Ф. А. ЦАНДЕР

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РАКЕТНЫХ АППАРАТОВ



ОБОРОНГИЗ
1947

Ф. А. ЦАНДЕР

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РАКЕТНЫХ АППАРАТОВ

Сборник статей
под редакцией
М. К. ТИХОНРАВОВА

ОБОРОНГИЗ

МОСКВА 1947

Книга представляет собой сборник работ по ракетной технике советского ученого и инженера Ф. А. Цандера — продолжателя идей К. Э. Циолковского в области разработки проблем космических полетов. Помещенные в книге работы были написаны автором в период 1924—1932 гг. и частично опубликованы в разное время в периодической печати.

В работах Ф. А. Цандера имеются оригинальные предложения по ракетной технике и расчетные данные полетов ракет на дальние расстояния и в космическое пространство.

Книга может быть полезной для инженеров и техников, занимающихся разработкой проблем ракетной техники, и для широких кругов читателей, интересующихся развитием этой области науки и техники.

ОТ РЕДАКТОРА

Инженер Фридрих Артурович Цандер умер 28 марта 1933 г. в Кисловодске. Он был первым инженером в нашей стране, посвятившим себя всецело разрешению задач межпланетного полета и деятельности в области ракетной техники. Цандер был прямым продолжателем К. Э. Циолковского как в области теоретической разработки вопроса, так и по практическим предложениям. Соединяя в себе крупного ученого и талантливого инженера, Ф. А. Цандер при жизни наметил ряд рациональных технических решений проблемы космических полетов. Так, например, его идея использования элементов конструкции самой ракеты в качестве топлива сделала вероятность космических полетов вполне возможной и технически осуществимой.

Ф. А. Цандер являлся новатором в области ракетной техники и особенно в области теории полета ракет на дальние расстояния и в космическом пространстве. Он подверг математической и критической обработке все предлагавшиеся способы полета и выдвинул ряд совершенно новых. Ф. А. Цандер предложил соединить ракету с самолетом с целью преодоления нижних слоев атмосферы, предложил новые тепловые циклы для использования их как в ракетных двигателях на жидком топливе, так, особенно, в воздушных ракетных двигателях, предложил в качестве топлива для ракетных двигателей металлы и перенес ракетную проблему из области теоретических изысканий в область научных исследований и инженерной практики. Все научные работы Цандера были направлены к скорейшему и практически возможному решению задачи о полете в мировое пространство. Все его экспериментальные работы были направлены к осуществлению тех мероприятий, которые необходимы для преодоления трудностей, связанных с практической реализацией ракетного полета.

Ф. А. Цандер родился 23 августа 1887 г. в Риге в семье доктора медицины*. Его отец был большим любителем есте-

---

* Биографические данные о Ф. А. Цандере нами заимствованы из автобиографии, написанной им 12 марта 1927 г. по просьбе проф. Н. А. Рынина. Эта автобиография полностью была помещена проф. Н. А. Рыниным в его книге «Межпланетные сообщения», вып. 4, «Ракеты и двигатели прямой реакции», Л., 1929. Кроме того, мы пользовались послужным списком Ф. А. Цандера, составленным им 1 октября 1931 г.

ствознания и воспитал в сыне любовь к астрономии. В 1905 г. Фридрих Артурович Цандер окончил реальное училище в Риге первым учеником. Затем до 1907 г. он был слушателем в Высшем техническом училище в Данциге на машиностроительном отделении, а с 1907 по 1914 гг. — студентом Рижского политехнического института, который окончил с отличием.

В 1908 г. студенты Политехнического института организовали «Первое рижское студенческое общество воздухоплавания и техники полета». Ф. А. Цандер принял деятельное участие в этом обществе, которое, без сомнения, дало ему первый толчок к занятию летанием, прямым следствием которого явилось целеустремление к космическим полетам. «Я часто говорил товарищам, что нам нужно было бы поработать над вопросом о перелете на другие планеты» пишет Ф. А. Цандер в своей автобиографии. В том же году Цандер производит некоторые расчеты, относящиеся к определению величины работы, необходимой для преодоления притяжения земли.

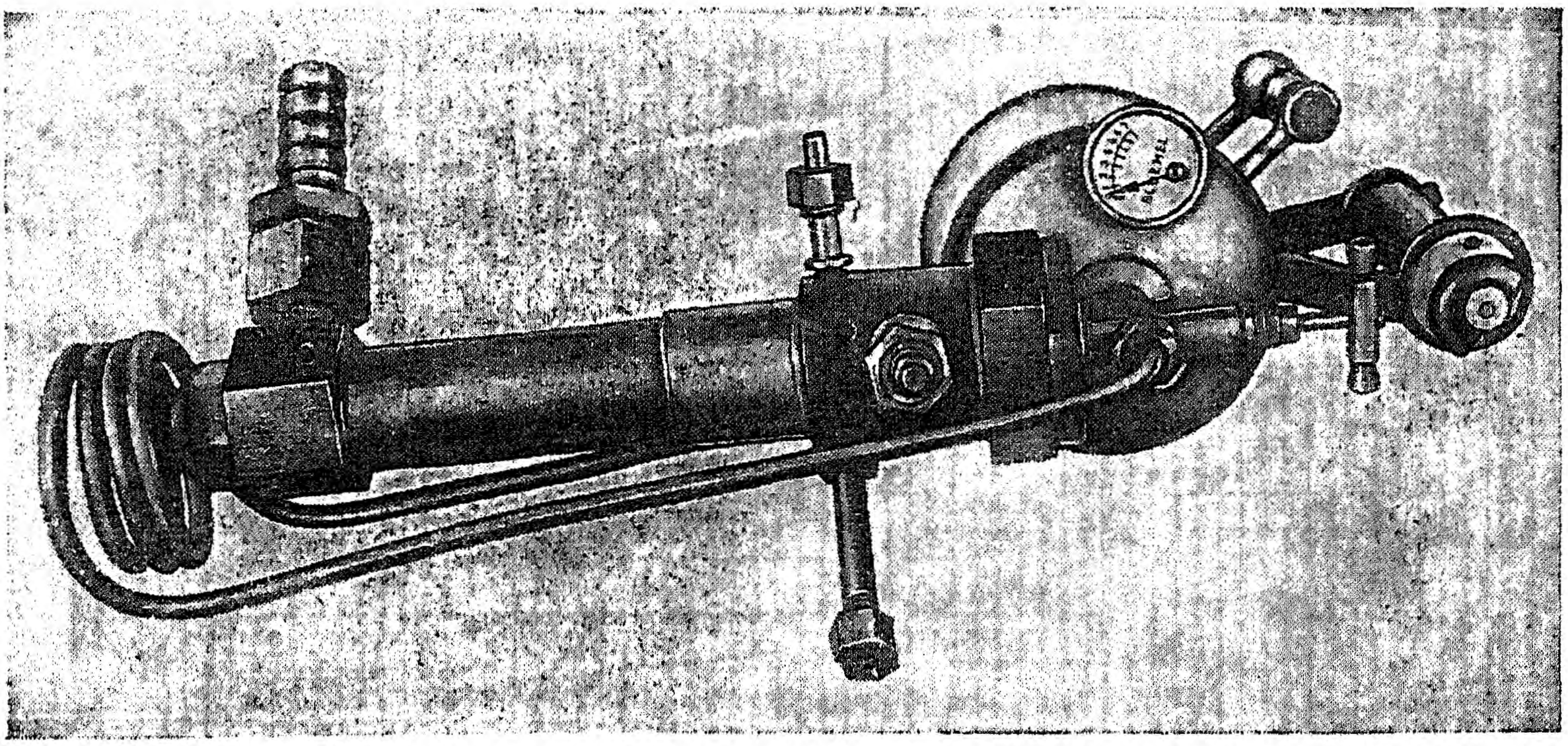
С июля 1914 г. по декабрь 1918 г. Ф. А. Цандер работал на заводе резиновой промышленности сначала в Риге, затем в Москве, но желание заниматься авиацией заставляет его перейти в феврале 1919 г. на работу в авиазавод «Мотор» в Москве в качестве заведующего техническим бюро. За время работы в резиновой промышленности Ф. А. Цандер не оставляет исследований по ракетам. С 1915 по 1917 гг. он производит исследование вопросов, касающихся оранжереи авиационной легкости, которая могла бы найти применение при перелетах на другие планеты. В 1917 г. во время остановки завода Цандер продолжает производить необходимые расчеты перелетов при помощи ракет на другие планеты. В этих расчетах он исходил из идеи использования высотного аэроплана, приводимого в движение двигателем с воздушным винтом и ракетой.

Разработку конструкции такого самолета и его двигателя Ф. А. Цандер продолжал с большой интенсивностью во время работы на авиазаводе «Мотор». В конце 1920 г. он делает доклад о проекте своего двигателя и межпланетного корабля-аэроплана на губернской конференции изобретателей в Москве. «Там мне Владимир Ильич Ленин обещал поддержку» пишет Ф. А. Цандер в своей автобиографии. «Я после этого работал более интенсивно дальше, желая представить наиболее совершенно разработанные проекты, с середины 1922 г. до середины 1923 г. для ускорения исследований работал исключительно дома» — пишет он дальше.

С июня 1923 г. Цандер снова начинает работать на авиазаводе «Мотор» сначала в качестве консультанта, а затем помощником заведующего конструкторским бюро. С октября

1926 г. он переходит на работу в Центральное конструкторское бюро Авиатреста старшим инженером, а с декабря 1930 г.— в Институт авиационного моторостроения также старшим инженером.

С 1924 г. Ф. А. Цандер читает ряд лекций по проблеме ракетного полета, делает доклады, выступает в печати и принимает деятельное участие в организации «Общества изучения межпланетных сообщений». Это общество вскоре распалось, но спустя шесть лет, в 1931 г., Цандер принимает непосредственное участие в организации Группы по изучению реактивного движения (ГИРД) при Центральном совете Осоавиахима.

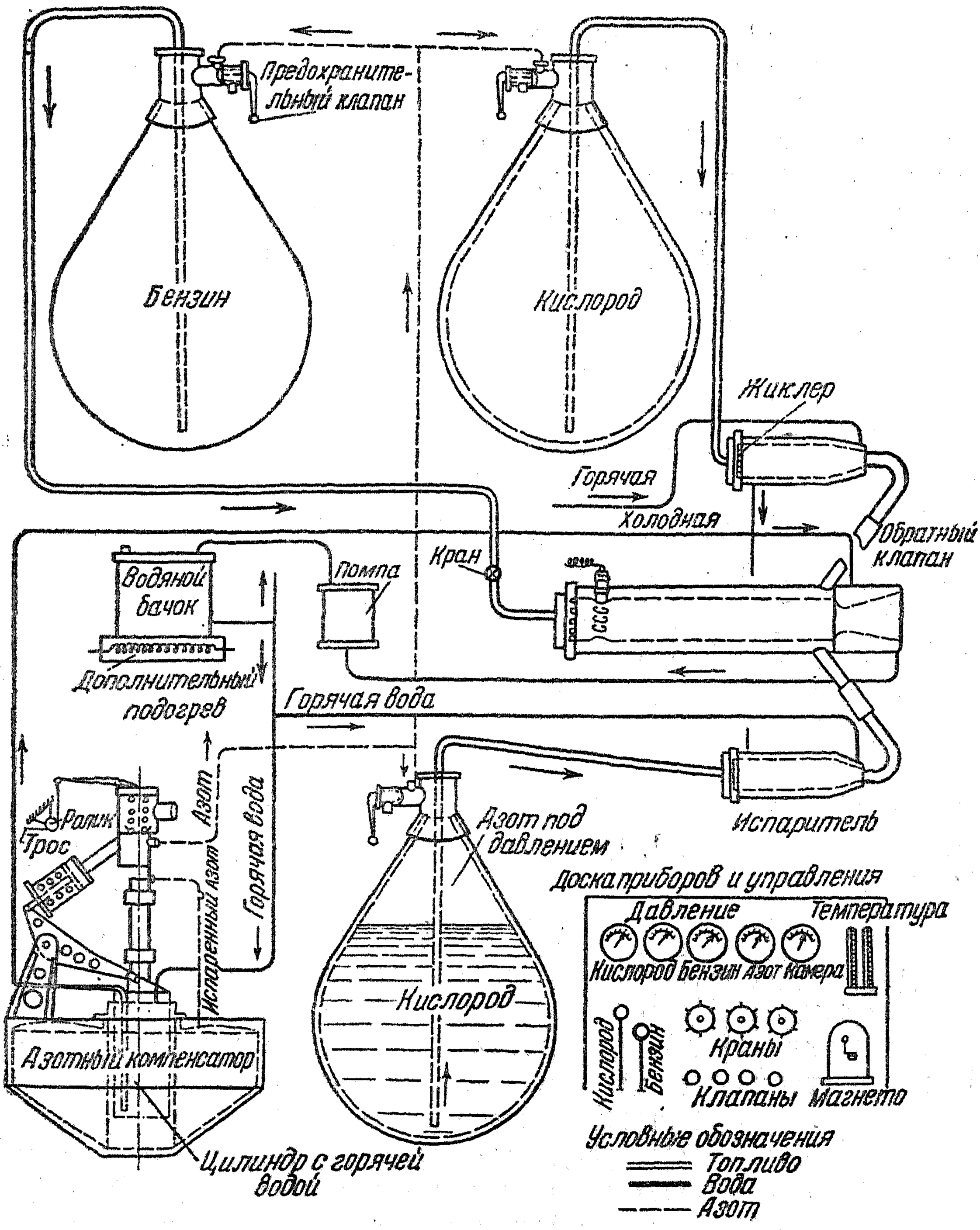


Фиг. 1. Двигатель ОР-1. Вид сверху.

С апреля 1932 г. Ф. А. Цандер официально переходит на работу в ГИРД и с этого момента всецело отдается разработке идей, увлекавших его всю жизнь.

Московская группа по изучению реактивного движения сыграла значительную роль в развитии ракетной техники в нашей стране. Она оказала Цандеру большую помощь в реализации той части его идей, которую он считал необходимым осуществить в первую очередь. Это касалось главным образом практического осуществления ракетного двигателя. В 1930—1931 гг., еще до организации ГИРД, Ф. А. Цандер построил свой первый ракетный двигатель ОР-1, работавший на бензине и газообразном воздухе, с тягой до 5 *кг* (фиг. 1). Собственно говоря, это была модель, на которой была доказана практическая возможность получения реактивной силы при вполне удовлетворительном к. п. д. установки. Вслед за этой моделью Ф. А. Цандер разработал проект ракетного двигателя ОР-2. В ГИРД он нашел возможность практической реализации

своего проекта и осуществления этого двигателя. Была организована бригада, начальником которой сделался Цандер. 23 декабря 1932 г. ракетный двигатель по проекту Цандера



Фиг. 2. Схема установки ракетного двигателя.

был изготовлен и принят специальной комиссией. Схема установки этого двигателя * изображена на фиг. 2. Жидкий кислород и бензин находятся в грушевидных баках. Такая форма

* Эта схема под названием «Схема жидкостного ракетного двигателя» была впервые опубликована в книге С. П. Королева «Ракетный полет в стратосфере», М., 1934.

баков была выбрана из условий удобной подвески их в самолете. Подача в двигатель как бензина, так и жидкого кислорода происходит под давлением азота, который по трубкам подведен к каждому баку. Жидкий кислород поступает предварительно в испарители, в которых он газифицируется. Газообразный кислород из испарителей попадает в рубашку двигателя и через специальные прорезы — в камеру сгорания. Бензин подается непосредственно к жиклерам, расположенным в донышке камеры сгорания. Жиклеры жидкого кислорода расположены на испарителях.

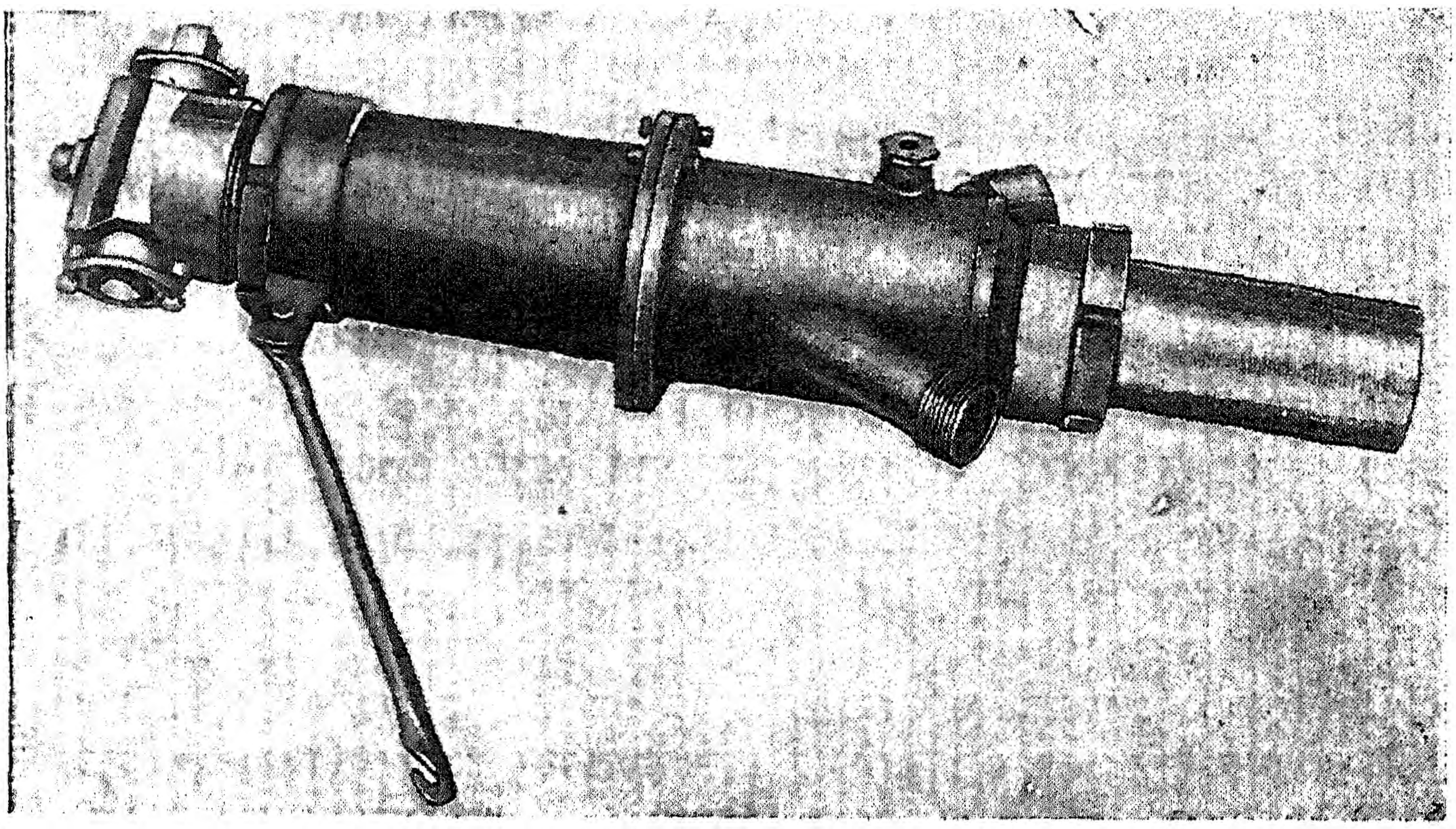
Управление двигателем, т. е. количественное изменение подачи топлива и относительного состава горючей смеси, производится посредством регулирования жиклеров.

Для поддержания постоянного давления в баках во время работы двигателя служит специальное устройство, названное азотным компенсатором. Азотный компенсатор представляет собой бачок с жидким азотом. В этот бачок входит цилиндрический сосуд, через который циркулирует горячая вода, поступающая в него из водяного бачка. В цилиндрическом сосуде, погруженном частично в жидкий азот, вода охлаждается и, вытекая по трубопроводу, поступает в рубашку сопла, около которого она нагревается. Нагретая вода помпой подается в водяной бачок. Горячая вода используется также для подогрева испарителей кислорода. С этой целью водяной трубопровод между водяным бачком и азотным компенсатором имеет ответвление к испарителям. Последние имеют рубашки, из которых охлажденная вода поступает обратно в водяную систему. Для регулирования температуры воды служит дополнительный подогрев водяного бачка.

Работа азотного компенсатора основана на том, что количество испаренного азота зависит от степени погружения в него сосуда с горячей водой. Если, например, давление в системе будет падать, то имеющийся у азотного компенсатора поршенек поднимется, и посредством рычага сосуд с горячей водой глубже погрузится в жидкий азот и давление в системе поднимется. В случае увеличения давления сосуд с горячей водой поднимается и газообразование уменьшается. Азотный компенсатор был снабжен предохранительным клапаном и рычагом сброса давления. Заметим, что в дальнейшем при испытаниях азотный компенсатор не применялся и регулирование давления в системе производилось вручную.

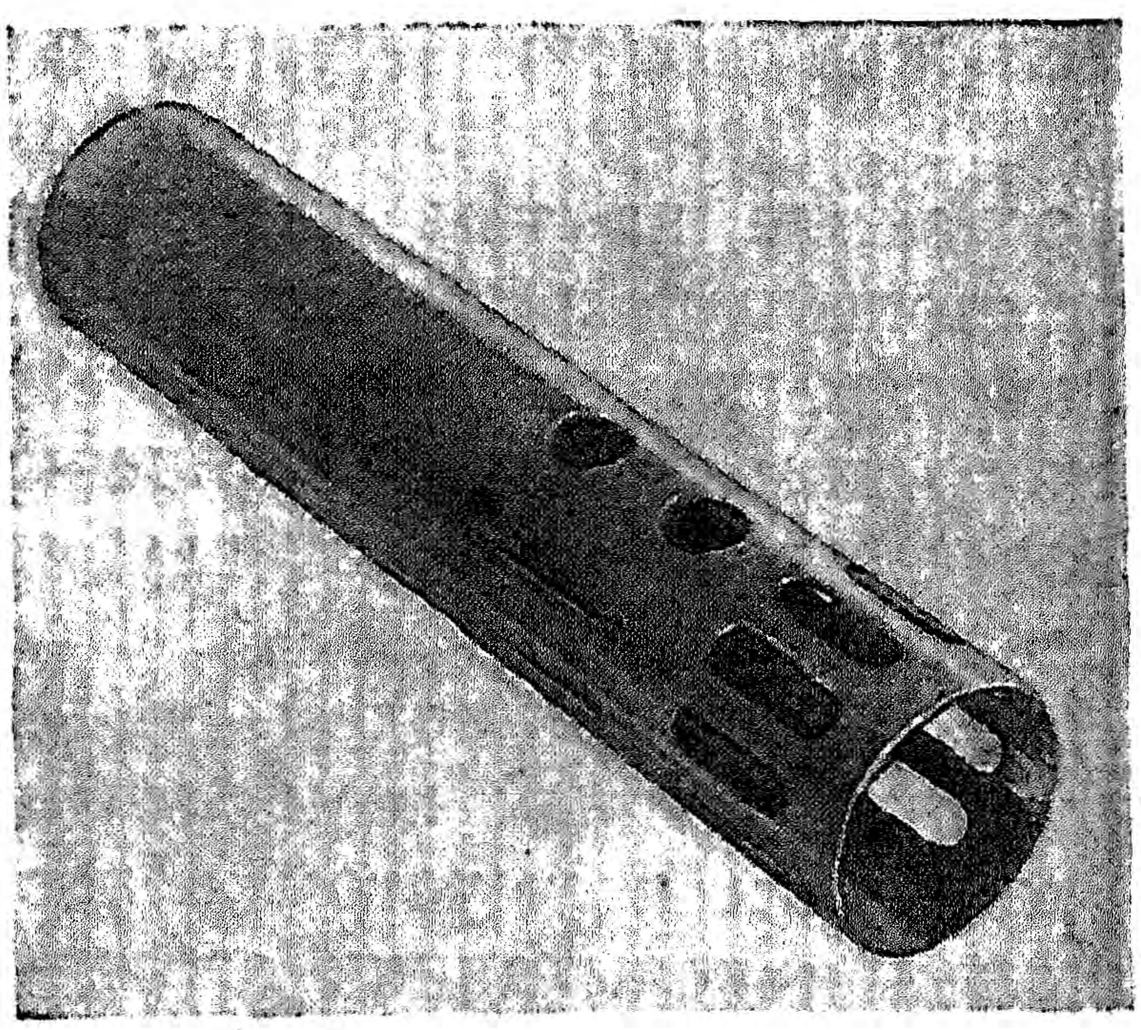
На фиг. 3 показан общий вид ракетного двигателя ОР-2. Слева расположен регулируемый жиклер бензина. Видны штуцеры водяной системы. Рубашка сопла снята. На фиг. 4 показан цилиндр, являвшийся собственно камерой сгорания. На фиг. 5 дана схема огневой части ОР-2, причем охлаждающая система

не показана. Кожух для углекислоты предназначался как противопожарное средство от воспламенения бензина у жиклеров.



