

Днища топливных баков часто выполняют сфероидальной формы. Однако иногда может оказаться целесообразной коническая форма в виде воронок. Такая форма днищ со стороны забора жидкости обеспечивает повышенную скорость жидкости перед тру-

бопроводом, а также исключает необходимость в применении баковых заборных устройств.

Размещение одного бака частично внутри другого позволяет уменьшить избыточное давление на коническое днище и заборный трубопровод одного из баков и выполнить их более тонкими и легкими.

3. Внутрибаковые заборные устройства. В конструкции каждого бака необходимо предусмотреть установку важных для его работы деталей: приспособлений для заправки, сливных и предохранительных клапанов и др. В нагруженных баках многоразового действия иногда устанавливают клапан сброса давления. В баках больших объемов часто делают люки для осмотра их внутренней части и ремонта.

При маневрах снаряда жидкие компоненты топлива в баках за счет центробежных сил могут быть отброшены от заборного патрубка, особенно в тот момент, когда в баках будет небольшое количество жидкости. Это может вызвать остановку двигателя и даже взрыв его в случае использования самовоспламеняющихся компонентов.

Кроме того, в баках возможно вспенивание жидкости в результате воздействия струи газа от аккумулятора давления, бурное перемешивание газа с жидкостью и образование в ней пузырей, что значительно нарушает нормальную работу двигателя.

На выходе жидкости из бака при определенных условиях возможно ее завихрение с образованием воронки, что может привести к прорыву рабочего газа из бака в отводящий трубопровод до полного израсходования жидкости и, следовательно, к остановке двигателя.

Для предохранения жидкости в баках от воздействия струи газа при входе, торможения волн и вспенивания при маневрах и перегрузках снаряда, а также для борьбы с образованием воронок на входе в заборное устройство устанавливают перегородки, диафрагмы и специальные воронкогасители.

Для предотвращения оголения заборного бокового патрубка при маневрах снаряда применяют специальные внутрибаковые заборные устройства.

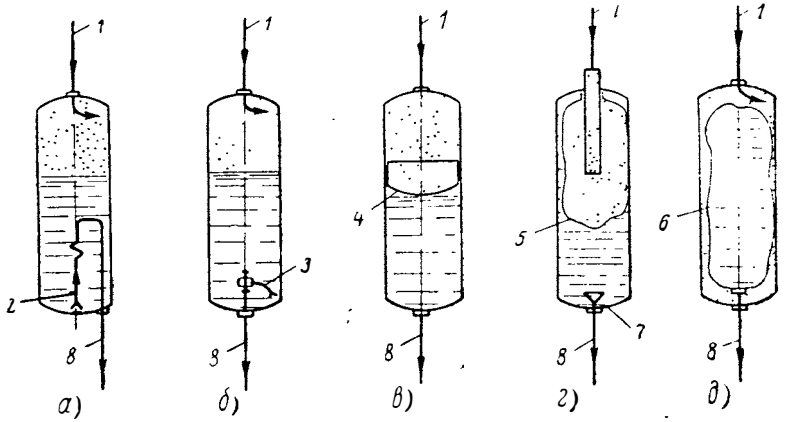
Известны следующие основные конструкции внутрибаковых топливозаборных устройств (фиг. 10.8):

1) шланговые гибкие заборники;
2) поворотные хоботовые заборники;
3) баковые передвижные поршни;
4) гибкие вытеснительные мешки.

При вытеснительных системах топливоподачи с ПАД или ЖАД необходимо в допустимых пределах ограничивать температуру газов, поступающих в топливные баки (обычно не выше 800—900° С), чтобы избежать чрезмерного нагревания стенок баков и снижения их прочности.

Горячие газы можно охлаждать, впрыскивая в них некоторое количество воды или охлаждая газовый трубопровод одним из компонентов топлива. При использовании ЖАД температуру продуктов сгорания можно также снизить изменением коэффициента состава топлива.

4. Определение потребного объема топливных баков. Потребный объем бака соответствующего компонента топлива определяют по формуле



Фиг. 10.8. Принципиальные схемы заборных устройств топливных баков.

а—бак со шланговым забором, *б*—бак с хоботовым заборником, *в*—бак с поршневым заборником, *г* и *д*—баки с вытеснительными мешками, *1*—подвод газа, *2*—шланговый хобот, *3*—поворотный хобот, *4*—поршень, *5* и *6*—вытеснительные мешки, *7*—гаситель, *8*—выход компонента топлива.

$$V_{Б}=V_{расч}+V_{гар}+V_{под}\ м^3,$$

где $V_{расч}=\frac{G\tau_{дв}}{\gamma}$ — расчетный объем данного компонента,

здесь G — секундный весовой расход в *кг*;

γ — удельный вес этого компонента;

$\tau_{дв}$ — продолжительность работы двигателя в сек.;