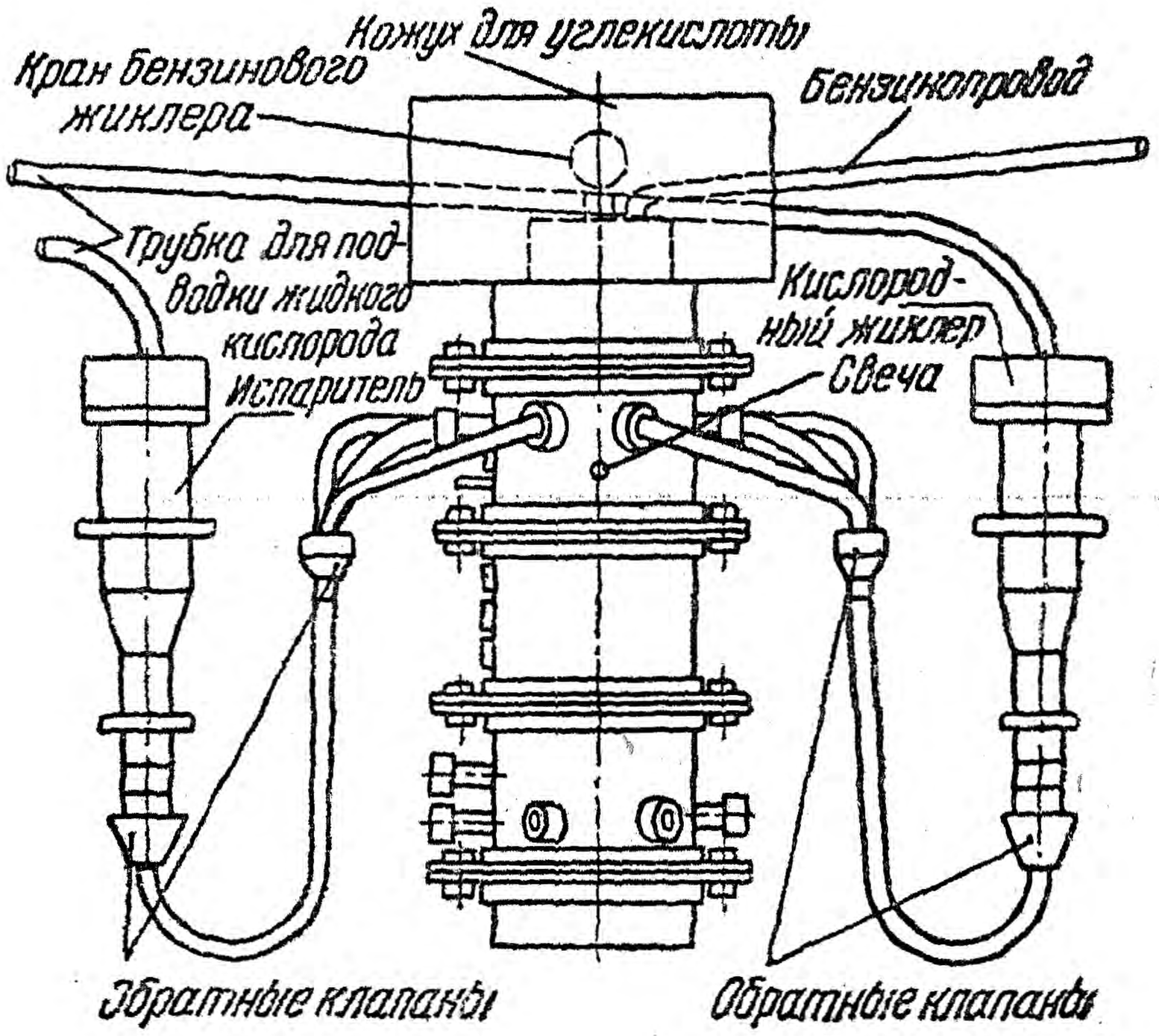
Фиг. 3. Общий вид ОР-2.

После приемки двигателя ОР-2 начались предварительные испытания отдельных агрегатов его. Цандер принимал самое деятельное участие в них. Но ему не было суждено увидеть этот двигатель работающим. Несмотря на большую загруженность организационной работой, связанной с постройкой двигателя, Цандер не прекращал своей научной работы. В результате резкое переутомление сказалось на его здоровье. Ф. А. Цандер уехал для отдыха в Кисловодск, где скончался 28 марта 1933 г., заразившись тифом.

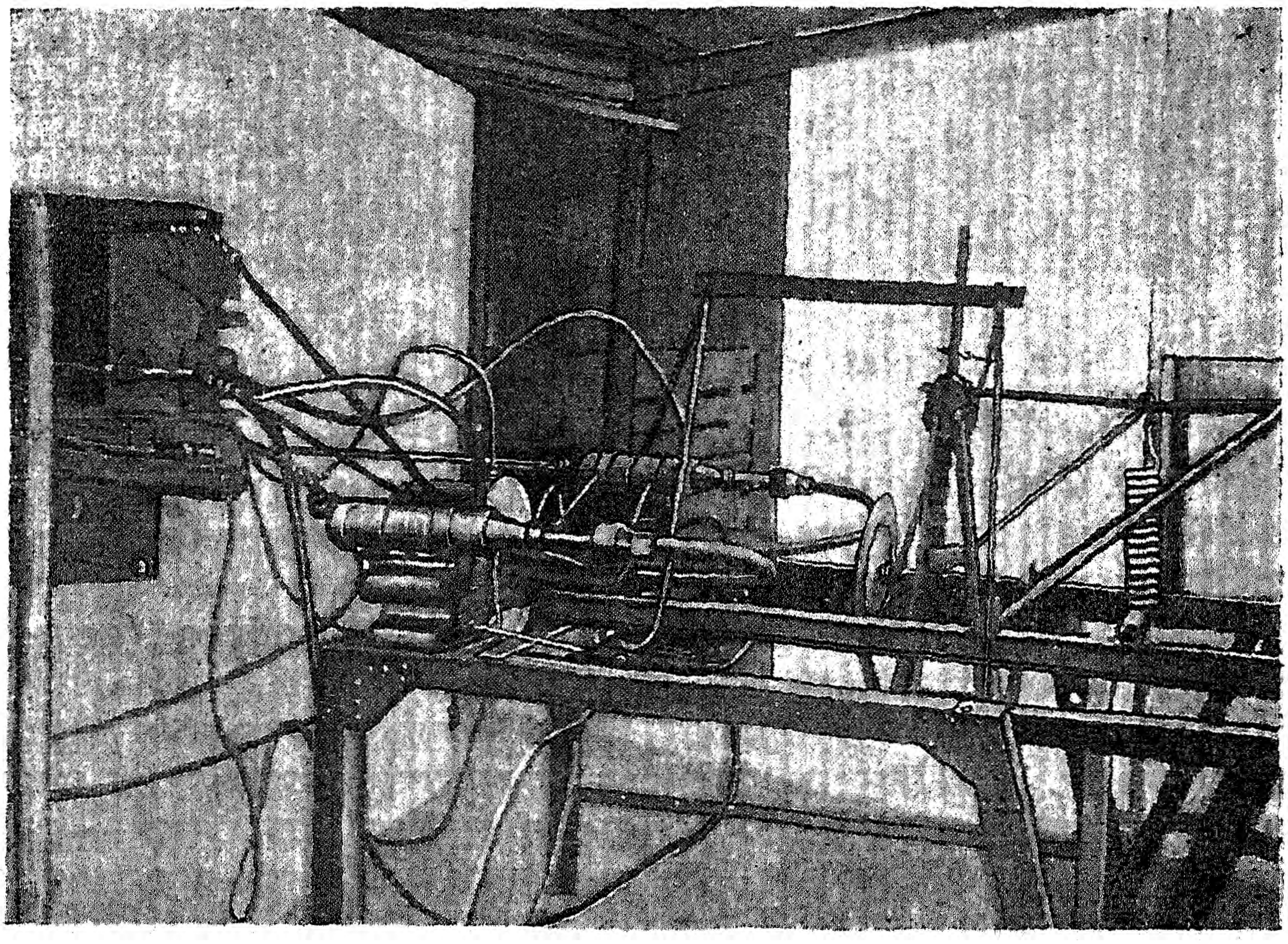


Фиг. 4. Камера сгорания ОР-2.

Огневые испытания двигателя ОР-2 начались 18 марта 1933 г. в отсутствии Цандера. Двигатель ОР-2 работал на бензине и жидком кислороде и развивал тягу до 50 *кг*. Этот двигатель Цандер предназначал для установки на опытный самолет, так как по его идее сочетание ракеты с самолетом было одной из ступеней для вылета за пределы земной атмосферы.



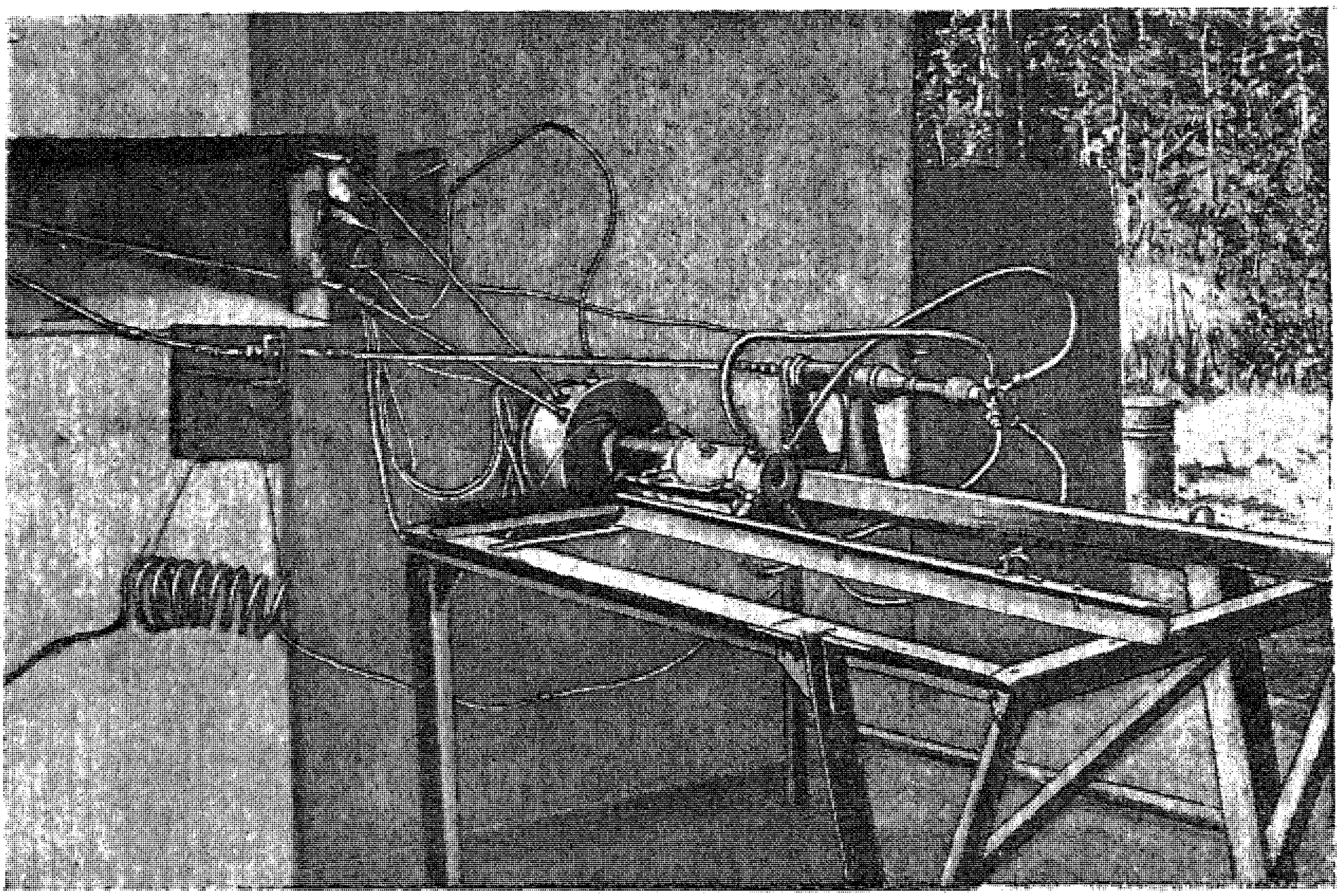
Фиг. 5. Схема огневой части ОР-2.



Фиг. 6. Двигатель ОР-2 на испытательном стенде.

На фиг. 6 показана первоначальная установка двигателя ОР-2 на испытательном стенде. Непосредственный замер реактивной силы не производился, но измерялось количество движения струи дисковым прибором.

Двигатель ОР-2 был несколько раз модифицирован. Изменения, внесенные в него, вызывались различного рода неполадками в работе. Впоследствии его испытания были благополучно закончены.



Фиг. 7. Двигатель ОР-2 на испытательном стенде.

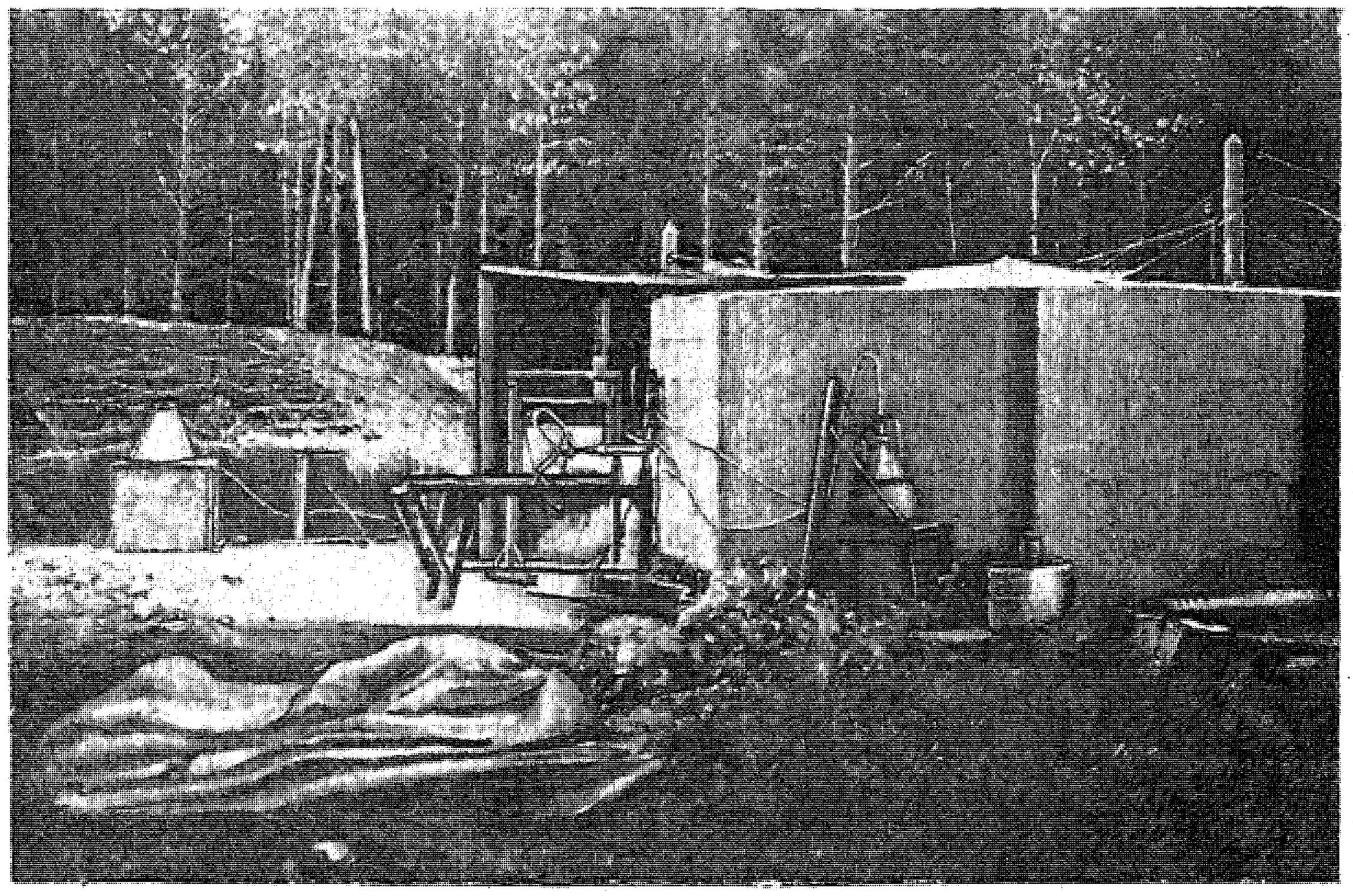
На фиг. 7 показана установка одной из модификаций двигателя ОР-2 на испытательном стенде. В этом варианте был изъят один из испарителей кислорода.

На фиг. 8 показан двигатель ОР-2 в работе (испытание 28 июля 1933 г.).

Кроме практических работ над осуществлением ракетного двигателя, Ф. А. Цандер при своей жизни производил первоначальные опыты по «прямому и обратному конусам» — приспособлению, позволяющему осуществить один из предложенных им тепловых циклов с большим коэфициентом полезного действия, и по сжиганию металлического горючего. Все эти опыты он не успел довести до конца. При жизни не успел он также опубликовать и большую часть своих теоретических работ и расчетов. В 1932 г. была издана его книга «Проблема полета

при помощи реактивных аппаратов», содержащая почти в конспективном виде результаты только части его работ. Отдельные работы Ф. А. Цандера были напечатаны после его смерти в 1933—1937 гг.

В своей автобиографии Ф. А. Цандер указывает, какие из своих предложений он считает главными. Он пишет: «Мне принадлежит, насколько мне известно, первенство по следующим предложениям:



Фиг. 8. Испытание ракетного двигателя ОР-2.

1. По снабжению ракеты крыльями для полета в атмосфере и получения космической скорости приблизительно 8 *км/сек* в высших слоях ее, а также и для планирующего спуска с межпланетного пространства на Землю и другие планеты, обладающие атмосферой.

2. По снабжению такого аэроплана-ракеты моторами для полета в низших слоях атмосферы, где коэфициент полезного действия ракеты из-за малых скоростей полета ничтожно мал. Двигатели должны быть особой системы, и лучше всего, если они приспособлены лишь для приблизительно получасовой работы без опасности поломки.

3. По одновременному сжиганию в ракетах горючих, дающих твердые продукты горения, и горючих, дающих летучие продукты горения. В качестве горючих первого рода можно взять (в особенности потому, что предложенный другими метод

вкладываний друг в друга ракет требует громадных начальных весов и поэтому не дешевле, но из-за неизученности конструкции чисто подъемных ракет много опаснее предложенного мною метода полета при помощи аэроплана) части межпланетного корабля, т. е. стержни, поверхности и т. д., изготовленные из сплавов алюминия, магния, лития и т. п. металлов, после того, как из-за уменьшенного веса вследствие расхода горючего эти части сделались ненужными. Выгода та, что мы можем строить межпланетный корабль весьма прочным и все же взять с собою достаточное количество горючего.

4. По применению комбинации ракет с вогнутыми зеркалами, концентрирующими солнечный свет внутри межпланетного корабля для увеличения скорости выходящих газов, а значит, и действия ракеты для полетов в самом межпланетном пространстве.

5. По применению колец — соленоидов, по которым течет электрический ток, а давлением солнечных лучей на облако железной пыли, удерживаемой током внутри кольца, производится перемещение межпланетного корабля в самом межпланетном пространстве. Выгода та, что метеоры, пролетая через облако, полету почти не мешают.

6. По концентрации солнечных лучей помощью системы громадных вогнутых и выпуклых зеркал параллельным пучком на конструкции по п. 4 с целью получения громадных скоростей полета и для полетов в другие солнечные системы. (Это — единственный, уже теперь осуществимый метод, дающий надежду на перелет в другую солнечную систему.)

7. По применению шара, изготовленного из тончайших металлических листов, наэлектризующегося зарядом земного шара и отталкивающегося от него электростатическими силами для полетов в межпланетном пространстве. Полет возможен в случае, если земной шар обладает зарядом.

8. По применению облета планет вне или внутри их атмосферы с целью увеличения скорости полета (получения даровой энергии во время полетов на другие планеты). По ускорению межпланетного корабля в моменты, в которые скорость полета большая (для той же цели).

9. По отклонению метеоров действием статического электричества, выпускаемого на метеор в виде катодных лучей межпланетным кораблем, помещенным также в наэлектризованный шар».

Нужно сказать, что большинство рукописей Цандера представляет собой стенографированный технический дневник. Расшифровка его представляет значительные трудности, так как система записи устарелая.

Настоящий сборник работ Ф. А. Цандера преследует цель дать в одной книге все напечатанные ранее его работы по ракетной технике. Кроме печатавшихся ранее работ Цандера, в сборник помещены его две статьи, подготовленные к печати по его рукописям. Однако настоящий сборник ни в коем случае не является сколько-нибудь полным собранием работ Цандера.

Кроме работ по ракетной технике, перу Цандера принадлежит ряд журнальных статей и рукописей по авиационным двигателям внутреннего сгорания. Дать более полное собрание его работ станет возможным только после изучения всего его научного архива.

Сборник работ Ф. А. Цандера мы начинаем его статьей «Перелеты на другие планеты», в которой он кратко резюмировал свои работы за период до 1924 г. Статья была впервые напечатана в журнале «Техника и жизнь», № 13, 1924. В № 12 этого журнала за тот же год на обложке был помещен общий вид модели ракетного самолета по проекту Цандера. Эта статья была почти полностью перепечатана проф. Н. А. Рыниным в его книге «Межпланетные путешествия», вып. 4, «Ракеты и двигатели прямой реакции», Л., 1929.

В статье «Перелеты на другие планеты» имеется чертеж-схема ракетного самолета для вылета из пределов земной атмосферы. Эта схема являлась иллюстрацией ряда мыслей, высказанных Цандером в его статье. Однако расшифровки букв, обозначающих детали этого самолета, и описания самого самолета не было.

Нами среди рукописей Цандера была найдена одна, имеющая заглавие «Описание межпланетного корабля системы Цандера». Рукопись была без даты, но содержала описание упомянутого выше ракетного самолета. Ввиду того что схема этого самолета, как было уже указано, была опубликована Цандером в 1924 г., следует полагать, что и описание написано им во всяком случае в 1924 г. или ранее. Рукопись «Описание межпланетного корабля системы Цандера» была опубликована в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937, как первая часть статьи «Вопросы конструирования ракеты, использующей металлическое топливо». Мы сочли необходимым описание корабля поместить сразу после статьи «Перелеты на другие планеты», для того чтобы была ясной его схема ракетного самолета и устройство последнего.

Как уже указывалось, его книга «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов» была издана в Москве в 1932 г.

История этого сочинения Ф. А. Цандера такова. В конце 1929 г. в Авиационный трест от Нидерландского королевского аэроклуба поступило приглашение выступить с докладом на V Международном конгрессе воздушных сообщений, организа-

тором которого являлся вышеназванный клуб. Открытие конгресса намечалось на 1 сентября 1930 г. в Гааге.

14 октября 1929 г. Авиатрестом были разосланы об этом соответствующие письма и в том числе Цандеру. Авторам докладов предлагалось представить свои доклады в письменном виде к 31 марта 1930 г.