$V_{гар}\approx(0{,}02\div 0{,}05)V_{расч}$ — гарантийный запас компонента топлива, необходимый для запуска и надежной работы двигателя в течение установленного времени работы, так как практически возможно некоторое несоответствие между действительным и расчетным секундными расходами топлива и, кроме того, не всякое внутрибаковое устройство может обеспечить полный забор компонента из бака;

$V_{под} \approx (0{,}03 \div 0{,}06) V_{расч}$ — объем газовой подушки в баке, необходимый для предупреждения чрезмерного повышения давления в баке из-за объемного расширения компонента топлива при повышении температуры после заправки и газовыделения в результате протекающих в нем химических реакций, а также для смягчения внезапного удара поступающего газа о поверхность жидкости при вытеснительной системе топливоподачи при запуске.

Значение $V_{гар}$ тем больше, чем менее совершенно внутрибаковое устройство и больше период запуска и маневренность снаряда. Время работы ЖРД на стартовой установке определяется в основном системой запуска двигателя. При пушечном запуске это время составляет около 0,2 сек.; при ступенчатом запуске двигателя оно достигает 2—3 сек.

Объем газовой подушки в соответствующем баке нужно определять с учетом возможного повышения в нем давления вследствие увеличения температуры компонента топлива в условиях эксплуатации двигателя. Значение этого давления обусловливается конструкцией топливных баков и особенностями гидравлической системы топливоподачи двигателя; в вытеснительных системах оно не должно превышать давления разрыва запорных мембран (5—8 *ата*), так как иначе возможен самопроизвольный запуск двигателя.

В зависимости от условий применения снарядов с ЖРД температура атмосферного воздуха может колебаться от —40 до +50° С. При изменении этой температуры обычно изменяются температура и объемы компонентов топлива и воздушных подушек в баках.

Потребный объем бака для данного компонента топлива с учетом объема воздушной подушки можно определить следующим образом.

Если компонент топлива заправляют в бак при температуре —40° С, то объем его будет

$$V_{комп\ (-40^\circ)} = \frac{G_{комп}}{\gamma_{(-40^\circ)}},$$

а свободный объем в баке (воздушной подушки) выразится формулой

$$V_{a\ (-40^\circ)} = V_Б - V_{комп\ (-40^\circ)} = V_Б - \frac{G_{комп}}{\gamma_{(-40^\circ)}},$$

где $G_{комп}$ — вес данного компонента топлива для работы двигателя в течение заданного промежутка времени;

$V_Б$ — потребный объем бака для данного количества компонента топлива с учетом объема воздушной подушки;

$\gamma_{(-40^\circ)}$ — удельный вес этого компонента при температуре -40° С.

При нагревании компонента топлива свободный объем в баке (воздушной подушки) уменьшится и при температуре $+50^\circ$ С будет

$$V_{\text{под}\,(+50^\circ)} = V_{\text{Б}} - \frac{G_{\text{комп}}}{\gamma_{(+50^\circ)}},$$

где $\gamma_{(+50^\circ)}$ — удельный вес компонента при температуре $+50^\circ$ С.

Так как бак герметичен, то в нем при температуре $+50^\circ$ С остается то же весовое количество воздуха, что и при температуре -40° С, а давление его повысится до какого-то безопасно допустимого для бака значения $p_{\text{под}}$, т. е.

$$G_{\text{под}} = G_{\text{под}\,(-40^\circ)} = G_{\text{под}\,(+50^\circ)}.$$

Вес воздушной подушки при температуре -40 и $+50^\circ$ С можно выразить следующими уравнениями состояния:

$$G_{\text{под}\,(-40^\circ)} = \frac{p_a V_{a\,(-40^\circ)}}{R_a T_{a\,(-40^\circ)}} = \frac{p_a \left[V_{\text{Б}} - \dfrac{G_{\text{комп}}}{\gamma_{(-40^\circ)}} \right]}{R_a T_{a\,(-40^\circ)}};$$

$$G_{\text{под}\,(+50^\circ)} = \frac{p_{\text{под}} V_{\text{под}\,(+50^\circ)}}{R_{\text{под}} T_{\text{под}\,(+50^\circ)}} = \frac{p_{\text{под}} \left[V_{\text{Б}} - \dfrac{G_{\text{комп}}}{\gamma_{+50^\circ}} \right]}{R_{\text{под}} T_{\text{под}\,(+50^\circ)}},$$

где p_a, T_a и R_a — давление, температура и газовая постоянная атмосферного воздуха при температуре -40° С; $p_{\text{под}}$, $T_{\text{под}}$ и $R_{\text{под}}$ — то же воздушной подушки в баке при температуре $+50^\circ$ С.

Сравнивая правые части этих уравнений и производя соответствующие преобразования при $R_a = R_{\text{под}}$, получим формулу для определения потребного объема бака данного компонента топлива:

$$V_{\text{Б}} = \frac{\dfrac{p_{\text{под}}}{\gamma_{(+50^\circ)}} T_{a\,(-40^\circ)} - \dfrac{p_a}{\gamma_{(-40^\circ)}} T_{\text{под}\,(+50^\circ)}}{p_{\text{под}} T_{a\,(-40^\circ)} - p_a T_{\text{под}\,(+50^\circ)}} G_{\text{комп}}$$

или

$$V_{\text{Б}} = \frac{233 \dfrac{p_{\text{под}}}{\gamma_{(+50^\circ)}} - 323 \dfrac{1}{\gamma_{(-40^\circ)}}}{233 p_{\text{под}} - 323} G_{\text{комп}}.$$

Эта формула не учитывает упругость паров компонента топлива и давление, которое может создаться в баке вследствие разложения компонента при его хранении.

Заправку компонентов топлива в баки можно запроектировать сверху или снизу (в зависимости от типа снаряда, условий его старта и др.). Жидким кислородом целесообразно заправлять бак снизу, чтобы избежать его бурного испарения. При заправке баков компонентами топлива газовые подушки сообщаются с атмосферой через дренажи.

При вычислении объема баков необходимо также учитывать объем, занимаемый трубопроводами, заборными устройствами, и т. п.

В тех случаях, когда двигатель останавливается из-за выработки запаса топлива в баках, объемы баков для компонентов топлива целесообразно выполнять такой величины, при которой первым израсходовался бы окислитель и остановка двигателя происходила на горючем. При этом условии гарантийные остатки компонентов получаются меньше, а условия остановки двигателя благоприятнее.

5. Расчет баков на прочность. Расчет баков на прочность производят по формулам теории тонкостенных сосудов.

При турбонасосной системе топливоподачи расчетное давление в топливных баках в первом приближении можно принимать равным 2—3,5 *кг/см²*.

При вытеснительной системе топливоподачи расчетное давление в баках берут на 15—25% больше необходимого давления подачи, которое уточняют после окончательной разработки всей гидравлической системы двигателя.

Необходимое давление подачи данного компонента топлива в камеру сгорания двигателя в случае вытеснительной системы выражается формулой

$$p_{\text{п}} = p_{\text{Б}} = p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{с.п}} \ кг/см^2, \qquad (10.3)$$

где $p_{\text{Б}}$ — давление компонента топлива в баке;

$p_{\text{к}}$ — давление газов в камере сгорания двигателя;

$\Delta p_{\text{с.п}}$ — суммарный перепад давления компонента топлива в системе топливоподачи двигателя (в форсунках $\Delta p_{\text{ф}}$, в охлаждающем тракте $\Delta p_{\text{охл}}$, в трубопроводах $\Delta p_{\text{тр}}$, клапанах $\Delta p_{\text{кл}}$, дроссельных шайбах и т. д.).

Все эти потери давления жидкостей от баков до камеры сгорания включительно определяют по обычным формулам гидравлики.

При проектировании гидравлической системы двигателя необходимо, чтобы давление обоих компонентов топлива в баках было одинаковым, так как это упрощает конструкцию системы топливоподачи. Неравенство гидравлических сопротивлений в трактах горючего и окислителя обычно устраняют постановкой в системе специальных дроссельных шайб. Эти шайбы также используются для обеспечения необходимого расхода компонентов топлива в камеру сгорания при заданном их весовом соотношении.

Толщина стенок топливных баков определяется давлением, под которым находятся компоненты топлива, а также механическими свойствами материала, из которого изготовлены эти баки.

Зная расчетное давление в баках $p_Б$, можно определить необходимую толщину стенки бака $\delta_Б$. Например, для цилиндрического бака имеем

$$\delta_Б = \frac{p_Б d_Б n_Б}{2\sigma_{b\,Б}}, \qquad (10.4)$$

где $d_Б$ — внутренний диаметр бака;

$\sigma_{b\,Б}$ — предел прочности для выбранного материала бака в $кг/см^2$;

$n_Б$ — запас прочности материала бака.

Толщина стенки днищ цилиндрических баков зависит от их формы. Толщину стенки сферического днища бака определяют по формуле

$$\delta_{дн} = \frac{p_Б d_Б n_Б}{4\sigma_{b\,Б}}. \qquad (10.5)$$

Наиболее распространенной является эллиптическая или близкая к ней форма днища бака, описываемая радиусом $r_{дн} > \frac{d_Б}{2}$.

Толщину стенки днища бака при этом можно определить по формуле

$$\delta_{дн} = \frac{p_Б r_{дн} n_{дн}}{2\sigma_{b\,дн}}, \qquad (10.5а)$$

где $r_{дн}$ — радиус сферы днища.

При расчете баков нужно учитывать снижение прочности их материала от нагревания.