Цандер решил выступить на этом конгрессе с докладом, который он озаглавил «Проблемы сверхавиации. Реактивные двигатели, улучшенные рабочими круговыми процессами. Очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям». По поводу своего участия на конгрессе он писал: «Мне было бы желательно с целью будирования умов, для того чтобы больше работали в области межпланетных сообщений, прочесть доклад и присутствовать на дискуссии в Гааге» (из письма Цандера от 18 декабря 1929 г.).

25 января 1930 г. у Цандера был готов конспект доклада, который 23 февраля был обсужден группой инженеров. Цандера просили подробно изложить выдвигаемые в конспекте проблемы. Уже 5 апреля 1930 г. доклад был представлен*. Он имел заглавие «Проблемы сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям». В этом докладе, построенном исключительно на оригинальном материале, Цандер использовал результаты своих работ за прошлые годы и свою статью «Полет далеко летающих ракет вне атмосферы», написанную им в январе 1930 г. и предназначенную первоначально для журнала «Техника воздушного флота» **.

В письме от 6 апреля 1930 г. Цандер писал: «Я, к сожалению, не имел еще возможности познакомиться с наиновейшими немецкими (и подавно на других языках) книгами в области межпланетных сообщений». Можно считать установленным, что в это время Цандеру были известны только работы К. Э. Циолковского и из иностранных авторов — книга Оберта (H. Oberth), да и то в первом ее издании, причем Цандер занимал позиции, чуждые построениям Оберта, являясь сторонником крылатой ракеты.

6 мая 1930 г. был окончен перевод доклада Ф. А. Цандера на французский язык для отсылки в Гаагу. За это же время с докладом был ознакомлен проф. В. П. Ветчинкин и 18 мая доклад был направлен в ЦАГИ. К этому времени было принято решение на конгресс в Гаагу Ф. А. Цандера не посылать, мотивируя это тем, что ни Авиатрест, ни ЦАГИ работ по межпланетным сообщениям не вели.

---

* У Ф. А. Цандера доклад датирован 25 марта 1930 г.

** Письма Цандера от 3 декабря 1929 г. и 5 января 1930 г.

Сначала Цандер хотел свой доклад без изменений и под прежним заглавием опубликовать в журнале «Техника воздушного флота» *, но потом переработал его в статью «Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов и проблемы сверхавиации вообще». Эту работу Ф. А. Цандер окончил только к 20 июля 1930 г. Но в дальнейшем он отказался от мысли опубликовать свой доклад в виде журнальной статьи и вернулся к мысли об издании его в виде книги.

Мысль об издании книги возникла у него еще во время работы над докладом для гаагского конгресса. Цандер снова перерабатывает весь материал и, закончив составление книги 9 мая 1931 г., препровождает в издательство часть рукописи, а 15 мая и конец ее. Своей книге Цандер дал заглавие «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов».

По сравнению с докладом книга стала более чем в два раза больше. Говоря об увеличении объема книги, Цандер писал: «Я написал еще теоретическую диаграмму процесса сжатия в струйном нагнетателе, далее прибавил еще статью, написанную мною давно — «Полет далеко летающих ракет вне атмосферы». Наконец мною были разбросаны по всей книге мелкие дополнения (эти дополнения выделяются в тексте более мелким печатным шрифтом). Чертежи остались без изменения» **.

Но при сличении доклада с текстом книги обнаруживается, что крупным шрифтом напечатан ряд мест, отсутствующих в докладе. Кроме того, доклад был не полностью использован при написании книги. Поэтому в настоящем сборнике мы сочли более удобным печатать книгу Цандера всю одним шрифтом. Она в настоящем сборнике помещается без сокращений.

Вслед за этой работой Цандера мы помещаем заключительные страницы его доклада «Проблемы сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям». Эти страницы содержат общую сводку проблем сверхавиации, написанную Цандером в марте 1930 г. Этой сводке мы предпосылаем краткое содержание его доклада, также составленное им (29 марта 1930 г.).

Статья Ф. А. Цандера «Реактивные двигатели» была впервые помещена в журнале «Самолет», № 1, 1932.

Статья «Тепловой расчет ракетного двигателя на жидком топливе» (первая) была написана Цандером в 1930—1931 гг.; она представляет интерес с точки зрения методики упрощенного получения расчетных данных. Некоторые вопросы, как, например, расчеты температуры стенок камеры сгорания и прибли-

---

* Письмо от 30 мая 1930 г.
** Письмо от 6 августа 1931 г.

женное определение величины необходимого пространства сгорания были освещены Цандером в этой статье впервые.

Статья была напечатана уже после смерти Ф. А. Цандера в сборнике «Ракетная техника», вып. 1, 1936.

Статья «Тепловой расчет ракетного двигателя на жидком топливе» (вторая) была написана Цандером в период 1926—май 1927 гг.

Ф. А. Цандер в предисловии к своей книге «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов» в 1932 г. писал, что ввиду ограниченности объема книги часть расчетов им не помещена. Далее он указывал, что не были помещены наряду с другими его исследованиями детальный расчет ракеты, берущей с собой кислород для горения, и выведенные им формулы для к. п. д. ракеты.

Статья «Тепловой расчет ракетного двигателя на жидком топливе» (вторая) и является частью того материала, который не был помещен в книге Цандера. Она впервые была опубликована после смерти Цандера в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937.

Кроме ряда теоретических выводов, в статье интересны указания на расчет ракетных двигателей по энтропийным диаграммам, широко применяемым в настоящее время, а также расчеты теплопередачи, показывающие на возможность осуществить цельнометаллический двигатель без применения внутренних защитных покрытий (керамических или других), что в те годы было неясным и практически было доказано позднее.

Статья «Применение металлического топлива в ракетных двигателях» является теоретической работой Цандера на эту тему и относится к 1928—1929 гг. Статья была напечатана после смерти Цандера в сборнике «Ракетная техника», вып. 1, 1936, и была снабжена предисловием и примечаниями одного из ближайших сотрудников Цандера инж. Л. С. Душкина, подготовившего эту статью к печати. Поэтому мы сохранили и предисловие и примечания.

Работа Цандера «Вопросы конструирования ракеты, использующей металлическое топливо» была напечатана после его смерти в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937.

Ф. А. Цандер не оставил систематизированного и подготовленного к печати труда по применению металлического топлива для ракетных двигателей. Но среди его рукописей было найдено несколько расчетов и заметок, посвященных этому вопросу; из них и была составлена статья, касающаяся практических вопросов использования металлического топлива.

Статья разделена нами на параграфы. Содержание параграфа соответствует или содержанию отдельной рукописи Цандера, или содержанию нескольких рукописей на одну и ту же

тему. Этим объясняются встречающиеся иногда повторения, неизбежные в таких случаях.

Термин «межпланетный корабль» в некоторых случаях заменен нами термином «далеко летающая ракета», тоже встречающимся у Цандера. Замена сделана в тех случаях, когда предлагаемое им устройство применимо вообще к ракетам, независимо от их назначения.

В статье, помещенной в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937, в качестве § 1 была использована рукопись Цандера, имевшая заглавие «Описание межпланетного корабля системы Цандера». Мы эту рукопись под ее заглавием выделили как отдельную статью и поместили в начале сборника. Поэтому пришлось изменить нумерацию параграфов издания 1937 г.

Рукопись, датированная 16 сентября 1928 г., обозначена § 1; рукопись, помеченная 30 января 1925 г., — § 2; § 3 составлен из пяти рукописей: 1) «Определение диаметров выходных отверстий трубок распылителя», относящейся к 27 сентября 1928 г.; 2) неоконченной рукописи «Расчеты к опытам по сжиганию металлов», относящейся к 13 сентября 1928 г.; 3) «Опыты по изготовлению и сжиганию легких сплавов для высоколетающих ракет, сверхавиационных двигателей и межпланетных кораблей» *, относящейся к 1929 г. (рукопись не окончена); 4) «Об изготовлении магниевых сплавов и их отливке» от 28 сентября 1928 г. (рукопись тоже не окончена); 5) «Об опытах по изготовлению сплавов, годных для изготовления высоколетающих и межпланетных ракет». Последняя рукопись представляет собой конспект доклада, читанного Цандером в Комиссии по научному воздухоплаванию при аэрологической обсерватории I МГУ 29 ноября 1928 г. По всей вероятности, все перечисленные рукописи, вошедшие в § 3 и относящиеся к 1928 г., вызваны подготовкой к данному докладу.

Рукопись, помеченная § 4, относится к январю — февралю 1933 г.

Как известно, Цандеру не удалось провести исчерпывающих опытов для практического доказательства своей идеи. Сделанное в этой области не дает ясного представления о тех путях, по которым следовало бы продолжать работу. Поэтому публикуемые работы Цандера приобретают большое значение для всех интересующихся проблемой топлива для ракетного двигателя.

Работы Цандера печатаются почти без изменений. Подверглись исправлению только некоторые устаревшие термины и бы-

---

* Это название рукописи показывает, что Ф. А. Цандер смотрел на применение металлического топлива очень широко.

Академия Наук СССР
Физический Ин-т
БИБЛИОТЕКА

ли внесены стилистические поправки (как выше указывалось, рукописи не были им самим подготовлены к печати).

Сокращенно изложенные места рукописей заключены в квадратные скобки. Такие же скобки применялись в тех случаях, когда соответствующее место в рукописи носило схематичный характер, являясь планом для последующей работы.

Нужно заметить, что хотя последняя из печатаемых рукописей относится к 1933 г., они не освещают полностью работ Цандера по металлическому топливу периода 1929—1933 гг., т. е. последних лет его жизни.

Статья «Сравнение расхода топлива для случая, когда кислород берется из атмосферы, и для случая, когда он запасен в ракете», была написана автором в 1925 г. и помещена после его смерти в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937. Ф. А. Цандер во всех своих работах проводил мысль, что космическая ракета при пролете атмосферы должна представлять собой самолет. В настоящей заметке им высказывается оригинальная мысль о предварительном разгоне ракеты в атмосфере с использованием кислорода воздуха. Сравнение этого случая с тем случаем, когда кислород берут с собой и не пользуются атмосферным воздухом, показывает, что первый случай значительно выгоднее.

Несмотря на то, что теоретические построения Цандер производил для космических ракет, они в большинстве случаев могут быть распространены и на ракеты, не покидающие атмосферы. С этой точки зрения предварительный разгон с использованием кислорода воздуха может в некоторых случаях представить значительные выгоды в отношении достижения больших скоростей.

Далее мы печатаем две статьи Цандера, еще нигде не опубликованные. Эти статьи печатаются нами по рукописям, предназначенным к печати, что видно по соответствующим пометкам, сделанным автором.

Одна из этих статей «Перелеты на другие планеты» является второй статьей автора на эту тему. Тематически статья отчасти совпадает с первой, но содержит ряд отличных идей и уточнений. Даты на рукописи нет, но по упоминающемуся в статье разгону ракеты в результате использования кислорода воздуха (см. предыдущую статью) можно предполагать, что она была написана в 1925 г. или несколько позднее.

Вторая статья «О выгодности ускорения полета межпланетного корабля действием ракеты в моменты, когда скорость полета его большая», была подготовлена к печати еще автором, но не была опубликована. Статья датирована 9 декабря 1925 г. Мы печатаем ее по рукописи без изменений.

Настоящий сборник статей и работ не исчерпывает всего научного наследия Ф. А. Цандера. Но, к сожалению, в сохранившемся архиве большинство его рукописей требует кропотливой и долгой работы по переводу стенографических записей на обычный текст. Незначительное число рукописей, расшифрованных самим автором, не могло быть подготовлено к напечатанию в настоящем сборнике, так как требовало очень тщательного редактирования.

После выхода в свет в 1932 г. книги «Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов» Цандер готовил материалы для следующей книги, которая должна была называться «Перелеты на другие планеты; первый шаг в необъятное мировое пространство». Набросок содержания книги был составлен им, по всей вероятности, после 1931 г. Еще в марте 1931 г. он в одном письме сообщал, что им могут быть написаны следующие работы:

1) «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов», часть II, объем 5 печатных листов;

2) «Межпланетные сообщения, новые исследования», объем 6 печатных листов.

Обе эти работы он предполагал закончить к августу 1932 г.

Очевидно, эти две работы соединились у него затем в одну. Сотрудники Цандера знали, что он работал над второй книгой и что как будто значительную часть рукописи он взял в 1933 г. с собой в Кисловодск. Рукопись эта не найдена.

Наряду с работами по космическим полетам, носящими перспективный характер, Цандер уделял не меньше времени работам над практическим решением первоначальных задач ракетной техники.

Сохранилась составленная им программа работы под названием «Расчет ракетных двигателей и их комбинаций с двигателями других видов».

Осуществлению всех указанных планов Ф. А. Цандера помешала его преждевременная смерть.

М. Тихонравов

ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ*

Интересуясь математическим и конструктивным изысканием, касающимся межпланетных путешествий, я уже в течение ряда лет делал расчеты по этому вопросу и пришел к выводу, что при существующей технике перелеты на другие планеты станут возможными, по всей вероятности, в течение ближайших лет.

Мною были выработаны следующие главнейшие положения:

1. Для полета в высшие слои атмосферы, а также для спуска на планеты, обладающие атмосферой, будет выгодно применять аэроплан как конструкцию, поддерживающую межпланетный корабль в атмосфере. Аэропланы, обладающие возможностью производить планирующий спуск в случае остановки двигателя, во многом превосходят парашют, предлагаемый для обратного спуска на землю Обертом в его книге «Ракета к планетам».

При парашюте отпадает возможность свободного выбора места спуска и дальнейшего полета в случае временной остановки двигателя, так что его следовало бы применять лишь для полетов без людей. Ту же часть ракеты, которою управляет человек, необходимо снабжать аэропланом. Для спуска же на планету, обладающую достаточной атмосферой, пользоваться ракетой, как это предлагает К. Э. Циолковский, также будет менее выгодно, нежели планером или аэропланом с двигателем, ибо ракета расходует на спуск много горючего, что будет стоить, даже при ракете на одного человека, десятки тысяч рублей, между тем, как спуск на аэроплане стоит лишь несколько десятков рублей, а на планере совсем ничего не стоит.

Произведенные расчеты ясно указывают на полную возможность медленного безопасного планирующего спуска на землю.

2. В низших слоях атмосферы следует применять малые скорости, по мере же увеличения высоты над земной поверхностью в соответствии с убыванием плотности воздуха эти скорости непрерывно могут возрастать.

3. Двигательной силой в низших слоях атмосферы должен быть особый двигатель высокого давления, работающий топливом и жидким кислородом. Двигатель должен приводить в дви-

---

* Напечатано в журнале «Техника и жизнь», № 13, 1924.

жение пропеллеры, которые могут быть построены либо с переставными, либо с обыкновенными лопастями. В последнем случае двигатель должен быть устроен так, чтобы он на земле работал с малым числом оборотов, а по мере увеличения высоты со все бо́льшим числом оборотов. Взамен винтомоторной группы можно применять ракету, приспособленную к летанию в воздухе и действующую своей толкательной силой по направлению полета.

Под названием «ракета» здесь следует понимать раструб, аналогичный соплам турбин: через узенькое горлышко раструба под большим давлением поступают в него продукты горения; газообразные части, отталкиваясь от стенок раструба, быстро расширяются и получают по направлению оси раструба большую скорость, равную 4000—5000 *м/сек*.

Ракетой, приспособленной к летанию в воздухе, называется такая, которая всасывает в раструб наружный атмосферный воздух. При смешивании его с газами получается меньшая скорость всей массы газов в ракете, но зато вся ускоряемая масса газа и воздуха и коэфициент полезного действия получаются больше, чем при обыкновенной ракете, для которой коэфициент полезного действия при скоростях полета до 400 *м/сек* очень мал.

4. При скоростях полета, бо́льших 400 *м/сек*, следует применять в качестве двигательной силы либо ракету, приспособленную к летанию в воздухе, либо обыкновенную чисто реактивную ракету.

5. Во время полета ракетой необходимо втягивать части несущих поверхностей (пропеллеры, двигатель и другие части аэроплана), расплавлять их в особом сосуде или котле и выбрасывать расплавляемый металл для увеличения действия ракеты. Для этой цели аэроплан должен иметь соответственную конструкцию, снабжаться тросами и приспособлениями для производства всех необходимых движений. Согласно произведенным расчетам вес разбираемого аэроплана будет лишь немногим выше веса обыкновенного аэроплана.

6. При скоростях, близких к 8 *км/сек*, выгодно вылететь из земной атмосферы под малым уклоном к горизонту, так как при этой скорости центробежная сила, развиваемая от кружения вокруг земного шара, равна силе притяжения Земли, т. е. аппарат, предоставленный самому себе, не будет падать обратно на землю, а если он находится уже вне атмосферы, будет вечно кружиться вокруг Земли, как Луна. Воздух, который служил опорой для аэроплана, теперь лишь замедлял бы полет; аэроплан в межпланетном пространстве делается излишним и годится лишь снова при спуске в атмосферу.

7. При желании перелететь на другие планеты необходимо довести скорость полета до 11—18 *км/сек*. В этом случае можно воспользоваться ракетой, но, вероятно, выгоднее будет лететь при помощи зеркал или экранов из тончайших листов. Экраны должны вращаться вокруг их центральной оси для придания им жесткости. Зеркала не требуют горючего и в случае надобности могут быть использованы в ракете в качестве топлива. Это два преимущества зеркал; кроме того, они не производят больших напряжений в материале корабля и имеют меньший вес, нежели ракета вместе с горючим. Но зато зеркала могут быть легче взорваны метеорами, нежели ракета.

8. Взамен экранов можно будет, по всей вероятности, применять кольца, по которым течет электрический ток, причем внутри кольца будет расположена железная пыль, удерживаемая вблизи плоскости кольца силами электрического поля. Пылинки должны быть наэлектризованы статическим электричеством, для того, чтобы они держались на некотором расстоянии друг от друга.

Если солнечный свет упадет на зеркало, экран или пылинки, он произведет на них определенное давление. При огромных расстояниях межпланетных пространств малые силы дают сравнительно большие скорости полета.

9. Если в межпланетном пространстве будут устроены огромные вогнутые зеркала, которые будут вращаться вместе с астрономическими направляющими трубами вокруг планет, то солнечный свет, собранный зеркалами и направленный на пролетающий на другую планету межпланетный корабль, даст скорости, превышающие во много раз скорости ракет.

10. На основании всех этих положений можно построить ряд межпланетных кораблей.

На основании сделанных мною расчетов могут быть достигнуты следующие результаты.

Могут быть устранены огромные размеры несущей ракеты. К. Э. Циолковский предложил пользоваться для межпланетных путешествий ракетой в комбинации с аэропланом. У него реактивная сила ракеты при полете поддерживает весь вес межпланетного корабля и вдобавок дает ему ускорение. Такие ракеты называются несущими или подъемными. Ракета же моей конструкции покоится в аэроплане, ее реактивная сила должна равняться лишь от $^1/_3$ до $^1/_7$ веса корабля. Такую ракету построить много легче, нежели огромную ракету Циолковского. В моей конструкции напряжения в материале будут много меньше, нежели в подъемной ракете.

Далее, использованием строительного материала аэроплана в качестве топлива уменьшатся напряжения в межпланетном корабле, так как имеется возможность частичной замены жидко-

го топлива твердым строительным материалом, и это увеличение строительного материала делает возможным распределение действующих сил на бóльшие поперечные сечения стержней.

Создается практическая возможность израсходования горючего материала при полном весе корабля в 10 000 *кг* до веса 500 *кг* (веса маленьких земных аэропланов). Это представляет собой полную гарантию в отношении достижения огромных скоростей, необходимых для преодоления притяжения земного шара. Этим большим расходом горючего материала устраняется необходимость в применении взрывчатого вещества огромной силы.

При подъемной ракете большое ускорение, производимое ею, является причиной сильного увеличения кажущегося веса, что заставляет пилота лежать в течение периода ускорения в ванне, наполненной жидкостью. Это в моей конструкции ракеты отпадает, в виду того, что ускорения в ней много меньше и период ускоренного движения может длиться дольше, нежели у подъемной ракеты.

В виду же того, что двигатель и ракеты могут быть во время полета остановлены и снова пущены в ход, весьма легко производить опыты с межпланетным кораблем моей системы, постепенно увеличивая высоту и скорость полета.

Комбинацией ракеты с аэропланом, а также использованием строительного материала аэроплана в качестве горючего в ракете устраняется, между прочим, и препятствие к межпланетным полетам, заключающееся в отсутствии достаточно сильного взрывчатого вещества, про которое говорит И. Я. Перельман.

В моей конструкции сильного взрывчатого вещества не требуется. Огромного веса ракета мною заменена ракетой, которая от 10 до 30 раз меньше подъемной ракеты, про которую говорит Перельман. Таким образом препятствия к межпланетным путешествиям, высказанные Перельманом, отпадают.

КОНСТРУКЦИЯ ДАЛЕКО ЛЕТАЮЩЕЙ РАКЕТЫ*

В предложенных до сих пор проектах высотных ракет имелись следующие недостатки:

1. Огромная величина ракеты увеличивает опасность возможного взрыва ее, так как вес горючего и окислителя составляет бо́льшую часть веса всей ракеты.

2. Необходимость расходовать огромное количество горючего в ракете при обратном спуске на землю при помощи реактивного действия во много раз увеличивает вес и сильно удорожает перелет.

3. Применение динамической поддержки ракеты вырывающимися из нее газами в случае несвоевременной остановки ракеты даже с применением парашюта может привести к катастрофе.

4. При спуске в атмосферу при помощи парашюта или действием ракеты, или обоими способами вместе нет возможности свободного выбора места посадки, ракета же требует расхода добавочного горючего.

5. Для достижения космических скоростей необходимо применять огромные ускорения, оказывающие отрицательное физиологическое действие на организм человека.

6. Наконец, необходимость иметь малое отношение $\frac{G_к}{G_0}$, где $G_к$—вес конструкции, а G_0—начальный вес, делает все проекты неосуществимыми по конструктивным соображениям.

В предлагаемой мною конструкции ракета связана конструктивно с двумя самолетами: одним большим для подъема и вторым, во много раз меньшим, для спуска.

На малых высотах ракета приводится в движение двигателем особой системы, так как ракета при малых скоростях полета имеет малый к.п.д.

Части конструкции большого самолета используются в качестве добавочного горючего вместе с жидким горючим, ввиду того что последнего для достижения космических скоростей не-хватает. Самолет при этом предполагается строить из дуралюмина, электрона или другого подобного сплава металлов.

---

* Напечатано в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937.

Предлагаемая ракета (фиг. 1) состоит из корпуса, снаружи похожего в данном выполнении на снаряд. К корпусу прикреплены крылья большого складываемого самолета с убирающимся шасси и с двигателем особой системы, приводящим в движение винты. Сзади к корпусу прикреплены рули большого самолета, которые, так же как и крылья с пропеллерами, могут быть втянуты внутрь корпуса. Внутри корпуса заключен малый самолет с рулями, шасси, добавочным винтом и двигателем к нему. Внутри корпуса помещаются также баки для горючего, котел для расплавления втягиваемых частей самолета и ракета, в которой работают сгоревшие газы и сгоревший металл. Под котлом находится топка. Газы, охлаждая сначала камеру сгорания, поступают из баков в топку, расплавляют металл и поступают затем в горло ракеты. Расплавленный металл поступает через специальную трубу в камеру сгорания либо инжекторным действием, либо нагнетаемый особым насосом, подогреваясь в той части трубы, которая входит в камеру сгорания. Затем жидкий металл распыливается, отчасти испаряется и смешивается с подаваемым кислородом, сгорая в камере. Сгорание металла большой теплотворной способности увеличивает температуру газообразных продуктов и поэтому сильно увеличивает эффективность ракеты. Части самолета (винты, шасси, рули и др.) втягиваются в корпус через щели, имеющиеся в вертикальных боковых выступах корпуса.

В случае большой потребности в горючем (для достижения космических скоростей) в котле могут расплавляться и баки для горючего, а также и двигатель *, причем особая сетка задерживает части, состоящие из более тугоплавких материалов, от попадания в отводную трубу.

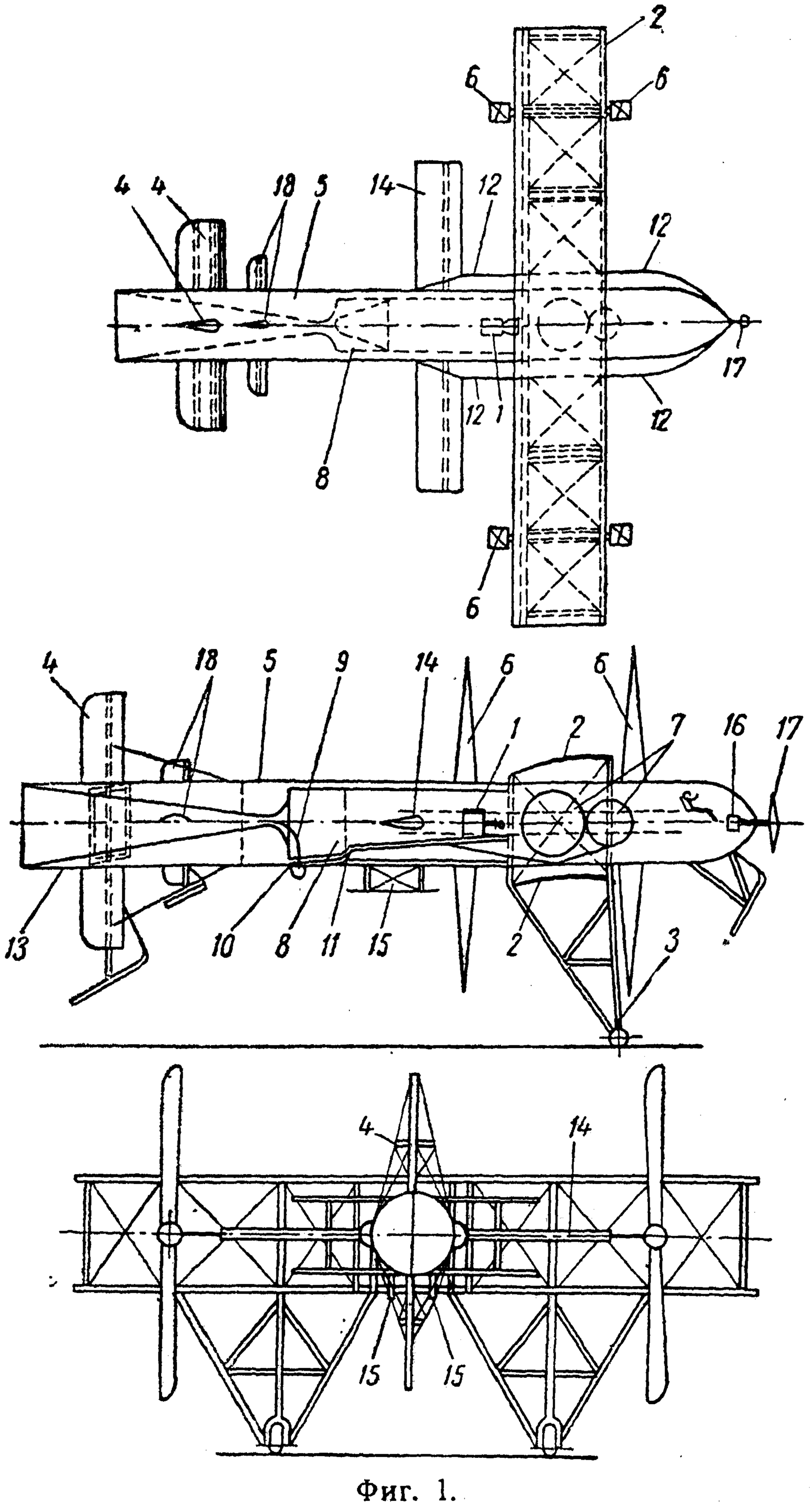
Можно применять самолеты разных систем, а также использовать корпус ракеты в качестве поддерживающей поверхности.

Предлагаемая ракета поднимается с земли как обыкновенный самолет. Особый двигатель высокого давления, использующий жидкий кислород, дает самолету возможность подниматься до высоты примерно 25—30 *км* над поверхностью земли.

Скорость полета при этом должна по мере убывания плотности воздуха возрастать таким образом, чтобы угол атаки крыльев, необходимый для удерживания самолета на данной высоте, не сильно менялся. На высоте приблизительно 28 *км* над поверхностью земли достигается скорость 350—450 *м/сек*; здесь следует привести в действие ракету, через которую до высоты 28 *км* для усиления тяги можно пускать отработанные газы двигателя. Теперь или спустя некоторое время после пу-

---

* Здесь под двигателем следует понимать двигатель большого самолета, который предназначен для вращения пропеллеров. *Прим. ред.*



Фиг. 1.

1—двигатель большого самолета; *2*—крылья большого самолета; *3*—шасси большого самолета; *4*—рули большого самолета; *5*—корпус ракеты; *6*—винты большого самолета; *7*—баки; *8*—котел для расплавления металлических деталей; *9*—трубопровод расплавленного металла; *10*—сетка, предохраняющая от попадания нерасплавленных кусков металла в трубопровод; *11*—топка; *12*—щели для втягивания в корпус частей большого самолета; *13*—сопло ракеты; *14*—крылья маленького самолета; *15*—шасси маленького самолета; *16*—двигатель маленького самолета; *17*—винт маленького самолета; *18*—рули маленького самолета.

ска ракетного двигателя следует двигатель остановить, так как пропеллеры не выдерживают слишком больших окружных скоростей; при меньших же окружных скоростях они будут иметь низкий к.п.д.

Потом втягивается шасси в котел, расплавляется и используется как горючий материал для ракеты. Последняя при этом поднимается все выше, ускоряя полет. По мере уменьшения веса ракеты крылья втягиваются, причем это производится сначала только для двух крайних наружных секций крыльев и притом симметрично. Через некоторое время то же производится для второй секции, затем для третьей и т. д.

Втягивание может производиться разнообразными способами, например, так, как укорачивается телескоп, что легко осуществимо при монопланах. Тогда наружные секции могут быть втянуты в котел через все остальные секции крыльев, и особое сматывание покрытия с крыльев отпадает.

Затем втягиваются рули большого самолета и расплавляются. Подаются также в котел двигатель и его баки и сокращается длина корпуса корабля. То же производится и с самими механизмами для втягивания частей самолета.

К концу периода ускорения ракеты при достижении скоростей, необходимых для вылета из пределов земной атмосферы, для вращения вокруг Земли или даже для перелета на другие планеты, остается маленький самолет с крыльями, рулями, котлом, собственно ракетой, укороченным корпусом, пропеллером, двигателем, шасси и необходимым внутренним оборудованием.

Для передвижения в пространстве, начиная со скорости 8 *км/сек* (необходимой для вращения вокруг земного шара), взамен ракеты можно пользоваться особыми маловесными зеркалами большой площади, изменяя скорость и направление полета давлением света, падающего на них *.

Для того чтобы снизиться на Землю или на планету, обладающую атмосферой, необходимо лететь так, чтобы полет в атмосфере имел горизонтальное направление. При скоростях, больших 8 *км/сек,* полет в атмосфере на постоянной высоте должен совершаться так, чтобы самолет летел на спине и чтобы давление воздуха на крылья было направлено к Земле. При скоростях, меньших 8 *км/сек,* можно лететь в обыкновенном положении, описывая кривую для спуска в желаемом месте. Этому еще может способствовать маленький двигатель с пропеллером.

Главными преимуществами предложенных здесь конструкций по сравнению с предложенными до сих пор конструкциями

---

* Этому вопросу посвящена специальная работа Ф. А. Цандера, имеющаяся в его рукописях. *Прим. ред.*

являются следующие факторы технического и экономического характера, не считая предложения об использовании металлического топлива:

1. Применение маленького самолета с крыльями дает возможность спуска планирующим полетом на Землю и планеты, обладающие атмосферой. Этим уменьшается общий вес межпланетного корабля в 15—20 раз по сравнению с кораблем, спускающимся действием ракеты (если вес корабля после обратного спуска на землю считать в обоих случаях одинаковым).

2. Применение самолета для подъема и спуска на Землю или планеты, обладающие атмосферой, гарантирует безопасность пассажиров в большей степени, нежели применение парашютов и подъемных ракет. При подъеме можно при случайной остановке двигателя перейти в безопасный планирующий спуск и снова запускать двигатель. При ракете же с парашютом будет весьма затруднительно втягивать поддерживающий парашют и снова запускать двигатель. Поэтому в предложенных прежде конструкциях остановка ракеты будет связана с необходимостью спуска на Землю, а остановка непосредственно после отлета или при больших скоростях, немного меньших 8 *км/сек,* будет связана, по всей вероятности, даже с гибелью пассажиров. При остановке сразу после отлета парашют не успеет раскрыться, а при снижении на больших скоростях парашют легко может оторваться. Это в предлагаемой мною комбинации самолета с ракетой и двигателем не имеет места. Поддержка ракеты на весу вырывающимися газами мною заменена поддержкой крыльями самолета. В этом случае ракета во всякий момент безопасно покоится на своем самолете, чего нет у подъемной ракеты с парашютом. Сильно развитая авиационная техника и разработанность самолетных конструкций позволяют преодолеть затруднения, могущие встретиться при полете.

3. Возвращаясь на Землю, мы используем огромное количество кинетической энергии, приобретенное ракетой при подъеме. Мы можем облететь с этим запасом энергии при планирующем спуске на маленьком самолете половину земного шара и спуститься в любом месте.

4. Необходимая толкающая сила (тяга) ракеты в моей конструкции равна лишь $^1/_6$—$^1/_3$ веса всего корабля, между тем как при подъемных ракетах необходимая сила составляет 4—10-кратный начальный вес корабля.

5. Вследствие меньшей кажущейся тяжести пилот может свободно управлять ракетой, между тем как при подъемных ракетах он должен в течение периода ускорения подвергаться вредному действию этого последнего. Кроме того, большие ускорения затрудняют наблюдение за работой машины.

6. Уход за предлагаемой здесь ракетой, которая в 10—60 раз меньше соответственной подъемной ракеты, легче, нежели уход за огромной ракетой. Опасность для пассажиров в случае порчи или взрыва малой ракеты меньше, нежели при взрыве большой ракеты.

7. При помощи предлагаемой здесь конструкции весьма легко производить опытные полеты ввиду возможности ежеминутно пускать или останавливать двигатель или ракету.

Вопросы подъема и спуска далеко летающих ракет моей системы также мною разработаны.

Предложенные здесь конструкции ракет могут служить, кроме межпланетных путешествий, также и для спешных перелетов на земле в высших слоях атмосферы и над нею; они могут перевозить тяжести и пассажиров.

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РЕАКТИВНЫХ АППАРАТОВ*

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящая книга имеет целью популяризацию идей межпланетных сообщений.

В книге даны расчеты теоретической диаграммы сжатия в струйном нагнетателе и расчеты полета далеко летающих ракет вне атмосферы.

Ввиду ограниченности объема книги часть расчетов не помещена в данной книге, как, например, практический расчет струйного нагнетателя и практическая диаграмма сжатия воздуха им; детальный расчет ракеты, берущей кислород для горения с собой; формулы, выведенные мною для к.п.д. ракеты; определение потерь тепла через стенки раструба; весь детальный теоретический и практический расчет разных видов воздушных реактивных двигателей; теория подъема ракетного аэроплана в межпланетное пространство и его обратного спуска на землю и, наконец, не дана теория полета далеко летающих ракет, принимая во внимание вращение Земли вокруг своей оси и вокруг Солнца и, в частности, наиболее выгодные пути полета.

Я надеюсь, что предлагаемая книга вызовет интерес к вопросу о межпланетных сообщениях у широкого круга авиаработников и вообще у всех, наблюдающих за разносторонним развитием авиатехнической мысли. Автор обращается к изобретателям вообще, студентам, инженерам, астрономам с призывом работать в данной области ввиду ее важности для дела сверхавиации.

Ракеты при больших скоростях полета получаются весьма большой мощности, простой конструкции и высокого к.п.д. Для преодоления силы земного притяжения ракета должна как бы перебраться через бугор, лежащий при скоростях около 400—700 *м/сек,* а затем дальнейшее ускорение уже облегчено.

Для астрономов будущий межпланетный корабль должен представлять астрономическую летающую обсерваторию, потому что во время перелета на другую планету придется широко поль-

---

* Была издана отдельной книгой, ОНТИ, Москва, 1932.

зоваться астрономическими приборами для наблюдений, следовательно, астрономы невольно обязаны принять активное участие в постройке своего прибора.

Ф. А. Цандер

ВВЕДЕНИЕ

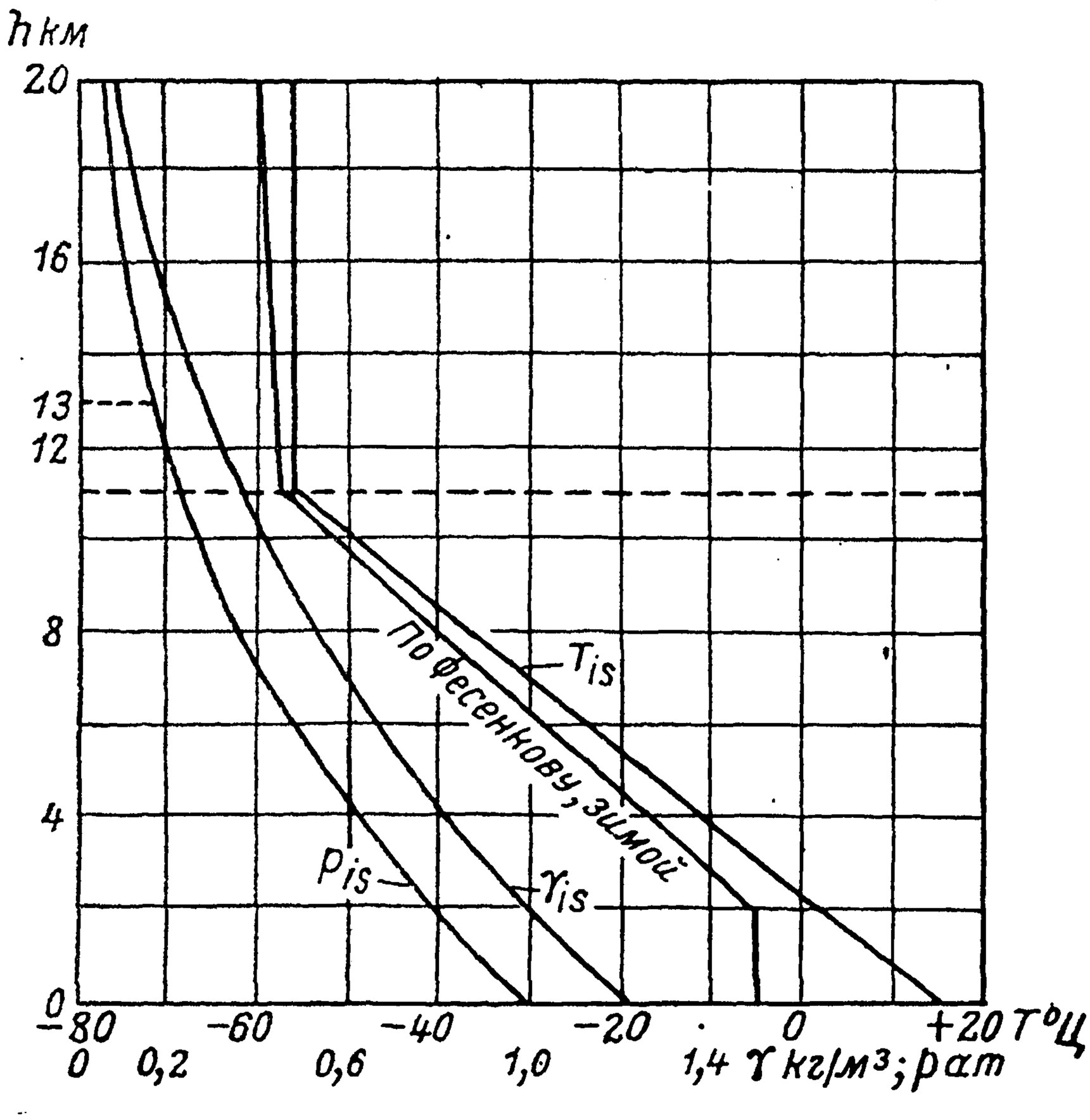
Исследования теоретического и практического характера в области реактивных двигателей ведутся как по направлению создания самостоятельной ракеты, которая могла бы служить для исследования высших слоев атмосферы, так и по направлению создания такого аэроплана, который был бы в состоянии, пользуясь двигателями и ракетой, вылететь по инерции из земной атмосферы для дальнейшего его ускорения реактивными двигателями уже вне атмосферы. Для того чтобы пролететь вне атмосферы 20° окружности земного шара, или 2200 *км*, требуется сообщить аэроплану внутри атмосферы скорость, равную 4,3 *км/сек*, причем длительность пребывания вне атмосферы составляет 12,6 мин., что достаточно для получения дальнейшего ускорения до скорости 7,9 *км/сек*, необходимой для свободного полета вокруг земного шара.

Из этого примера мы видим, что скорость полета, которую нужно развивать внутри атмосферы, значительно меньше, чем скорость (11,2 *км/сек*), необходимая для полного удаления от земного шара. Реактивные двигатели (ракеты) как для целей сверхавиации, так и для полета на другие планеты могут при больших скоростях полета работать в безвоздушном пространстве весьма успешно, так как, во-первых, увеличивается их осевое давление и, во-вторых, отпадает вредное лобовое сопротивление атмосферного воздуха. Следовательно, задача сверхавиации и межпланетных сообщений сильно облегчается.

В дальнейшем автор познакомит читателя с одним новым видом ракет, теория которых в последние годы была достаточно разработана автором. Ракеты эти особенно безопасны ввиду того, что у них отсутствует легко приводящий ко взрывам жидкий кислород. Для полетов через низшие слои атмосферы отказ от жидкого кислорода создает особо благоприятные условие вследствие уменьшения веса. Затем будут рассмотрены ракеты, использующие часть своей конструкции в качестве горючего материала. В них предел для общего количества горючего материала, который может быть использован, настолько приближается к 100% от общего веса ракеты, что, по всей вероятности, при помощи их будет совершен первый полет в мировое пространство с полным отделением от земного шара.

1. Высота атмосферы земли

Первостепенную роль для использования полетов через высшие слои атмосферы и временных вылетов из земной атмосферы играет давление, температура, плотность и состав атмосферы на больших высотах.



Фиг. 1. Температура, давление и плотность атмосферы до высоты 20 *км*.

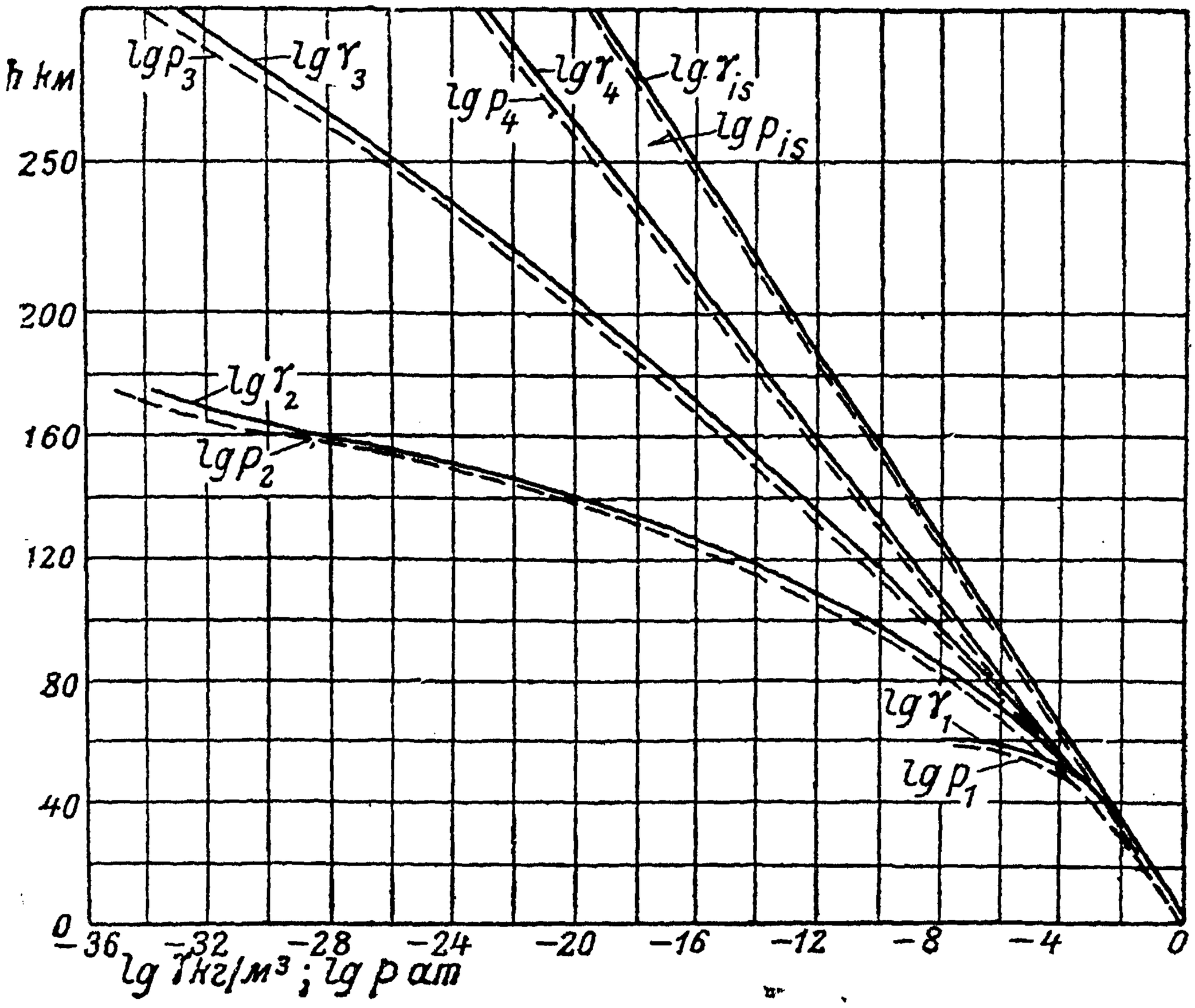
Ввиду того что в дальнейшем придется ссылаться на эти величины, на фиг. 1 изображены кривые изменений их в зависимости от высоты по данным международной стандартной атмосферы.

Международная стандартная атмосфера, за которую в 1920 г. принята стандартная атмосфера Франции, представлена до высоты 20 *км*, причем p_{is}, T_{is} и γ_{is} означают давление, температуру и плотность атмосферы.

На фиг. 2 нанесены величины $\lg p_{is}$ и $\lg \gamma_{is}$ до высот 300 *км*, а на фиг. 3 еще T_{is} в предположении, что температура, начиная с 11 *км*, постоянная величина (T_{is}=56,5°Ц=216,5° *абс*).

Для сравнения на фиг. 3 представлены кривые температур по различным источникам, а на фиг. 2 — еще соответствующие логарифмы плотности и давления. Кривая T_1 дает величины для случая адиабатического изменения температуры для больших

высот, кривая T_2 вычерчена в предположении, что для высот, бо́льших 200 *км*, температура близка к абсолютному нулю; кривая T_3 представляет собой нечто среднее между кривыми T_2 и T_4, а последняя дает величины в предположении, что температура для высот, бо́льших 33 *км*, равна 180° *абс*. По кривым T_2, T_3 и T_4 были мною вычислены логарифмы плотности и давле-



Фиг. 2. Логарифмы давления и плотности атмосферы до высоты 300 *км*.

ния, показанные на фиг. 2. Наконец, кривая T_5 дает температуры по Андойеру, близкие к температурам по кривой T_1.

На фиг. 3 еще показаны кривые температур и логарифмов плотности отдельных составных частей атмосферы: O_2, N_2 и H_2, принятых проф. Фесенковым, производившим в 1915—1916 гг. наблюдения в Харькове над длительностью вечерней зари с целью определения высоты атмосферы * и температуры. Кривые вычислены на основании этих наблюдений проф. В. П. Ветчинкиным в Москве по особому методу, дающему в результате совпадение первоначальных температур с вычисленными **.