В наиболее тяжелых условиях металл баков работает при подаче топлива горячими газами (от ПАД или ЖАД). В этом случае металл должен быть достаточно прочным при давлении подачи порядка 35—60 *ата* и температуре около 400—800° С.

Если топливные баки являются несущими, то, кроме силовых напряжений в металле от давления в них холодных или горячих газов, нужно дополнительно учитывать внешние силовые нагрузки, испытываемые баками во время старта и полета снаряда (вес столба жидкости в баке, эффект ускорения и др.).

В современных конструкциях топливных баков, изготовленных из стали и нагруженных давлением холодного газа, запас прочности $n_Б \approx 1{,}5 \div 2{,}0$. Если топливные баки работают под давлением горячих газов или используются в качестве несущей конструкции снаряда, то запас прочности материала для баков нужно увеличивать до $n_Б \approx 2{,}5$ и выше. Запас прочности материала баков учитывает также увеличение давления в баках от столба жидкости и силы инерции ее, возникающей во время полета снаряда.

Для облегчения веса цилиндрических топливных баков, а также газовых аккумуляторов иногда применяют проволочную оплетку их. Вес оплетенного стальной проволокой цилиндрического бака почти равен весу бака шаровой формы той же емкости (подобно газовым баллонам немецкого снаряда V-1).

Разгруженные от давления топливные баки, используемые в двигателях с нагнетательной системой топливоподачи, обычно выполняются тонкостенными (толщина оболочки достигает 2 *мм*) из магниевоалюминиевого сплава с временным сопротивлением разрыву $\sigma_{b\,Б} \leqslant 20$ *кг/мм*^{2} и удельным весом 2700 *кг/м*^{3}. Запас прочности баков из этого материала можно принимать $n_Б = 1{,}8 \div 2$.

6. Определение веса топливных баков. Сухой вес цилиндрического бака соответствующего компонента без учета воздействия столба жидкости в нем и сил ускорения можно выразить формулой

$$G_Б = \varepsilon_Б \pi d_Б l_Б \delta_Б \gamma_{м.Б} \ кг, \tag{10.6}$$

где $\varepsilon_Б \approx 1{,}2 \div 1{,}4$ — коэффициент утяжеления, учитывающий вес днищ, фланцев, креплений и арматуры бака (заправочный клапан, заборные устройства и др.);

$l_Б = \dfrac{4V_Б}{\pi d_Б^2}$ — длина цилиндрического бака;

$\gamma_{м.Б}$ — удельный вес материала, из которого изготовлен бак.

Подставляя в (10.6) значения $\delta_Б$ из (10.5) и $l_Б$, окончательно получим

$$G_Б = 2\varepsilon_Б \frac{p_Б V_Б n_Б}{\sigma_{b\,Б}/\gamma_{м.Б}}. \tag{10.7}$$

Удельный вес топливных баков будет

$$\gamma_Б = \frac{G_Б}{V_Б} = \frac{2\varepsilon_Б p_Б n_Б}{\sigma_{b\,Б}/\gamma_{м.Б}}. \tag{10.8}$$

Таким образом, удельный вес топливных баков пропорционален давлению $p_Б$ и зависит от формы, конструкции и прочностных свойств материала баков, причем $\gamma_Б$ уменьшается при увеличении коэффициента прочности материала $\sigma_{b\,Б}/\gamma_{м.Б}$.

Для прикидочных расчетов можно пользоваться данными о выполненных баках подобного типа и из того же материала с учетом значений давления $p_Б$ и объема $V_Б$.

Считая прочностные и конструктивные характеристики сравниваемых баков одинаковыми, получим

$$G'_Б = G_Б \frac{V'_Б}{V_Б} \frac{p'_Б}{p_Б}. \tag{10.9}$$

При вычислении веса разгруженного бака большого объема нужно учитывать вес поперечного силового набора (шпангоутов), необходимого для придания баку жесткости, арматуры, перегородок и изоляции.

Коэффициент наполнения баков топливом зависит от назначения снаряда и практически может колебаться в пределах 0,6—0,8. Это означает, что запас топлива в баках составляет около 60—80% от стартового веса снаряда, а следовательно, топливные баки обычно имеют относительно большие габариты и значительный вес.

При нагнетательной системе топливоподачи баки составляют малый процент от общего веса снаряда и часто бывают относительно просты в конструктивном отношении. В случае вытеснительной системы топливоподачи вес баков может составлять около 20—30% от общего веса снаряда без топлива и приблизительно 70% от сухого веса двигателя. По этой причине проектирование топливных баков часто подчиняется общей идее проектирования снаряда.

7. Материалы для баков. При выборе материала для баков обычно исходят из предъявляемых к ним требований с учетом:

1) рода компонентов топлива (их коррозионное действие);

2) способа подачи компонентов топлива в камеру сгорания двигателя (насосами, холодным или горячим газом);

3) расположения баков в снаряде (несущие или ненесущие баки);

4) продолжительности хранения компонента топлива в баке и др.