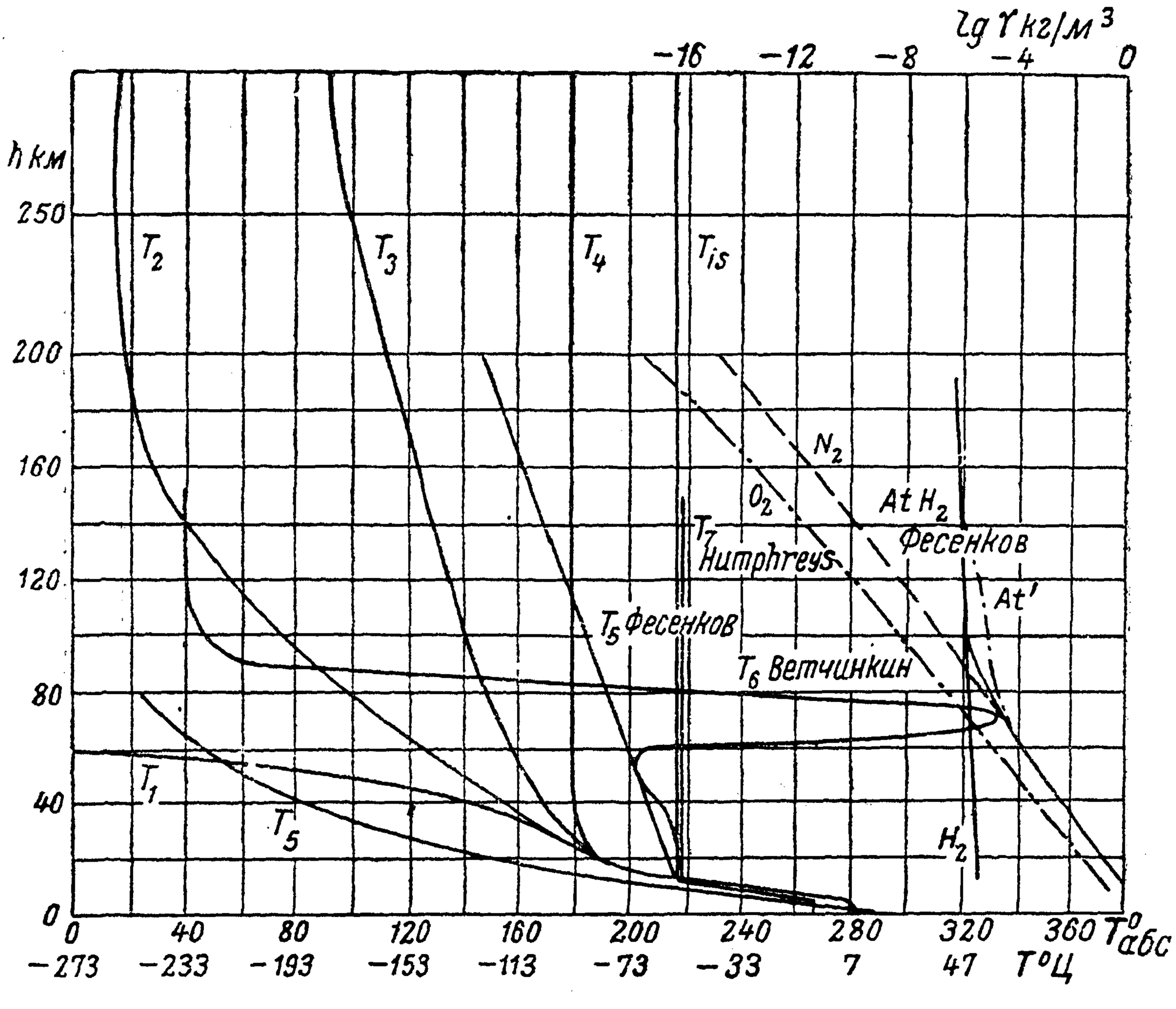
---

* Труды Главной Российской астрофизической обсерватории, том II, 1923, стр. 6—113. (По его данным мною были вычислены абсолютные значения давлений и плотностей).

** Русский астрономический журнал, том IV, вып. 4, 1927.

Относительный результат наблюдений проф. Фесенкова представляет кривая *At'*, довольно хорошо согласующаяся с его теоретической кривой *At*. Кривая плотностей, полученная проф. В. П. Ветчинкиным, практически почти совпадает с кривой *At'*.

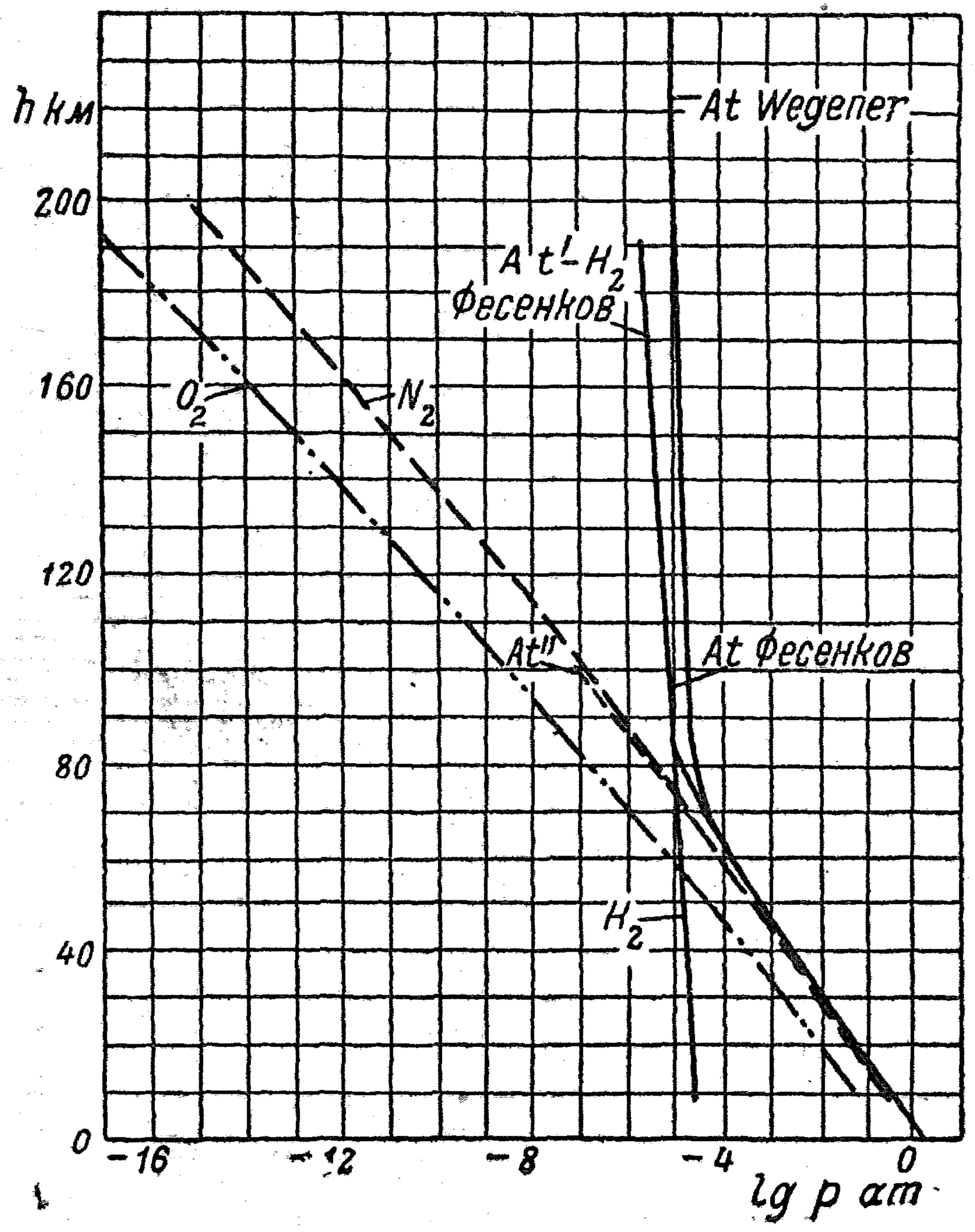
Логарифмы давлений отдельных составных частей атмосферы, по Фесенкову, даны на фиг. 4, на которой для сравнения нанесена кривая давлений по Вегенеру (Wegener). Видно, что по своему характеру обе кривые довольно хорошо согласуются



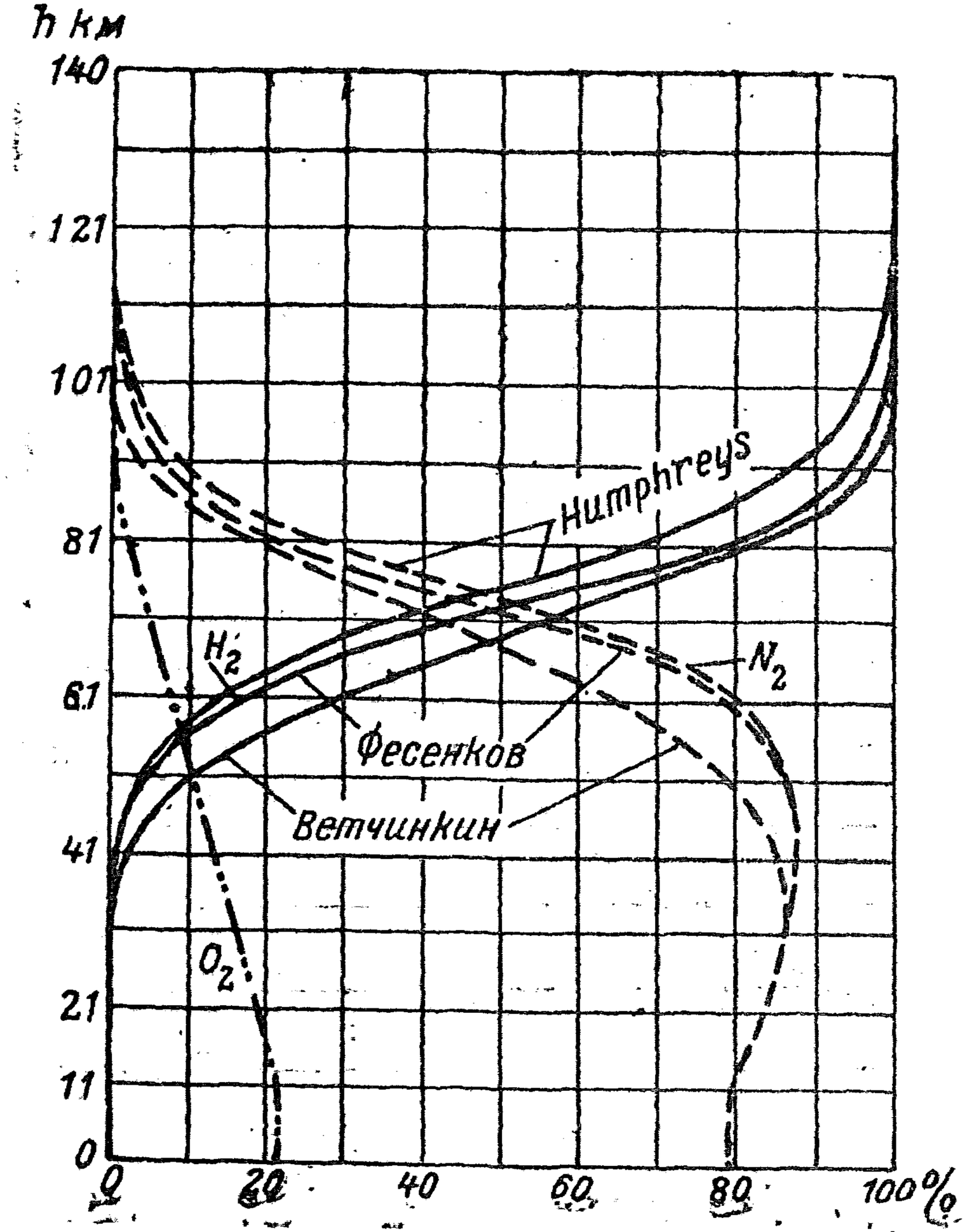
Фиг. 3. Температура атмосферы до высот 300 *км* и логарифмы плотности атмосферы до 200 *км* по Фесенкову.

одна с другой, и что водород, а у Вегенера введенный им гипотетический элемент геокороний играют решающую роль при определении плотности и давления атмосферы на высотах, бо́льших 80 *км*.

Необходимо, однако, заметить, что геокороний, введенный Вегенером, по всей вероятности, не существует, так как его спектр совпадает со спектром азота при тех крайне низких давлениях, которые имеются на столь больших высотах, а о распадении молекул азота при этих давлениях ничего неизвестно.

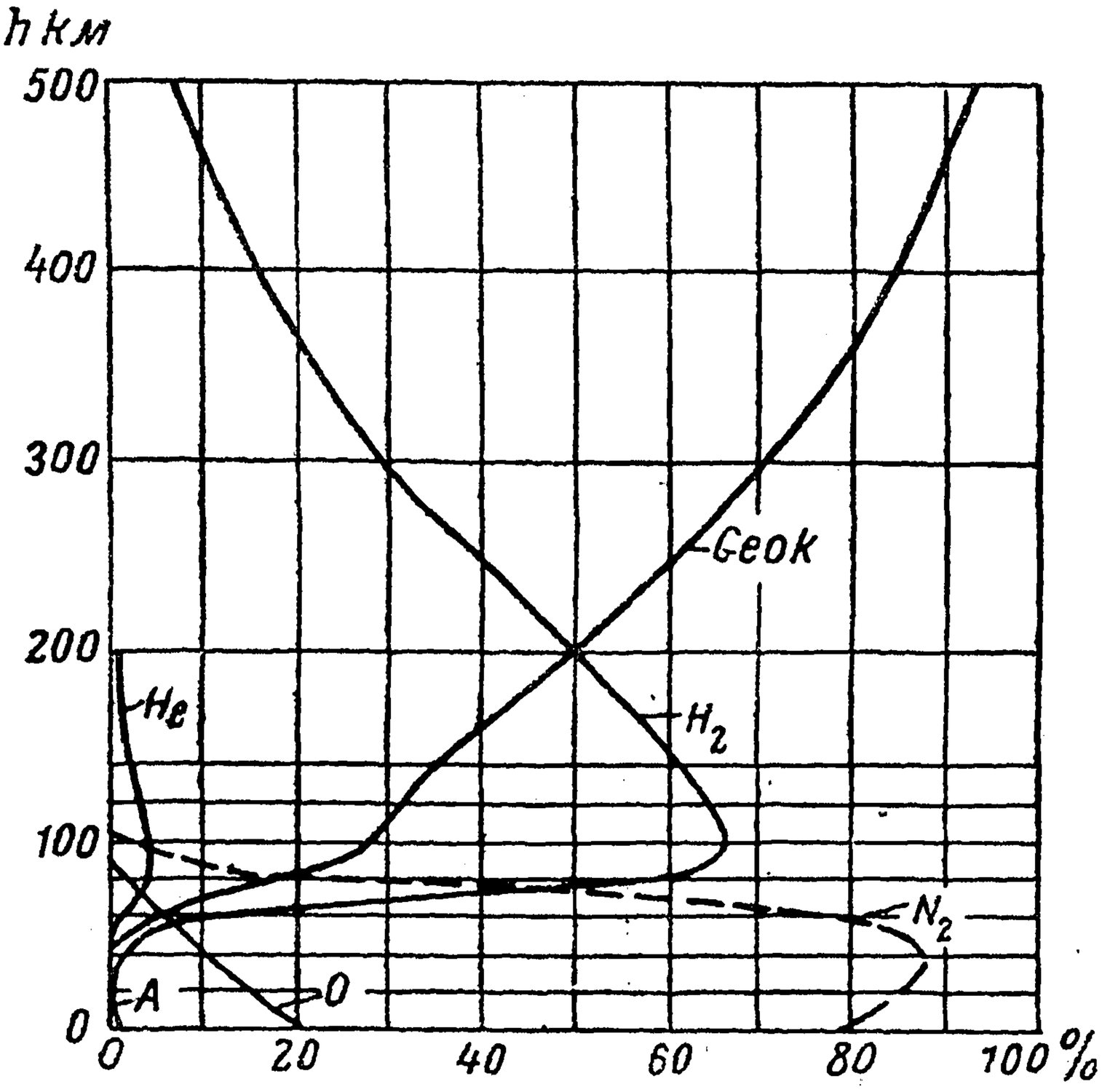


Фиг. 4. Логарифмы давления атмосферы и ее составных частей.



Фиг. 5. Состав атмосферы по Фесенкову, Ветчинкину и Гомфрейсу (Humphreys).

Давление атмосферы, по Фесенкову, предполагая однородный состав ее, дано кривою At'' (см. фиг. 4).



Фиг. 6. Состав атмосферы по Вегенеру.

Объемное процентное содержание отдельных составляющих атмосферы дано по Фесенкову, Ветчинкину и Гомфрейсу (Humphreys) на фиг. 5, а по Вегенеру — на фиг. 6.

2. Влияние состава, плотности, давления и температуры атмосферы на мероприятия, предпринимаемые для обеспечения полетов

Из рассмотренных фигур мы видим, что на высоте 55—60 *км* над поверхностью земли объем водорода приблизительно в два раза больше, чем объем кислорода, так что смесь представляет собой гремучий газ, к которому прибавлен азот. В случае если особыми струйными нагнетателями, о которых будет речь ниже, удастся сжимать эту смесь до достаточно больших давлений, то ее можно будет сжигать в качестве горючего, и для быстрых полетов на этой высоте, а также и для дальнейшего ускорения до первой межпланетной скорости 8 *км/сек* не придется брать с собой никакого жидкого горючего.

Плотность атмосферы на этой высоте составляет приблизительно 0,0001 долю *кг* на 1 $м^3$, что соответствует скорости полета 3500 *м/сек* для аэроплана, приводимого в действие ракетой. Предпочтительно в данном случае лететь медленно, так как тогда скорость меньше и расход горючего на ускорение до высоты полета 55—60 *км* меньше.

Необходимый расход горючего в этом случае сокращается значительно ввиду того, что для скоростей, бо́льших 3500 *м/сек*, горючего не потребуется. Применяя, например, обыкновенный реактивный двигатель, работающий бензином и жидким кислородом, и принимая скорость истечения продуктов сгорания бензина равной 3340 *м/сек*, получаем в нашем случае количество бензина и жидкого кислорода, потребное для достижения высоты 60 *км*, равным 65% от полного веса корабля, что для аэропланов достижимо. В случае же если методом сжатия гремучего газа не пользоваться, то необходимо для движения вокруг земного шара расходовать 91% от полного веса корабля, пренебрегая в обоих случаях трением о воздух и силой притяжения земли; при наклонном полете и достаточно сильных ускорениях действительный расход не слишком сильно превысит указанный.

Для поддержания полного веса аэроплана до скоростей полета, равных ~11 000 *м/сек*, требуется плотность атмосферы, равная $\sim 10^{-5}$ *кг/м*^{3}, какая имеется на высоте 80—90 *км* над поверхностью земли. На высоте 200 *км* над поверхностью земли плотность атмосферы, даже принимая неоднородный состав ее, равна лишь 1 : 330 части вышеуказанной величины; во столько же раз уменьшается и сопротивление ее для той же скорости полета. Отсюда следует, что высота атмосферы выше 100—120 *км* при полном вылете из нее не играет большой роли. Другое дело, если надо лететь в крайне разреженной атмосфере. Из фиг. 2 легко усмотреть, что при однородном составе атмосферы сопротивлением ее на высотах, бо́льших 120 *км*, можно вполне пренебречь, так как здесь $\lg \gamma_{is} = -7{,}5$, т. е. $\gamma_{is} = 3 \cdot 10^{-8}$ *кг/м*^{3}.

Давление атмосферы нас интересует постольку, поскольку термический к.п.д. реактивных двигателей увеличивается с увеличением ее высоты над поверхностью земли, так как газы имеют возможность больше расширяться; при этом предполагается, что раструб устроен таким образом, что поперечное сечение выходного отверстия сопла может меняться так, что при постоянном начальном давлении конечное давление всегда равно атмосферному. В дальнейшем увидим, что уже давление в 1 : 1000 *ат* вполне достаточно для получения термических к.п.д., равных от 80 до 90%. Это давление имеет место на высоте 45—50 *км*.

В случае наличия наружных смазываемых частей или открытых сосудов для расплавления металлов или других сортов горючего, как, например, нафталина или целлулоида, последние могут быстро испаряться в почти абсолютной пустоте. Необходимо, однако, иметь в виду, что из-за сильного охлаждения наружная поверхность замерзнет. Парциальное давление в момент замерзания крайне незначительно — для металлов порядка

10^{-6} *ат;* покрывая металлы слоем неплавящихся веществ или же устраивая кожух, внутри которого удерживается газ под весьма малым внутренним давлением, можно будет уменьшить в достаточной степени испарение.

Для человека при давлениях, меньших 150 *мм* рт. ст., требуется либо герметическая кабина либо вполне закрытая одежда.

Температура воздуха на больших высотах играет весьма большую роль при определении подогрева передних кромок корабля. Принимая адиабатическое сжатие воздуха у передних кромок, можно получить весьма сильный подогрев воздуха. Это в особенности будет происходить в случае, если температура воздуха, вычисленная проф. В. П. Ветчинкиным для высот 60—80 *км* (до +60° Ц), где имеется сильная инверсия температуры, при дальнейших исследованиях окажется соответствующей вычислениям.

Температура воздуха при адиабатическом сжатии его у передних кромок может сильно возрастать как раз на этих высотах, и могло бы казаться, что на этих высотах все части должны расплавляться, так что вылет из пределов земной атмосферы этим будет очень затруднен. Однако из определения мощности, соответствующей общему сопротивлению аэроплана, полученное количество теплоты, развиваемое в единицу времени, указывает на полную возможность отвести теплоту, либо устраивая передние кромки огнеупорными, либо перекидывая через выступающие части передвигающуюся поверхность, соприкасающуюся с холодным воздухом. С большим успехом можно будет также использовать подогреваемые части в качестве котлов для подогрева воздуха, испарения горючего и даже для расплавления более легкоплавких металлов. В случае же если местный подогрев окажется слишком большим, необходимо будет пролетать через слои воздуха от 60 до 80 *км* сравнительно медленно, а ускорять полет уже выше 80 *км* (например, со скоростью 4,3 *км/сек* и под углом 40° к горизонту).

При вертикальном подъеме скорость на высоте 80 *км* равна нулю в случае, если скорость, сообщенная ракете около поверхности земли, была немного более 1,3 *км/сек,* а полет вверх совершался по инерции; но расход горючего на весь этот полет до скоростей 5—12 *км/сек* будет больше, если подниматься с ускорением.

Для противодействия чрезмерному охлаждению деталей при полете вне атмосферы можно пропускать через них электрический ток; другие части можно делать трубчатыми и через них пропускать подогретый воздух или использовать их в качестве радиаторов. Некоторые детали могут составлять части воздушного реактивного двигателя, как это ниже будет объяснено. Ввви-

ду того что при низких температурах теплоемкость и излучение малы, небольшого количества теплоты хватит для довольно значительного подогрева. Такие металлы, как олово или некоторые сорта стали, обладающие большой крепостью при низких температурах, можно в трудно подогреваемых местах применять одновременно с материалами, имеющими большую крепость при обыкновенной температуре.

На больших высотах окно для летчика не будет охлаждаться, но на небольших высотах требуется подогрев стекла либо снаружи теплым воздухом, либо изнутри теплой водой, циркулирующей между двойными окнами. Можно себе представить также вращающуюся щетку, которая автоматически вытирает стекла, а затем при прохождении около сильно нагретых поверхностей, например, выхлопных труб двигателя, высушивается. Можно также устраивать наружные окна в виде движущейся прозрачной ленты, которая на части своего пути высушивается внутри корабля.

3. Обзор методов достижения больших высот и больших скоростей полета

Переходя к основной задаче сверхавиации — к методам достижения больших скоростей и высот полета, необходимо заметить, что исследования и опыты последних лет настолько выдвинули на первое место ракеты и реактивные двигатели вообще, что их применение в сверхавиации более не вызывает сомнений.

Из методов, применяемых для увеличения мощности авиационных двигателей, на первом месте стоят центробежные нагнетатели. Увеличение их к.п.д. до величины приблизительно 80% возможно, если выходная и входная улитки будут устроены соответственной формы и размеров; степень нагнетания может быть также повышена увеличением числа оборотов и диаметра крыльчатки. Но и здесь для целей сверхавиации поставлен предел окружной скоростью, которая не может быть больше приблизительно 500 *м/сек*. Это соответствует поднятию давления до $h=\eta\frac{\gamma u^2}{g}=0{,}5\frac{500^2}{8}=15\,600$ *мм* вод. ст., или приблизительно 1,5 *ат* для одной ступени.

При применении двух ступеней уже получается повышение температуры воздуха, которое представляет некоторые затруднения. Возможно, что помещением карбюратора между двумя первыми ступенями удастся достичь дальнейшего увеличения мощности двигателей; при этом методе не требуется особого подогревателя для карбюратора зимой. При ниже рассматриваемых воздушных реактивных двигателях возможно превращение

теплоты в полезную скорость истечения, дающую силу реакции; этого нет у нагнетателей.

При двух ступенях получаемое давление равно около $(1+1{,}56)^2=6{,}5$-кратного от исходного; этим можно будет получить нормальную мощность двигателя еще на высоте около 13 *км* (см. фиг. 1). Давление свободной атмосферы на этой высоте равно примерно 1 : 6,5 *кг/см*^{2}.

При десяти ступенях получится $2{,}56^{10}=1{,}2\cdot10^4$-кратное сжатие, что даст при полном охлаждении воздуха нормальную мощность на высоте приблизительно 85 *км*, хотя на этой высоте требуемая мощность во много раз больше. Но вес двигателя при этом из-за большего нагнетателя увеличится уже почти вдвое, и температура воздуха поднимется в $(2{,}56^{10})^{\frac{0,4}{1,4}}=2{,}56^{2{,}86}=14{,}7$ раз или приблизительно до $285\cdot14{,}7=4200°$ *абс.* Даже при полном охлаждении между каждыми двумя соседними ступенями (что не вполне возможно) количество теплоты, без пользы отведенной, большое и работа для приведения в действие нагнетателя значительна.

Все-таки возможно, что комбинация такого двигателя с воздушным реактивным двигателем, в каналах которого охлаждается нагнетаемый воздух, позволит достигать высоты примерно 60 *км*, о которой раньше было сказано.

При окружных скоростях, бо́льших 500 *м/сек*, вес колеса нагнетателя слишком увеличивается. Для уменьшения жироскопического действия на аэроплан потребуется часть колес нагнетателя пускать в одном направлении, другую часть — в обратном направлении, для чего возможна конструкция с двумя параллельными осями.

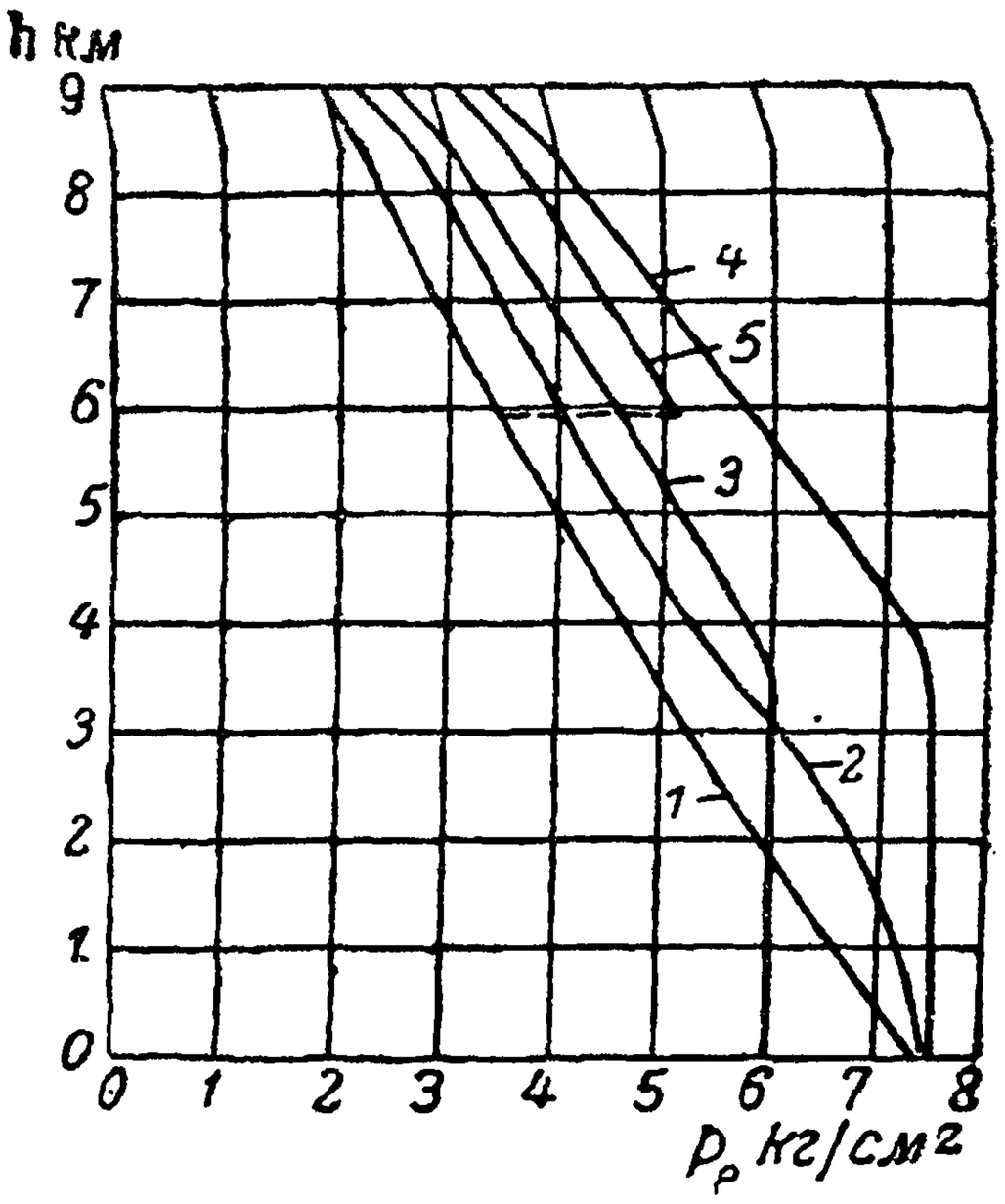
Далее имеется возможность для повышения мощности двигателя увеличивать площадь поршня при неизменных размерах кривошипного механизма. Эта мера в связи с увеличением степени сжатия у обычных двигателей дает весьма хорошие результаты. Увеличение степени сжатия дает экономию в горючем. Если мы перейдем к условиям работы сверхавиации, то при увеличении площади поршня, например в девять раз, получим увеличение обхвата поршня в три раза и увеличение веса цилиндров приблизительно во столько же раз. При цилиндрах, расположенных в ряд, это дает увеличение длины вала, у звездообразных двигателей вообще потребуется отодвигание цилиндров от центра. Но все же в связи с предыдущим методом и этот может найти применение.

Дальнейший метод для увеличения мощности двигателя — прибавление кислорода к воздуху. При добавлении к топливу чистого кислорода теплотворная способность увеличивается в

четыре-пять раз, а прибавлением 15% O_2 теплотворная способность увеличивается на 50%.

Вес жидкого кислорода приблизительно в четыре раза больше веса горючего, но в случае, если лететь только поднимаясь, большие высоты достигаются быстро. Поэтому метод прибавления распыленного жидкого воздуха в пространство между ступенями нагнетателя можно считать существенным. Затруднения возникают из-за взрывчатости смеси, содержащей кислород. Но способы уменьшения детонаций устранят затруднения, в особенности при работе на тяжелом топливе.

При двигателях, работающих с жидким кислородом, можно будет допускать большую работу трения на шейках вала (больше *kг*), в случае если вал и подшипники охлаждать жидким кислородом. Им можно будет охлаждать отчасти также и цилиндры, и поэтому допустимы цилиндры больших диаметров.



Фиг. 7. Среднее эффективное давление высотных двигателей до высоты 9 *км*.

Уменьшение среднего эффективного давления двигателей с увеличением высоты полета показано на фиг. 7 для низких высот полета (до 9 *км*): кривая *1* относится к обыкновенному двигателю; *2* — к двигателю с увеличенной степенью сжатия; *3* — к двигателю с увеличенной степенью сжатия и увеличенными размерами поршня; *4* — к двигателю, снабженному нагнетателем; *5* — к случаю применения добавочного кислорода.

Весьма мало исследованы еще двигатели, работающие на чистом кислороде взамен воздуха. Мною были схематично разработаны два проекта таких двигателей. В первом проекте жидкий кислород особым насосом впрыскивается прямо в цилиндр наряду с жидким топливом, причем давление было взято весьма высокое, приблизительно 200 *ат;* вес двигателя получился очень малым; двигатель может работать с переменным наполнением; в комбинации с реактивным двигателем при большом наполнении весил бы меньше $^1/_5$ *кг* на 1 *л. с.* В этом проекте необходимо еще исследовать: 1) возможность нагнетания жидкого кислорода до больших давлений; 2) зажигание его с жидким топливом, что может быть установлено опытным путем в пространстве сгорания реактивного двигателя, после чего жидкий кислород можно будет применять также к авиационным

двигателям; 3) возможность охлаждения стенок цилиндра, что при малых диаметрах их, впрочем, не представит осложнений; 4) возможность устройства системы поршневых колец, не пропускающих продуктов сгорания при столь высоком давлении.

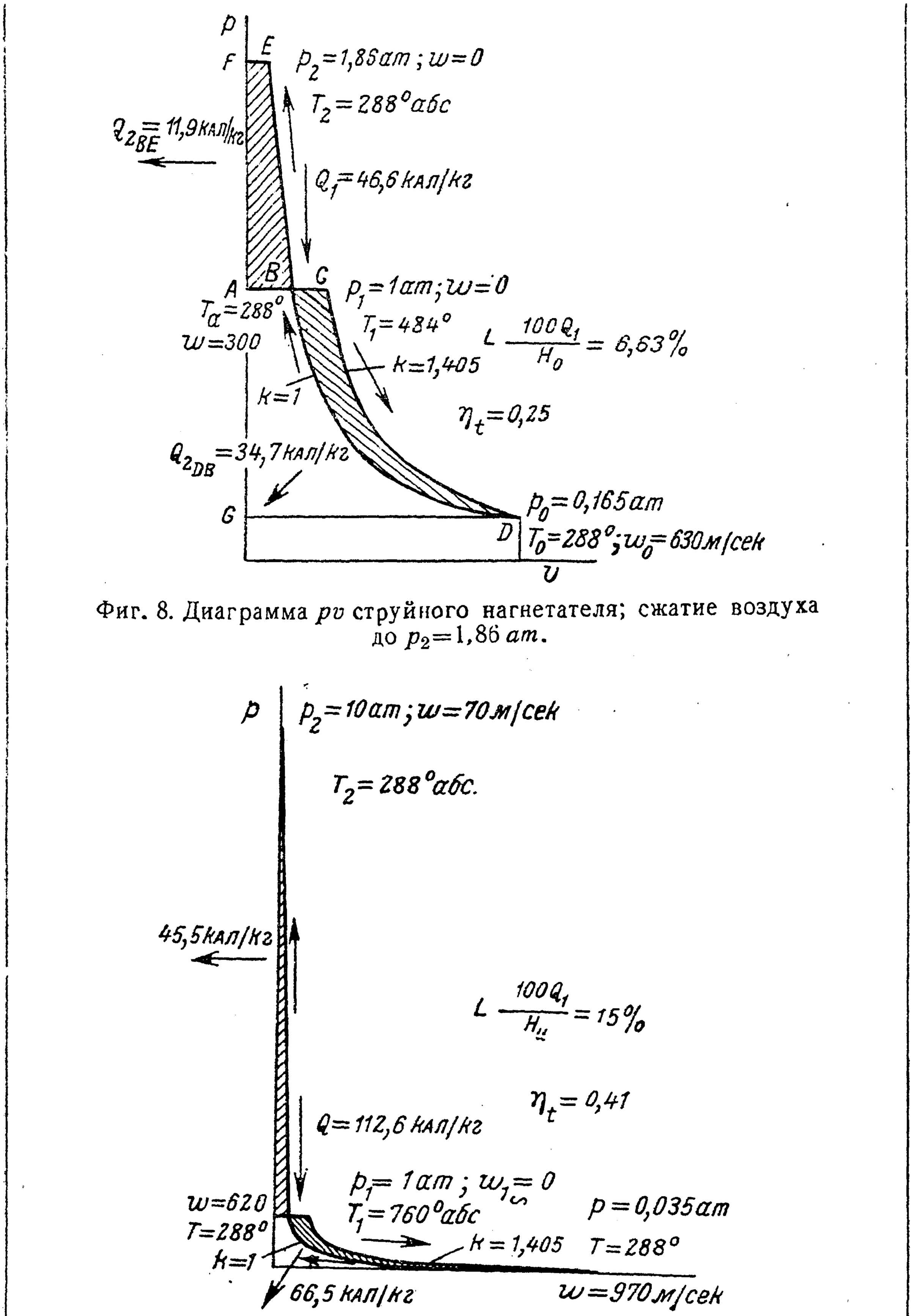
Малый вес двигателя, работающего жидким кислородом, дает возможность летать в течение 2—3 час., причем общий вес двигателя, топлива и кислорода меньше веса обыкновенного двигателя вместе с топливом. Меняя давление и наполнение, можно мощность менять в весьма больших пределах, а, кроме того, малый вес двигателя сильно облегчает аэроплан и дает ему возможность подниматься выше, чем с обыкновенным двигателем.

Второй проект, разработанный мною, относится к двигателю с внешним сгоранием кислорода с топливом, что представляет ту выгоду, что на малых высотах продукты сгорания могут быть использованы в двигателе, а на больших высотах — в ракете. Само сгорание может происходить в пространстве сгорания ракеты. Но здесь имеется некоторое затруднение с охлаждением впускного клапана, который должен быть охлажден жидким кислородом, возможность чего необходимо предварительно испытать.

4. Струйные нагнетатели. Теоретическая диаграмма сжатия. О комбинациях струйных нагнетателей с реактивными и поршневыми двигателями

Переходим к рассмотрению струйных нагнетателей. Здесь мною будут рассмотрены такие, в которых воздух или в общем случае какие-либо газы подогреваются под определенным давлением, затем расширяются адиабатически, политропически или, следуя какому-либо другому закону, ускоряют движение в раструбе, причем ими достигается весьма низкое давление. Затем газы опять сжимаются, замедляя движение в другом раструбе. Процесс происходит опять по какому-либо закону; в частности, он может быть изотермическим или почти адиабатическим. Основное при этом — что во время сжатия от газов должно отводиться весьма большое количество теплоты.

Теоретическая диаграмма pv (давления — p, объемы — v) такого аппарата представлена на фиг. 8 и 9. Фиг. 8 относится к сжатию воздуха с 1 до 1,86 *ат*, а фиг. 9 к сжатию с 1 до 10 *ат*. Начальное состояние газа (фиг. 8) — B; газ нагревается при постоянном давлении, конечное состояние его — C; затем идет расширение до точки D и обратное сжатие по кривой DBE.

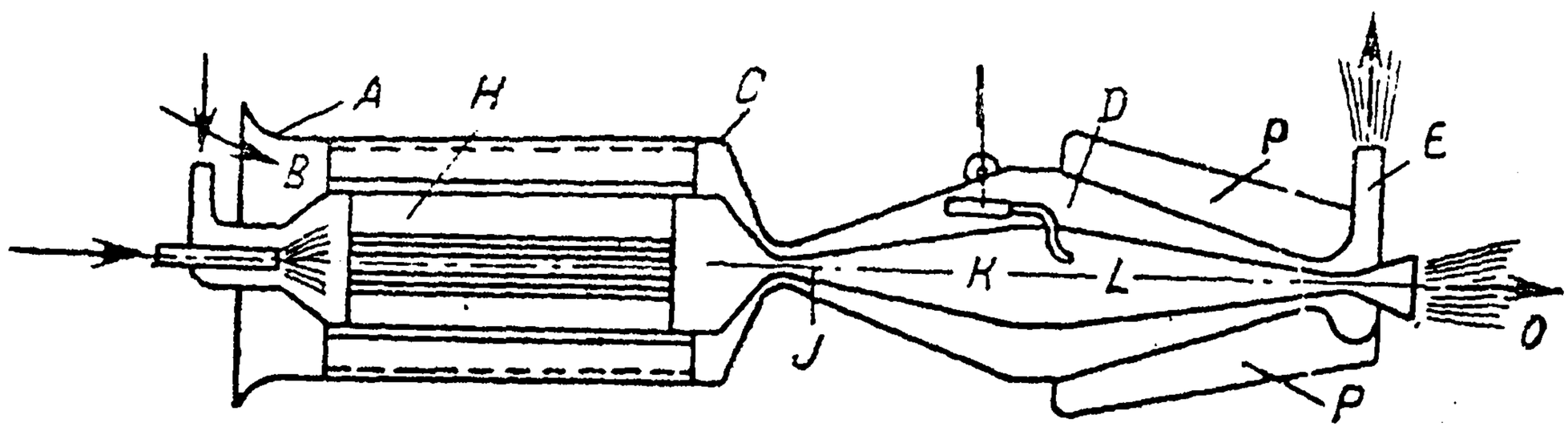


Фиг. 8. Диаграмма *pv* струйного нагнетателя; сжатие воздуха до $p_2=1,86$ *ат*.

Фиг. 9. Диаграмма *pv* струйного нагнетателя; сжатие воздуха до $p_2=10$ *ат*.

Скорость в приборе выражается формулой $\frac{w^2}{2g} = \int v dp$, так например, скорость в точке D получаем из $\frac{w_D^2}{2g}$ = площади $ACDG$; скорость в точке B при обратном сжатии $\frac{w_B^2}{2g}$ = площади BCD; скорость в точке E равна как раз нулю, в случае если площадь BCD = площади $FEBA$.

Практическая диаграмма будет несколько отличаться от теоретической и даст несколько меньшее давление. Давления p, температуры $T°абс$ и скорости w *м/сек* нанесены на диаграммах так же, как и количество тепла, которое необходимо передавать и поглощать из воздуха.



Фиг. 10. Струйный нагнетатель для получения сжатого воздуха.

Схема прибора к этому круговому циклу, исследованному мною, показана на фиг. 10. Через трубу H движется газ (продукты сгорания двигателя или специально под большим давлением сожженное топливо и т. д.) под большим давлением; этот газ расширяется в раструбе и сжимается опять до давления наружного воздуха в обратном конусе L. Через отверстие O он уходит наружу. Присасываемый воздух движется при состоянии наружного воздуха в промежутке между наружным кожухом A и трубой H; на протяжении от B до C воздух подогревается ребрами, причем труба H может иметь также форму подогревающей спирали или радиатора. От C до D воздух расширяется, а затем опять сжимается, причем он выступает для дальнейшего употребления через трубу E; K — маленькая трубка, взамен которой можно взять также и просто отверстие в стенке внутренней трубы; трубка K в период пуска в ход служит в качестве воздушного насоса для установления низкого давления воздуха в полости D; P — охлаждающие ребра или охлаждающая среда, как, например, жидкий воздух, весьма охлажденное горючее или охлаждающая вода.

Большое давление, которое можно ожидать от этих приборов, делает вероятным замену ими нагнетателя в двигателях. Давления, которые могут быть получены при весьма усиленном охлаждении, настолько большие, что необходимо будет построить

особо сильные двигатели с толстыми деталями, и мощность может весьма сильно увеличиваться даже на больших высотах.

Величину подогрева от *B* до *C* (см. фиг. 8) можно получить у комбинации двигателей с этими приборами отчасти от воздуха, которым охлаждаются цилиндры, отчасти от газа выхлопа. У двигателей с воздушным охлаждением на охлаждение цилиндров и на выхлоп тратится 58% от всего тепла, содержащегося в топливе, что дает уверенность в получении сильного сжатия воздуха.

Можно также итти дальше и выпускать воздух, присасываемый в *B*, с некоторой скоростью через трубу *E* и использовать его реактивную силу, направляя трубу *E* в сторону, обратную направлению полета аэроплана.

Можно также часть воздуха сжимать до давления, большего одной атмосферы, а остальную часть — только до давления одной атмосферы. Первую часть можно использовать для горения, а остальную часть — для производства реактивной силы.

В одном варианте можно весь прибор поместить на конце лопасти винта двигателя, подводя туда выхлопные газы двигателя. Большая окружная скорость, применяемая у винтов, дает возможность использовать до некоторой степени кинетическую энергию воздуха, подходящего в *B* к прибору.

Комбинация двигателя внутреннего сгорания с реактивным двигателем весьма выгодна потому, что первые имеют высокий к.п.д. на высотах, достигаемых уже теперь нами, а вторые — на высотах, на которых кончается возможность действия винтомоторной группы.

Теоретическая индикаторная диаграмма процесса сжатия атмосферного воздуха при помощи струйного нагнетателя

Пусть начальное давление воздуха или газа, подлежащего нагнетанию, равно p_a *кг/м*^{2}; начальная температура — T_a°. Пусть далее означает v_a *м*^{3}*/кг* — удельный объем газа и R — газовую постоянную (для воздуха $R=29{,}26$).

Тогда в диаграмме $p_1 v$ начальному состоянию соответствует точка *B* (см. фиг. 8), причем удельный объем получается из уравнения состояния

$$v_a = \frac{R T_a}{p_a}. \qquad (1)$$

Подогревая воздух при постоянном давлении p_a до температуры T_1, получаем удельный объем его, равный

$$v_1 = \frac{R T_1}{p_a}. \qquad (2)$$

Отсюда находим точку C диаграммы.

Кинетической энергией газа можем, если скорость его в точке C мала, пренебрегать.

В случае же быстро летающего аэроплана или ракеты мы имеем две возможности:

1. Можем принимать скорости для точек *B* и *C* диаграммы равными приблизительно скорости полета; тогда давление p_a будет разно давлению окружающего атмосферного воздуха.

2. Можем у входа в прибор особым раструбом сжимать воздух, как у двигателей Лорена; тогда p_a будет больше давления наружного атмосферного воздуха, а скорость для точек *B* и *C* диаграммы меньше скорости полета.

Обозначим для общего случая скорость в точке C буквой w_1.

Далее, расширяя воздух по адиабате до низкого давления *p*, соответствующего температуре окружающей среды или же охлаждающего средства *T*, получаем увеличение кинетической энергии воздуха по формуле

$$\frac{w_D^2 - w_1^2}{2g} = \int_{p_D}^{p_1} v\,dp, \tag{3}$$

или для адиабаты

$$\frac{w_D^2 - w_1^2}{2g} = \frac{c_p}{A}\,(T_1 - T) = \frac{k}{k-1}\,RT_1 \times \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_1}\right)^{\frac{k-2}{k}}\right]. \tag{3a}$$

Здесь означает:

c_p — теплоемкость при постоянном давлении;

$A = 1:427$ — механический эквивалент тепла;

$k = \frac{c_p}{c_v}$ — показатель степени политропы.

Отсюда определяем скорость w_D в точке *D*.

В последнем уравнении можем также заменить RT_1 произведением $p_1 v_1$.

Формула (3a) получается легко интегрированием, принимая во внимание, что

$$\frac{c_p}{A} = \frac{k}{k-1}\,R. \tag{4}$$

Давление p_D в точке *D* получаем из условия

$$p = p_1\left(\frac{T_D}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}}. \tag{5}$$

Удельный объем в точке D равен

$$v = \frac{RT_D}{p_D}. \tag{6}$$

Количество тепла, сообщаемое воздуху при постоянном давлении на участке BC, равно

$$Q_1 = c_p(T_1 - T_a) = \frac{k}{k-1} AR(T_1 - T_a). \tag{7}$$

В теоретическом цикле наибольшее окончательное давление сжатия получим, если сжатие произведем при наиболее низкой температуре. Принимая для сжатия изотерму, получаем в обратном конусе, в котором происходит сжатие, при атмосферном давлении скорость из условия

$$\frac{w_D^2 - w_B^2}{2g} = \int_{p_D}^{p_a} v\,dp, \tag{8}$$

причем w_B—скорость воздуха в точке B при обратном сжатии.