Для ряда конкретных случаев практикой найдены наиболее пригодные материалы, в большинстве различные марки сталей и сплавы алюминия. При соответствующей технологии сварки и термообработки для некоторых компонентов топлива можно изготовить баки из углеродистых сталей и магния. Применение же этих материалов для баков ряда окислителей возможно только при условии специальной защиты их поверхности от коррозии. Часто баки для окислителей изготовляются из нержавеющих сталей.

Многие специальные стали обладают высокими механическими свойствами: при соответствующей термообработке эти стали могут выдержать напряжение до 120 $кг/мм^2$. Однако трудность использования таких сталей заключается в том, что при сварке их трудно получить прочность сварного шва, равную прочности основного материала. Кроме того, после сварки баки требуют термообработки, что при больших размерах бака осуществить достаточно трудно. К тому же эти стали дороги.

При проектировании ЖРД одноразового действия нужно ши-

роко использовать малодефицитные материалы, чтобы значительно снизить стоимость всей конструкции.

Так как для большинства горючих не требуются баки высокой коррозионной стойкости, то для изготовления их обычно применяют высокопрочные стали. При подборе для них прокладок и других принадлежностей следует учитывать, что большинство используемых в настоящее время горючих обладает свойствами активных растворителей. Поэтому часто в качестве материала для прокладок применяется пластмасса.

Все окислители по природе являются более или менее агрессивными веществами по отношению ко многим конструкционным материалам. Поэтому баки агрессивных окислителей должны обладать высокой коррозионной стойкостью. Кроме того, материал баков для перекиси водорода не должен содержать элементы, являющиеся катализатором ее разложения (особенно меди). В случае применения жидкого кислорода и т. п. материал бака должен сохранять необходимую прочность при низких температурах.

В настоящее время известны металлические и неметаллические материалы, которые достаточно стойки по отношению к окислителям и могут быть использованы для баков ЖРД.

Двигатели, работающие на топливе, окислителем которого является азотная кислота или ее производные, в настоящее время нашли применение на практике в различных областях средств вооружения и авиации. В связи с этим остро стоит вопрос о материалах для изготовления баков ЖРД.

Для баков азотной кислоты и ее производных, четырехокиси азота, перекиси водорода и тетранитрометана могут быть использованы легированные стали.

Для перекиси водорода можно использовать и углеродистые стали при условии применения для них каких-либо покрытий (лака, воска или окисной пленки).

Для баков жидких кислорода и озона применимы нержавеющие стали и алюминиевые сплавы. Низкая температура жидкого кислорода, как и других низкокипящих жидкостей, накладывает некоторые ограничения на выбор материалов для баков в связи с явлением их хладоломкости.

Для баков жидких фтора, окиси и нитрата фтора пригодны никель, медь, алюминий и их сплавы, а также легированные стали [1].

Для баков хлорной кислоты применимы хромистые стали, а также алюминий и его сплавы.

---

[1] Missiles and Rockets, Sept. 1957.

§ 3. Расчет газового аккумулятора давления системы топливоподачи двигателя

Газовый аккумулятор давления (ГАД) представляет собой баллон с соответствующей арматурой, в котором сосредоточен запас сжатого воздуха или другого газа, необходимый для вытеснения компонентов топлива из баков в камеру сгорания двигателя.

При проектировании и расчете ГАД системы топливоподачи необходимо решить следующие вопросы:

1) выбор формы баллона аккумулятора и рабочего газа для системы;

2) выбор начального давления газа в баллоне;

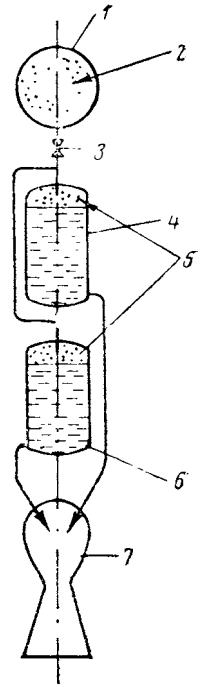
3) определение температуры газа в баллоне и в топливных баках в конце работы системы;

4) определение объема баллона и потребного запаса газа;

5) расчет газового аккумулятора на прочность и определение его веса.

1. Выбор формы баллона аккумулятора и рабочего газа для системы. Газовый баллон аккумулятора давления обычно выполняют шарообразной формы, так как его вес меньше веса баллона цилиндрической формы при тех же условиях. Баллон цилиндрической формы со сферическими днищами применяют только в тех случаях, когда диаметр шарового баллона превышает расчетный мидель снаряда.

Баллоны для сжатого газа изготовляют из высокопрочных хорошо свариваемых сталей.



Фиг. 10.9. К расчету газового аккумулятора давления вытеснительной системы топливоподачи ЖРД.

1—ГАД, *2*—газ *3*—редуктор давления, *4*—бак горючего, *5*—газ, *6*—бак окислителя, *7*—камера сгорания двигателя

На фиг. 10.9 схематически изображена система топливоподачи с ГАД. Приняты следующие обозначения параметров газа:

$V_{1а}$, $G_{1а}$, $p_{1а}$ и $T_{1а}$ — начальные для газа в аккумуляторе давления;

$V_{2а} = V_{1а}$, $G_{2а}$, $p_{2а}$ и $T_{2а}$ — конечные для газа в аккумуляторе давления;

$V_{1Б}$, $G_{1Б}$, $p_{1Б}$ и $T_{1Б}$ — начальные в топливных баках;

$V_{2Б}$, $G_{2Б}$, $p_{2Б}$ и $T_{2Б}$ — конечные для газа в топливных баках,

где V — объем газа;

G — вес газа;

p — давление газа и

T — температура газа.

При проектировании системы обычно задаются начальным давлением газа в аккумуляторе давления исходя из соображений, что:

1) повышение начального давления p_{1a} газа данного объема в баллоне почти не влияет на вес баллона и уменьшает его объем и габариты (см. фиг. 10.9);

2) чем больше p_{1a}, тем меньше будет в системе неиспользованного пассивного газа в конце работы двигателя;

3) чем больше p_{1a}, тем дороже обходится получение 1 *кг* сжатого газа;

4) получение газа с высоким p_{1a} лимитируется величиной напора заправочных средств.

При заправке баллона газом при помощи компрессора наибольшее давление принимается равным 250—330 *атм,* так как увеличение давления сверх указанных значений усложняет конструкцию компрессора. При заправке баллона посредством испарения жидкого газа это соображение отпадает, и начальное давление газа в баллоне можно брать более высоким, чем при заправке компрессорами; последнее ограничивается возможностями изготовления толстостенных баллонов и арматуры на весьма высокие давления.

Таким образом, начальное давление газа в баллоне аккумулятора системы топливоподачи определяется условиями заправки баллона и обычно колеблется в пределах 150—350 *кг/см*^{2}, т. е. превышает давление подачи $p_{\text{Б}}$ почти в 4—8 раз.

Газовый баллон обычно заряжают сжатым газом перед стартом через зарядный кран, конструкция которого позволяет сбросить давление вручную, если в этом возникает необходимость. Контроль давления обеспечивается манометром. Для предохранения трубопроводов от завышенного давления в магистральной линии обычно устанавливают предохранительный клапан, выпускающий воздух в атмосферу.

Дросселирование газа при выходе из баллона в топливные баки до давления подачи $p_{\text{Б}}$ почти всегда производят через редукторы давления. Для этой цели также может быть использована относительно дешевая дроссельная шайба, но она не может обеспечить постоянство давления подачи (фиг. 10.10).

Редуктором давления газа регулируют постоянство подачи компонентов топлива из баков в камеру сгорания и, следовательно, постоянство режима работы двигателя.

Давление газа в баллоне в конце работы системы при расчетах принимают равным [1]

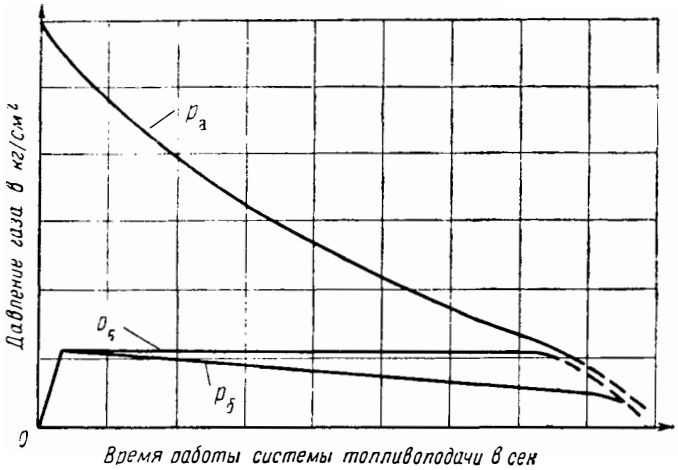
$$p_{2a} = p_{\text{Б}} + \Delta p_{\text{ред}}, \tag{10.10}$$

где $\Delta p_{\text{ред}} \approx 5 \div 10$ *кг/см*^{2} — минимально потребный перепад давле-

[1] Г. Б. Синярев и М. В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. Оборонгиз, 1950.

ния газа в редукторе давления для обеспечения нормальной его работы в последние секунды работы двигателя.

2. Выбор начального давления газа в баллоне. В качестве рабочего сжатого газа в системе можно применять воздух, азот, гелий и углекислоту. Выбор рода газа для газобаллонной системы топливоподачи зависит от природы компонентов топлива, от температуры, растворимости в них газа и других факторов.