Но при изотермическом сжатии получаем после подстановки v из уравнения состояния газа

$$\frac{w_D^2 - w_B^2}{2g} = RT_D \ln \frac{p_a}{p_D}. \tag{8a}$$

Скорость w_B дает нам возможность сжимать воздух выше давления p_a до некоторого давления p_z.

Рассмотрим здесь только случай, в котором входной скоростью воздуха w_1 можно пренебрегать.

В этом случае воздух потеряет опять всю свою скорость в точке, для которой выполнено условие

$$\int_{p}^{p_1} v\,dp = \int_{p}^{p_z} v\,dp. \tag{9}$$

Но, сжимая воздух по изотерме, получаем

$$\int_{p_D}^{p_z} v\,dp = RT_D \ln \frac{p_z}{p_D} \tag{10}$$

и, принимая во внимание, что по (3) и (3а)

$$\int_{p_D}^{p_1} v\,dp = \frac{c_p}{A}(T_1 - T_D), \tag{11}$$

получаем подстановкой (10) и (11) в (9)

$$RT_D \ln \frac{p_z}{p_D} = \frac{c_p}{A}(T_1 - T_D). \tag{9a}$$

Далее, принимая во внимание уравнения (5) и (4), получаем для отношения $p_z : p_1$

$$\frac{p_z}{p_1} = \frac{p_z}{p_D}\,\frac{p_D}{p_1} = \left(\frac{T_D}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}} l^{\frac{k}{k-1}}\left(\frac{T_1}{T_D} - 1\right). \tag{12}$$

Задаваясь, например, отношением $T_D : T_1$, можем вычислять получающееся повышение давления или $p_z : p_1$ для этого теоретического цикла.

Обратную задачу решить не столь удобно. Но можно для данного k определить кривую $p_z : p$; $T_1 : T_D$ и затем для заданного $p_z : p_1$ определить необходимое $T_1 : T_D$.

Определим еще количества тепла, которые необходимо отвести от воздуха в период его сжатия в обратном конусе. От наиболее низкого давления p_D до давления p_a [путь BD (см. фиг. 8)] необходимо отвести на 1 *кг* воздуха

$$Q_{2\,DB} = A\int_{p_D}^{p_a} v\,dp = A_1 RT_D \ln \frac{p_a}{p_D}. \tag{13}$$

Это следует из общего уравнения термодинамики

$$-dQ = di - Av\,dp, \tag{14}$$

где dQ — отводимая теплота, а di — увеличение теплосодержания. Но ввиду того, что температура не меняется, у нас $di = 0$; в этом случае из (14) интегрированием получаем уравнение (13).

Сравнивая (13) с (8а), находим также

$$Q_{2\,DB} = \frac{A}{2g}(w_D^2 - w_B^2), \tag{13a}$$

т. е. при изотермическом сжатии вся теплота, соответствующая уменьшению кинематической энергии струи, должна отводиться через стенки.

Вполне аналогично получаем для количества тепла, которое необходимо отвести от воздуха на участке BE (см. фиг. 8) при изменении давления от p_a до p_z,

$$Q_{2\,BE} = ART_D \ln \frac{p_z}{p_a} = \frac{A \cdot w_B^2}{2g}. \qquad (15)$$

Мы разделили кривую сжатия на эти два участка ввиду того, что при рассматриваемых ниже реактивных двигателях мы сжатие доведем отчасти только до давления p_a, выпуская воздух со скоростью w_B в атмосферу для получения осевого давления от притягиваемого таким образом атмосферного воздуха.

Вся теплота, отводимая от воздуха в период его сжатия в обратном конусе, равна

$$Q_2 = Q_{2\,DB} + Q_{2\,BE} = ART_D \ln \frac{p_z}{p_a} \frac{p_a}{p_D} = ART_D \ln \frac{p_z}{p_D} =$$

$$= \frac{A \cdot w_D^2}{2g}. \qquad (16)$$

В нашем случае начальная температура присасываемого воздуха T_a была принята равной температуре T_D изотермического сжатия. Для этого случая находим легко из (7) и (3а), принимая $T_D = T_a$ и $w_1 = 0$,

$$Q_1 = \frac{A \cdot w^2}{2g}. \qquad (17а)$$

Сравнивая (7) и (16), находим, что у нас $Q_1 = Q_2$, т. е. в диаграмме, представленной на фиг. 8, вся теплота, которая при постоянном давлении p_a была сообщена воздуху, с него должна быть опять снята при обратном изотермическом сжатии.

Но температура воздуха при подогреве менялась от T_D до T_1, а при обратном сжатии она равнялась меньшей величине T_D, так что происходит при этом переход тепла от верхнего источника к нижнему.

Все же мы в дальнейшем увидим, что теплота Q_2, которая должна отводиться от воздуха, может служить для подогрева свежего воздуха, только цикл тогда должен быть другим.

Определим еще к.п.д. рассматриваемого рабочего цикла.

Термический к. п. д. цикла BCD, при котором воздух сжимается только до давления p_a, равен

$$\eta_{t_1} = 1 - \frac{Q_{2\,DB}}{Q_1}, \qquad (17)$$

так как $Q_1 - Q_{2\,DB}$ соответствует полученной полезной кинетической энергии.

Но, как мы видели, у нас

$$Q_1 - Q_{2\,DB} = Q_{2\,BE}. \tag{18}$$

Принимая еще во внимание формулы (15) и (7) для случая $T_a = T_D$, получаем

$$\eta_{t_1} = \frac{Q_{2\,BE}}{Q_1} = \frac{(k-1)\,T_D \ln \frac{p_z}{p_a}}{k\,(T_1 - T_D)} = \frac{\left[\ln \left(\frac{p_z}{p_a}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right.}{\frac{T_1}{T_D} - 1}. \tag{19}$$

Для второго цикла *ABEF* (см. фиг. 8) можем сказать, что он представляет как раз тот цикл изотермического сжатия, с которым обыкновенно сравниваются другие циклы. Затрачиваемая нами здесь кинетическая энергия равна

$$\frac{w_B^2}{2g} = \frac{Q_{2\,BE}}{A} \text{ (см. формулу 15).}$$

Полезная полученная работа сжатия, равная площади *ABEF*, равна для изотермы

$$RT_D \ln \frac{p_z}{p_a},$$

т. е. также равна $Q_{2\,BE} : A$.

Поэтому термический к. п. д. этого цикла *ABEF* равен

$$\eta_{t_2} = \frac{R \cdot T_D \ln \frac{p_z}{p_a}}{\frac{w_B^2}{2g}} = 1$$

и общий термический к. п. д. η_t равен

$$\eta_t = \eta_{t_1}\eta_{t_2} = \eta_{t_1} \cdot \frac{R \cdot T_D \ln \frac{p_z}{p_a}}{\frac{w_B^2}{2g}}. \tag{19a}$$

Пример. Теоретическая диаграмма сжатия воздуха от $p_1 = 1$ *ат* до $p_z = 1{,}86$ *ат* (см. фиг. 8).

Примем для воздуха

$$k = 1{,}405;\ c_p = 0{,}238;\ T_D = 288°\ абс.$$

Определим предварительно для ряда значений $T_1 : T_D$ по формуле (12) значения $p_z : p_1$ (см. ниже фиг. 20); находим, что для $\frac{p_z}{p_1} = \frac{1,86}{1}$ отношение $\frac{T_1}{T_D} = 1,68$.

Отсюда $T_1 = 1,68 \cdot 288 = 484°$ *абс.*

Давления и удельные объемы теперь получаются равными для точек *B*, *C*, *D* и *E*.

Точка *B*:

$$p_a = p_1 = 1 \ am; \ T_a = T_D = 288°; \ v = \frac{RT_D}{p_a} = \frac{29,26 \cdot 288}{1 \cdot 10^4} =$$

$$= 0,844 \ м^3/кг;$$

точка *C*:

$$p_1 = 1 \ am; \ T_1 = 484°; \ v = \frac{29,26 \cdot 484}{1 \cdot 10^4} = 1,416 \ м^3/кг;$$

точка *D*:

$$p_D = p_1 \left(\frac{T_D}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}} = 1 \left(\frac{288}{484}\right)^{\frac{1,405}{0,405}} = 0,165 \ am,$$

$$T_D = 288°; \ v = \frac{29,28 \cdot 228}{0,165 \cdot 10^4} = 5,11 \ м^3/кг;$$

точка *E*:

$$p_z = 1,86 \ am; \ T_D = 288°; \ v = \frac{29,26 \cdot 288}{1,86 \cdot 10^4} = 0,453 \ м^3/кг.$$

Далее количество тепла, сообщаемое воздуху на участке *BC* диаграммы, по формуле (7)

$$Q_1 = \frac{k}{k-1} AR(T_1 - T_D) = \frac{1,405 \cdot 29,26}{0,405 \cdot 427}(484 - 288) =$$

$$= 46,6 \ кал/кг;$$

количество тепла, отводимое от воздуха на участке *DB*, по формуле (13)

$$Q_1 = ART_D \ln \frac{p_a}{p_D} = \frac{29,26 \cdot 288}{427} \ln \frac{1}{0,165} = 34,7 \ кал/кг;$$

то же на участке *BE* по формуле (15)

$$Q_{2\,BE} = \frac{29,26 \cdot 288}{427} \ln 1,86 = 12,3 \ кал/кг; \ 34,7 + 12,3 = 47,0 \ кал/кг.$$

Термический к. п. д. по формуле (17)

$$\eta_t = \eta_{t_1} = 1 - \frac{Q_{2\,DB}}{Q_1} = 1 - \frac{34,7}{46,6} = 0,255.$$

В случае если сжатый воздух должен служить для горения бензина, дающего $i=\frac{H_u}{L}=\frac{10500}{14,9}=705$ *кал/кг* (где $H_u=$ $=10500$ *кал/кг*—теплотворная способность бензина, $L=14,9$— теоретическое количество воздуха, потребное для сжигания 1 *кг* бензина), то от этого количества тепла требуется затрачивать на сжатие воздуха теоретически

$$\frac{100L\cdot Q_1}{H_u}=\frac{100\cdot 14,9\cdot 46,6}{10\,500}=6,63\ \%.$$

Теоретически скорости воздуха в точках C, D, B и E равны: $w_C=0$; в точке D по формуле (7а)—$w_D=\sqrt{\frac{2g}{A}Q_1}=91,5\cdot 46,6=$ $=630$ *м/сек*, причем $\sqrt{\frac{2g}{A}}=\sqrt{2\cdot 9,81\cdot 427}=91,5$; в точке B при обратном сжатии имеем по формуле (15)

$$w_B=91,5\sqrt{Q_{2\,BE}}\fallingdotseq 91,5\sqrt{12,0}=317\ \text{м/сек}$$

и, наконец, в точке E $w_z\fallingdotseq 0$.

5. Реактивные двигатели прямого действия с постоянной скоростью истечения. Кривые состояния газов. Скорость, осевое давление, прохождение тепла через стенки, трение о стенки

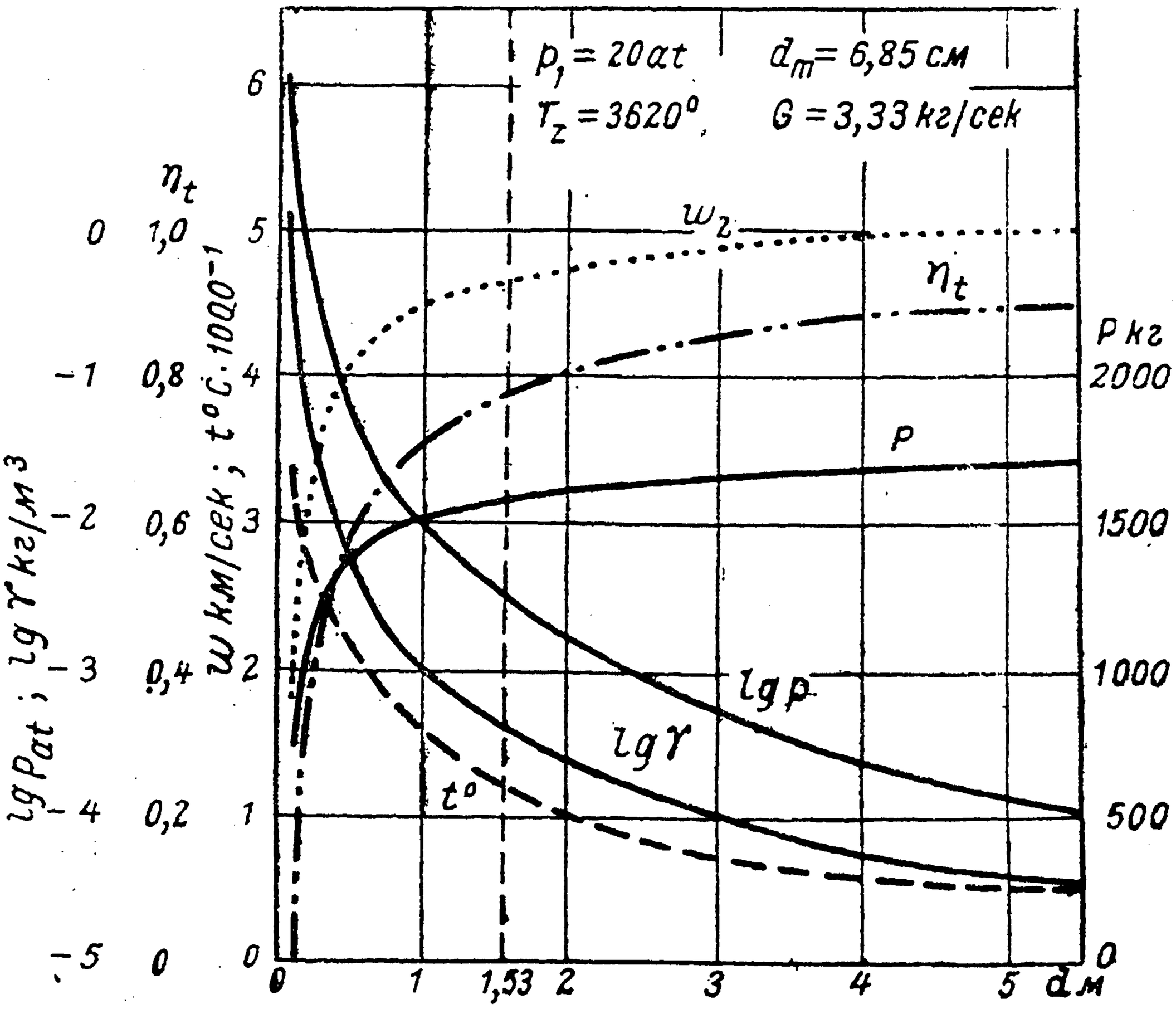
Рассмотрим теперь чисто реактивные двигатели. Они могут быть установлены при соответственном устройстве их деталей на аэроплане, причем в этом случае раструб двигателя располагается своей осью более или менее горизонтально. Если же эти двигатели включить в оболочку, то они могут составлять самостоятельную летающую конструкцию — ракету.

Под термином чисто реактивных двигателей подразумеваются такие, которые весь кислород для горения берут с собой.

Описываемые в литературе реактивные двигатели по большей части прямого действия, т. е. горючее в них сгорает под большим давлением и затем расширяется в раструбе соответственной формы, причем продукты сгорания не участвуют в определенном круговом процессе, а прямо истекают, обладая у выхода из раструба постоянной или почти постоянной скоростью по отношению к раструбу во все время полета.

Расчет явлений, происходящих внутри раструба такой ракеты, был проведен мною для большой водородо-кислородной ракеты, дающей силу реакции приблизительно 1500 *кг*; расчет был проведен так, как рассчитывают форсунки паровых турбин, когда

исходят из специально построенной диаграммы *iS* (*i* — теплосодержание, *S* — энтропия), и пользуются формулой Пира для теплоемкости водяного пара. При больших размерах раструба тепло, отводимое через стенки, в процентном отношении ко всему теплу — небольшое количество, поэтому расчет был произведен для адиабатического изменения состояния газа (фиг. 11).



Фиг. 11. Диаграмма состояния и действия газов в водородо-кислородной ракете.

Основные данные ракеты

Давление при сгорании	20 *ат*
Температура сгорания	3620° *абс*
Секундный расход водорода	0,37 *кг/сек*
Секундный расход кислорода	2,96 *кг/сек*
Наименьший диаметр раструба	6,85 *см*
Угол между осью и образующей конуса раструба	10° и 12°10′

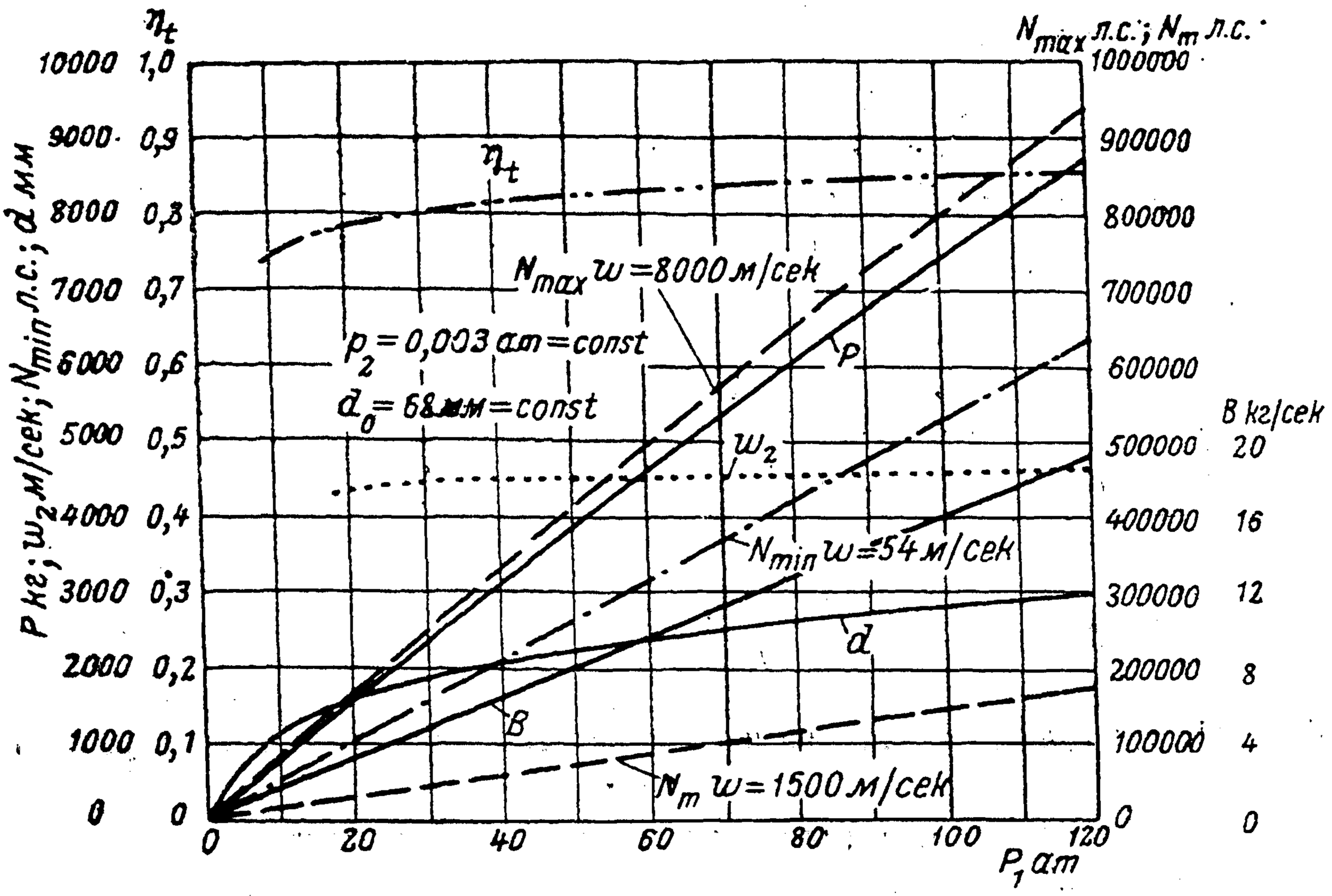
На фиг. 11 представлены в зависимости от диаметра *d* рассматриваемого сечения (которое можно принимать в частном случае также и за конечное) следующие величины:

w_2 — скорость продуктов сгорания, *км/сек*;
$t°$ — температура газов, °Ц;
$\lg p_{at}$ — логарифм давления газов;

$\lg\sigma$ *кг/м*^{3}—логарифм уд. веса газов;
P—полученная сила реакции, *кг*;
η_t—термический к. п. д. до данного сечения, считая теплоту отходящих газов потерянной.

Из диаграммы усматриваем довольно резкий поворот кривых P, η_t и w_2 от крутого подъема к пологой кривой около давления приблизительно 0,01 *ат*, что соответствует диаметру выходного сечения приблизительно 1 *м*, причем $t°=1500°$Ц, $P\approx 1500$ *кг*, $w_2=4{,}4$ *км/сек*, $\eta_t=0{,}71$.

Из этого можно заключить, что реактивные двигатели прямого действия, дающие при больших скоростях полета громадные мощности, выйдут сравнительно весьма малого поперечного сечения. Длина раструба равна приблизительно 2,6 *м*.



Фиг. 12. Изменение действия ракеты при переменном начальном давлении.

Давление свободной атмосферы 0,01 *ат* имеется на высоте приблизительно 28 *км*; для работы двигателя на низких высотах можно устроить створчатые стенки раструба удобообтекаемой формы, хотя из-за получающегося удара с присасываемым воздухом в этом случае целесообразно применять одну из рассматриваемых ниже конструкций реактивных двигателей, присасывающих наружный воздух.

Регулирование возможно также изменением начального давления газов, изменением величины наименьшего сечения раструба или изменением выходного сечения при применении гибкой трубы или створок.

Для оценки влияния начального давления p_1 на конечный диаметр раструба при данном конечном давлении и данном наименьшем диаметре была рассчитана диаграмма фиг. 12. Мы видим линейную зависимость силы реакции P при возрастании p_1, а также и то, что конечный диаметр d_2 раструба увеличивается не слишком сильно при этом. Из этого заключаем, что возможно применение и больших давлений сгорания (около 100 *ат*).

Пространство сгорания. Считая диаметр его равным 0,5 *м* и длину 1 *м*, толщину стенок равной 4 *мм*, можно, пользуясь формулой Нуссельта-Нернста для прохождения тепла через стенки, при температуре охлаждающей воды 100° Ц получить потерю тепла приблизительно 0,4% от всего тепла, содержащегося в горючем; разница температуры наружной и внутренней поверхности стенок лишь 2° Ц.

Отсюда видим, что потеря тепла в пространстве сгорания при большом диаметре его ничтожная.