Фиг. 10.10. Изменения давления газа в аккумуляторе давления $p_а$, за редуктором $p_Б$ и дроссельной шайбой $p_б$ в зависимости от времени работы системы топливоподачи.

В современных системах часто применяется сжатый воздух, как относительно более дешевый и всегда имеющийся в достаточном количестве. Азот применяется в тех случаях, когда компоненты топлива могут входить в химическое взаимодействие с воздухом и нарушать нормальные условия подачи.

Гелий может применяться, когда необходимо вытеснять сжиженные компоненты топлива при таких низких температурах, при которых воздух или азот при соприкосновении с холодной жидкостью способен конденсироваться и растворяться в них. Преимущество гелия перед другими газами состоит еще и в том, что он имеет меньшие молекулярный и удельный веса. В связи с этим вес гелия, необходимого для вытеснения 1 $м^3$ жидкости, при одинаковых условиях будет почти в 7 раз меньше, чем вес азота. Кроме того, при дросселировании гелия в редукторе в противоположность воздуху и азоту температура его возрастает, еще уменьшая необходимый вес вытесняющего газа.

Для вытеснения холодных сжиженных компонентов топлива требуется больше сжатого газа, чем для вытеснения такого же ко-

личества несжиженного жидкого компонента при нормальной температуре, что объясняется охлаждением газа в баках. Например, для подачи жидкого кислорода требуется примерно в 2,5 раза больше азота, чем для подачи такого же количества азотной кислоты или керосина.

3. Определение температуры газа в баллоне и в топливных баках в конце работы системы. По мере вытекания газа из баллона в топливные баки оставшийся в нем газ расширяется с понижением температуры и притоком тепла от более нагретых стенок баллона. Но так как этот подвод тепла незначительный, то температура газа в баллоне в конечном счете понижается, т. е. в баллоне имеет место политропное расширение газа с показателем n, меньшим, чем при адиабатическом расширении газа ($1<n<k$).

Поскольку невозможно точно оценить значение n, то расчет системы с газовым аккумулятором давления принято вести по показателю адиабаты k. В связи с этим температура газа в баллоне в конце работы системы определится из уравнения адиабаты расширения газа в системе:

$$T_{2а} = T_{1а}(p_{2а}/p_{1а})^{\frac{k-1}{k}} = T_{1а}x^{\frac{k-1}{k}} = T_{1а}C_1\ °\text{К}. \qquad (10.11)$$

При дросселировании температура азота несколько понижается, а гелия — незначительно повышается. В топливных баках дросселированный газ немного подогревается вследствие более высокой температуры стенок бака и находящегося в нем жидкого компонента топлива.

Теоретический учет изменения температуры газа в топливных баках весьма затруднен вследствие малой изученности процесса теплообмена в системе. Температура газа в баллоне и в топливных баках в конце работы системы определится из уравнения закона сохранения энергии газа в системе при условии процесса его расширения по адиабате (см. фиг. 10.9):

$$U_1 = U_2 + AL \qquad (10.12)$$

или

$$G_{1а}C_{v_{1а}}T_{1а} + G_{1Б}C_{v_{1Б}}T_{1Б} = G_{2а}C_{v_{2а}}T_{2а} + G_{2Б}C_{v_{2Б}}T_{2Б} + AL, \qquad (10.13)$$

где $U_1 = G_{1а}C_{v_{1а}}T_{1а} + C_{1Б}C_{v_{1Б}}T_{1Б}$ — внутренняя энергия газа в баллоне и соответственно в топливных баках до начала работы системы;

$U_2 = G_{2а}C_{v_{2а}}T_{2а} + G_{2Б}C_{v_{2Б}}T_{2Б}$ — то же в конце работы системы;

$A = \frac{1}{427}$ — тепловой эквивалент механической работы в *ккал/кгм*;

$$L=\int_{V_{1Б}}^{V_{2Б}} p_Б\,dV_Б = p_{1Б}(V_{2Б}-V_{1Б}) = p_{1Б}V_{2Б} - p_{1Б}V_{1Б} = G_{2Б}R_{2Б}T_{2Б} -$$

$$-G_{1Б}R_{1Б}T_{1Б}$$ — механическая работа, затрачиваемая на вытеснение компонентов топлива из баков в камеру двигателя при $p_{1Б}=p_{2Б}=p_Б=\text{const}$;

$G_{2Б}=G_{1а}+G_{1Б}+G_{2а}$ — вес газа в топливных баках в конце работы системы; получается из уравнения весового баланса газа в системе $G_{1а}+G_{1Б}+G_{2а}$;

$$G_{2а}=\frac{p_{2а}V_{2а}}{R_{2а}T_{2а}}=\frac{p_{2а}V_{1а}}{R_{2а}T_{1а}x^{\frac{k-1}{k}}}=\frac{p_{2а}}{x^{\frac{k-1}{k}}}=\frac{V_{1а}}{R_{1а}T_{1а}}=\frac{p_{2а}}{x^{\frac{k-1}{k}}}\frac{G_{1а}}{p_{1а}}=$$

$$=\frac{p_{2а}}{p_{1а}}\frac{G_{1а}}{x^{\frac{k-1}{k}}}=x\frac{G_{1а}}{x^{\frac{k-1}{k}}}=G_{1а}x^{1/k},$$

так как $V_{2а}=V_{1а}=V_а$ и из уравнения состояния газа в баллоне до начала работы системы $p_{1а}V_{1а}=G_{1а}R_{1а}T_{1а}$, то $V_{1а}/R_{1а}T_{1а}=G_{1а}/p_{1а}$.

Подставляя полученные выражения для $G_{1а}$, $T_{2а}$, $G_{2Б}$ и L в уравнение (10.13) и считая без большой погрешности в расчетах, что во время работы системы соответствующие теплоемкости C_v и постоянные R газа между собой равны и $p_{1Б}=p_{2Б}=\text{const}$ (в системе установлен редуктор давления газа, см. фиг. 10.10), а также имея в виду известное выражение $AR/C_v=k-1$, получим окончательное уравнение для определения температуры газа в топливных баках в конце работы системы:

$$T_{2Б}=\frac{G_{1а}T_{1а}(1-x)+kG_{1Б}T_{1Б}}{k[G_{1а}(1-x^{1/k})+G_{1Б}]}\ °\text{К}. \qquad (10.14)$$

Пренебрегая в этом уравнении без существенных погрешностей в расчетах незначительной величиной $G_{1Б}$, получим

$$T_{2Б}\approx T_{1а}\frac{1-x}{k(1-x^{1/k})}=T_{1а}C_2\ °\text{К}, \qquad (10.15)$$

где C_2 — коэффициент (берется из табл. 10.1).

Если газ в системе специально подогревается, то

$$T_{2Б}\approx T_{1а}\frac{1-x}{k(1-x^{1/k})}+\frac{q_{уд}}{C_p}, \qquad (10.16)$$

где $q_{уд}$ — удельный теплоподвод к газу в *ккал/кг*;

C_p — теплоемкость газа при постоянном давлении в *ккал/кг* °С.

Таблица 10.1

Значения коэффициентов C_1 и C_2 в зависимости от p_{1a}/p_{2a} при $k=1{,}33$

$x=p_{1a}/p_{2a}$	10	8,5	7	5,5	4	3	2
C_1	0,56	0,60	0,61	0,65	0,70	0,76	0,84
C_2	0,75	0,77	0,80	0,83	0,87	0,88	0,90

Если учесть изменение температуры воздуха в процессе дросселирования, то C_2 будет несколько меньше табличных значений, а для гелия — немного больше. Для расчетов величину C_2 нужно брать на 10% выше табличных значений.

4. Определение объема баллона и потребного запаса газа. При расчете газобаллонной системы топливоподачи необходимо определить объем баллона и запас сжатого газа для вытеснения компонентов топлива из баков в камеру сгорания двигателя под давлением $p_Б$.

Исходными данными для этого являются:

1) общий объем баков горючего и окислителя;

2) давление подачи компонентов, т. е. давление в топливных баках;

3) род рабочего газа и его начальные параметры — давление и температура.

Потребный объем газового баллона аккумулятора давления можно определить при помощи уравнения (10. 13), если в нем заменить $GT=pv/R$. При этом условии упомянутое уравнение энергии примет вид

$$V_{1a}(p_{1a}-p_{2a})=p_{2Б}V_{2Б}-p_{1Б}V_{1Б}+\frac{AR}{C_v}\int_{V_{1Б}}^{V_{2Б}}p_Б\,dV_Б. \qquad (10.17)$$

При постоянном давлении подачи (при $p_{1Б}=p_{2Б}=\text{const}$) это уравнение приводится к виду

$$V_{1a}(p_{1a}-p_{2a})=p_{2Б}(V_{2Б}-V_{1Б})\left(1-\frac{AR}{C_v}\right), \qquad (10.18)$$

откуда с учетом выражений $AR/C_v=k-1$ и $p_{2a}=p_{1a}x$ получим

$$V_{1a}=\frac{kp_{2Б}(V_{2Б}-V_{1Б})}{p_{1a}-p_{2a}}=\frac{kp_{2Б}(V_{2Б}-V_{1Б})}{p_{1a}(1-x)}. \qquad (10.19)$$

Пренебрегая в этом уравнении в целях упрощения расчетов незначительной величиной $V_{1Б}$, а также вводя обозначения $V_{1a}=V_a$, $p_{1a}=p_a$, $p_{2Б}=p_Б$ и $V_{2Б}=V_Б$, окончательно получим вы-