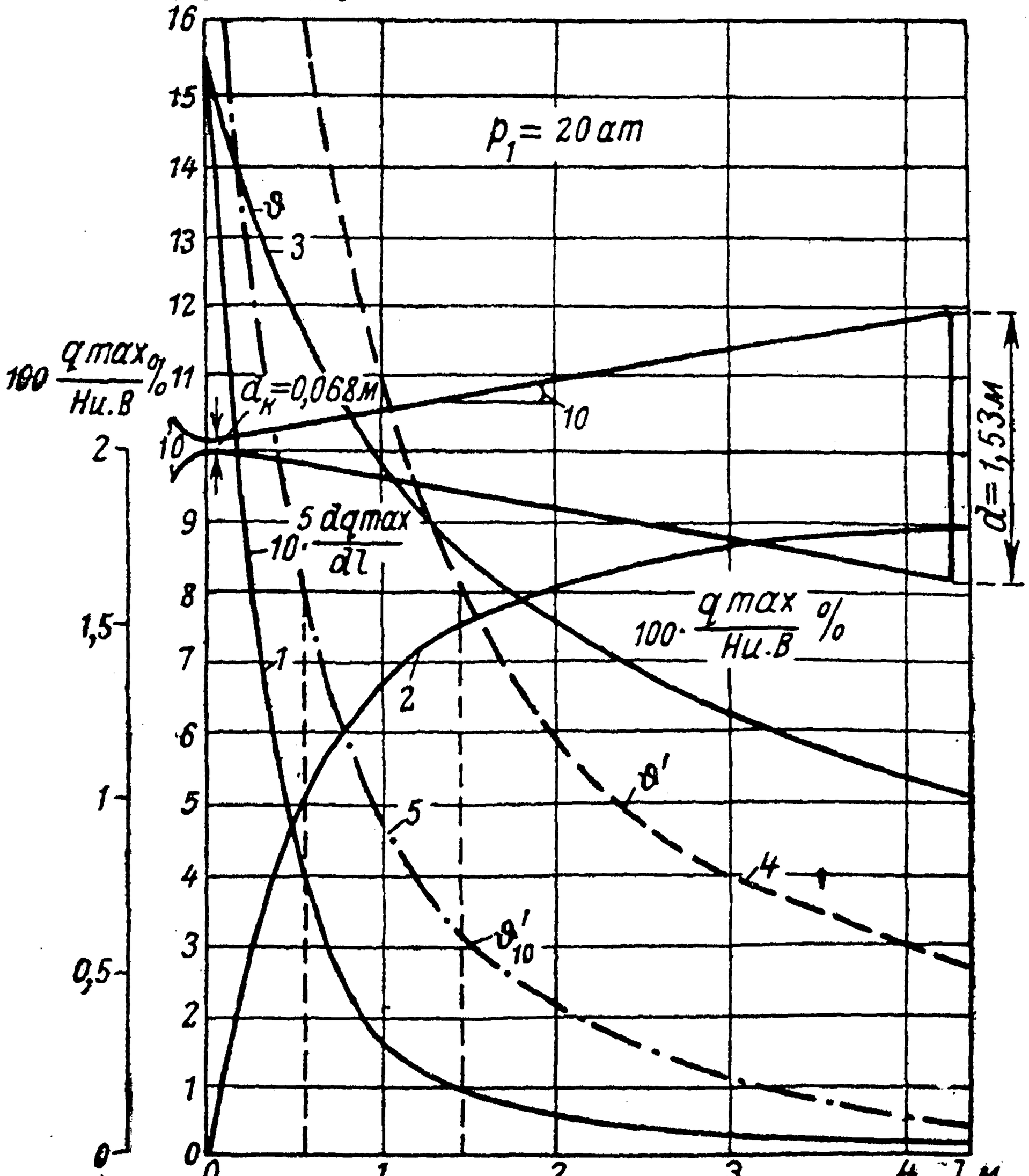
Потеря тепла через стенки раструба была определена для диаметров, начиная с наименьшего (фиг. 13); здесь кривая *1* означает потерю тепла через стенки в *кал/час* на единицу длины трубы (1 *м*), а кривая *2* — процентную потерю тепла, начиная с наименьшего диаметра. Видим, что общая потеря на этом участке равна лишь приблизительно 2% от всего тепла, содержащегося в горючем. Кривая *3* — та температура ϑ стенок (наиболее выгодная), при которой через стенки проходит наибольшее количество теплоты $\left(\vartheta = \frac{t}{2} - \frac{1}{2\beta}\right.$, где t — температура газов, а β — температурный коэфициент теплопроводности паров воды). Весь расчет прохождения тепла через стенки был проведен на основании формулы Нуссельта:

$$\alpha = 19{,}23 \frac{\lambda_{ст}}{d^{1{,}786}} \left(\frac{Bc_p}{\lambda}\right)^{0{,}786},$$

где α — коэфициент теплопередачи от газов стенкам раструба;
λ и $\lambda_{ст}$ — коэфициент теплопроводности газов и стенок раструба при средней температуре внутри раструба;
c_p — теплоемкость газов при постоянном давлении;
d — диаметр раструба;
B — расход горючего в единицу времени.

По этой формуле коэфициент теплопередачи α, а также процентное количество тепла, прошедшего через стенки, обратно пропорциональны $d^{0{,}214}$, т. е. при уменьшении диаметра в 10 раз процентная потеря увеличивается в $10^{0{,}214} = 1{,}64$ раза; иными словами, у малых ракет процентная потеря тепла больше, чем у больших. Это положение применимо к раструбам, имеющим

подобные формы и одинаковое начальное состояние газов. Формула Нусселъта применима, если температура стенок выше температуры сжижения газов или части их, т. е. пока конденсации нет. В этом отношении ракеты находятся в значительно более выгодных условиях, чем авиационные двигатели, у кото-



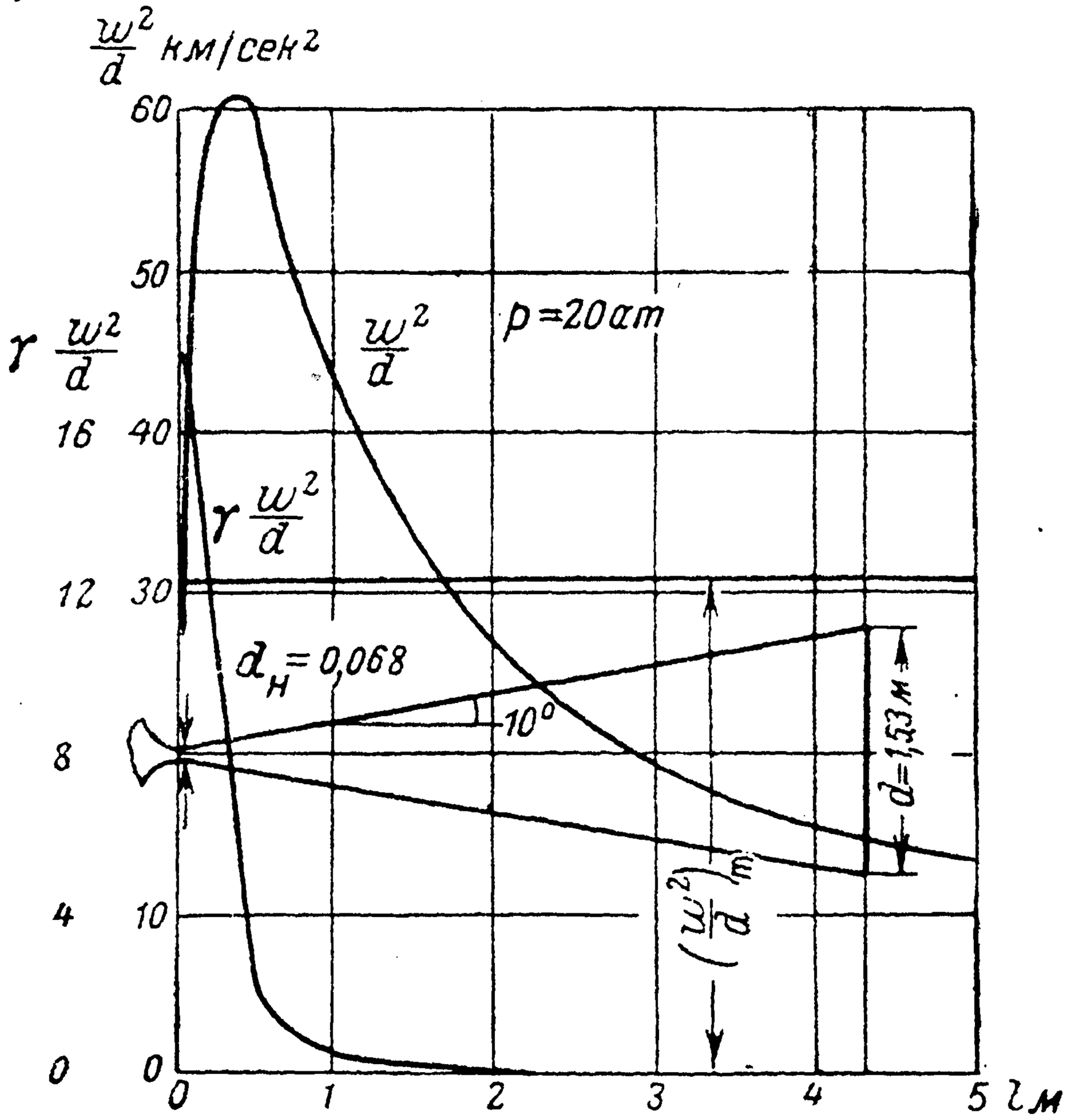
Фиг. 13. Определение прохождения тепла через стенки ракеты.

рых много тепла отводится отчасти потому, что часть газов сжижается около стенок цилиндров, значительно более холодных, чем стенки ракет при подходящем охлаждении их.

При увеличении начального давления газов коэфициент α увеличивается пропорционально $B^{0,786}$, а процентная потеря тепла уменьшается в отношении $B^{-0,214}$ для заданного раструба ракеты.

Кривые *4* и *5* показывают температуры стенок раструба, которые устанавливаются вследствие излучения тепла. При этом

предполагается, что стенки либо голые (ϑ' — кривая 4), либо поверхность их излучения увеличена ребрами в десять раз. Видно, что в первом случае на длине приблизительно 1,5 *м* температура выше 800°, а во втором случае эта температура устанавливается на длине приблизительно 0,6 *м*.



Фиг. 14. Трение газов H_2+O в ракете.

Стенки раструба будут иметь эти температуры, как сказано выше, лишь для случая, в котором мы почему-либо желаем отвести через стенки наибольшее количество тепла без появления конденсации. Конечно, мы можем, охлаждая, например, стенки водой или жидким кислородом, держать любую температуру стенок.

Весьма важно для успешного отвода тепла то, что при достаточной толщине стенок теплота распространяется вдоль них и их температура в наиболее узком месте раструба сильно падает; излучением тепла легко можно установить достаточно низкую температуру; из кривых *4* и *5* (см. фиг. 13) видно, что весьма близко к сильно накаливаемым местам малого диаметра лежат места, требующие сравнительно малого отвода тепла.

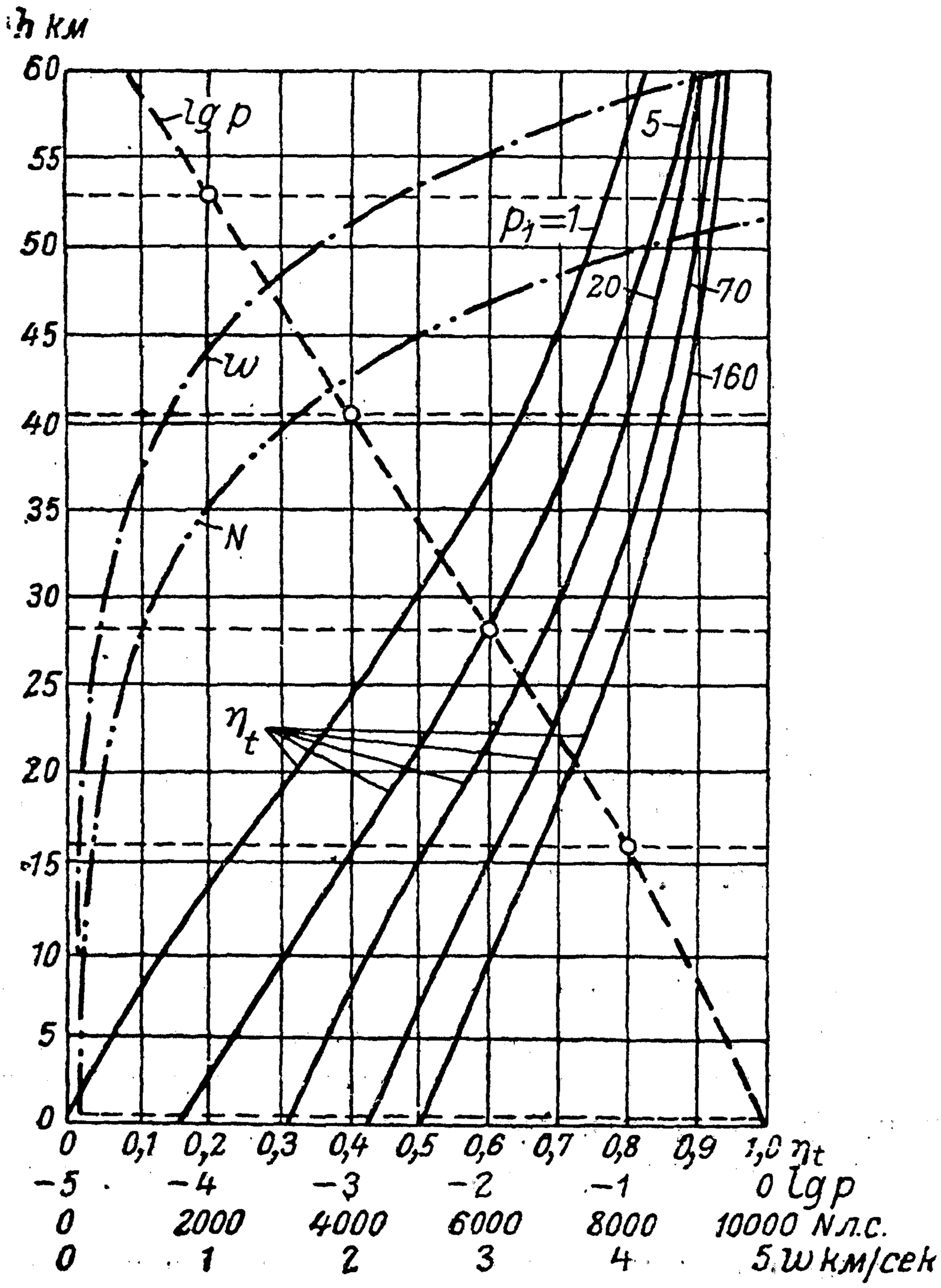
Трение газов о стенки раструба

Теплота, образуемая трением о стенки, может быть выражена формулой

$$Z = \frac{A\xi}{2g_0} \int \frac{w^2}{d} dl \text{ кал/кг},$$

где ξ — коэфициент трения ($\xi \approx 0{,}02$),

$$A = \frac{1}{427} \text{ и } g_0 = 9{,}81 \text{ м/сек}^2.$$



Фиг. 15. Влияние высоты полета на термический к. п. д. ракеты, скорость полета и мощность реактивного двигателя.

Для рассмотренного выше раструба кривая $\frac{w^2}{d}$ представлена на фиг. 14; общая потеря представляет 12,3% от всей теплоты, содержащейся в горючем. Для раструбов, подобных друг другу,

процентная потеря — постоянная величина, если конечная скорость w_2 в обоих случаях одна и та же, т. е. и начальное и конечное давления газа одни и те же. Наибольшая потеря получается за наиболее узким диаметром, недалеко от него; это место необходимо делать особенно гладким. Потеря давления в раструбе от трения выражается формулой

$$\Delta p = \frac{\xi}{2g_0} \int \gamma \frac{w^2}{d}\, dl.$$

Кривая $\gamma \frac{w^2}{d}$ также дана на фиг. 14; наибольшая потеря — около самого узкого места; общая потеря — 3,5% от начального давления.

Увеличение термического к.п.д. при увеличении высоты полета для разных начальных давлений p_1, принимая адиабатическое расширение сгорания, видно на фиг. 15, из которой находим, что, например, при начальном давлении $p_1 = 1$ *ат* на высоте 16 *км* имеем $\eta_t = 0{,}24$. Стенки раструба при столь малом начальном давлении могут быть очень тонкими.

Взамен приведенной формулы для Z можно применять более точные и взамен w^2 взять тогда $w^{1{,}7}$, но картина от этого изменится очень мало.

6. Реактивные двигатели с круговым рабочим циклом

Введение кругового рабочего цикла в реактивный двигатель с постоянной скоростью истечения окажет весьма сильное влияние при полетах в атмосфере, не слишком разреженной.

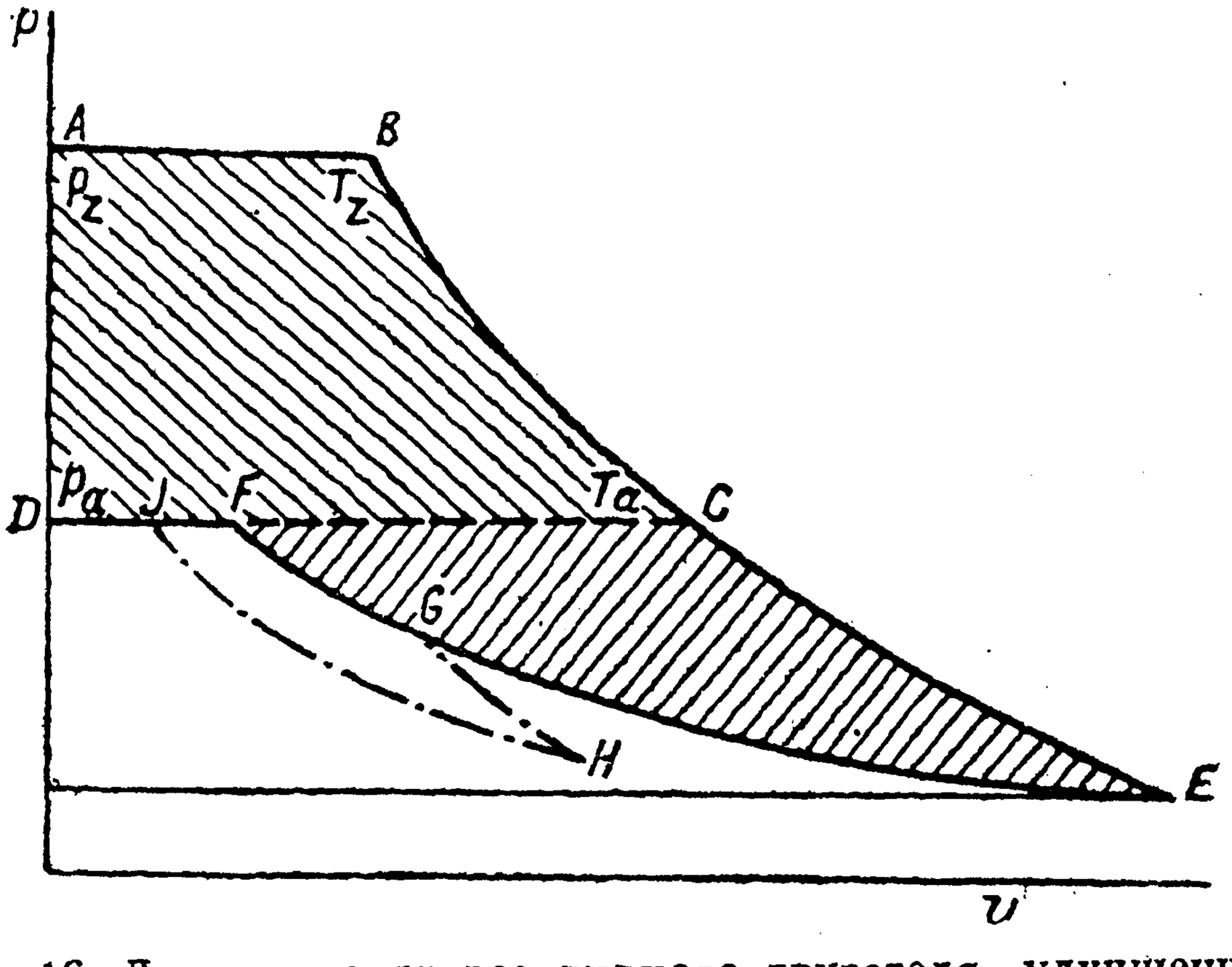
Действительно, если мы рассмотрим диаграмму на фиг. 16, где p — давление, а v — удельный объем газов, расширяющихся в раструбе ракеты, то скорость, достигнутая газами у выхода из раструба, определится уравнением

$$\frac{w^2}{2g} = \int_{p_z}^{p_a} v \cdot dp,$$

где p_z — давление сгорания, а p_a — давление свободной атмосферы на данной высоте.

Но $\int_{p_z}^{p_a} v\, dp$ представляет собой площадь *ABCD*. Если же мы кривую расширения (адиабату, политропу или другую кривую) продолжим за точку *C* дальше, а затем будем газ сжимать по изотерме *EF* при возможно низкой температуре, то общая площадь, соответствующая полученной кинетической энергии газов $\frac{w^2}{2g}$, будет равна *ABEFD;* эта площадь значительно больше, чем

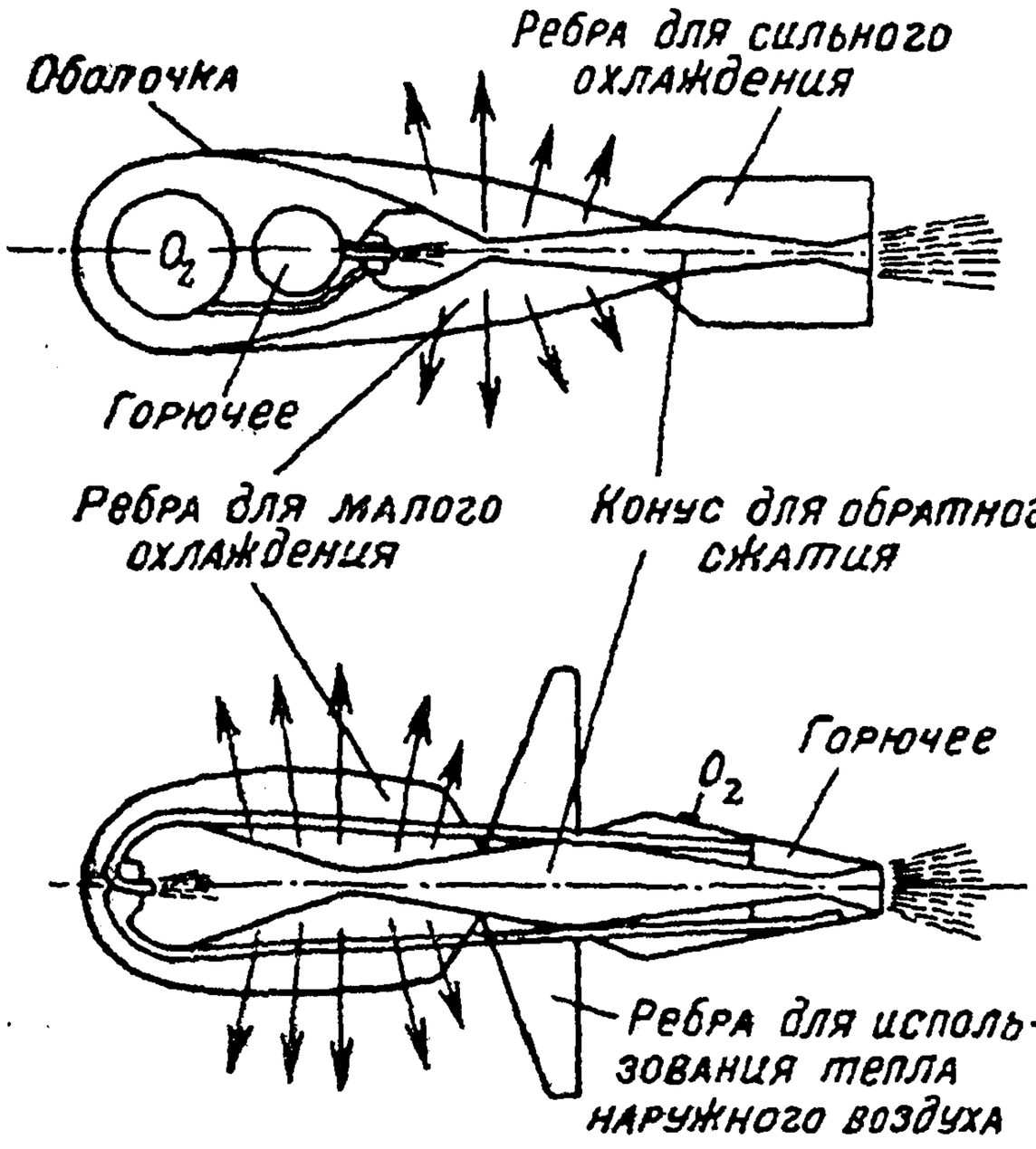
площадь $ABCD$, следовательно, полученная скорость w_2 истечения, сила реакции P, а также общий термический к.п.д. η_t увеличатся.



Фиг. 16. Диаграмма pv реактивного двигателя, улучшенного рабочим циклом.

Можно вообще сильно охлаждать газ при обратном сжатии; можно также газ сначала охлаждать при наиболее низком давлении, так как здесь потеря от трения мала (см. фиг. 14), а затем уже сжимать его, охлаждая, до давления p_a.

Схема конструкции такой ракеты показана на фиг. 17. Охлаждение может быть либо воздушное (с продольными ребрами), либо водяное; можно также использовать отчасти сжиженные газы, если они имеются (O_2, H_2 или др.). Можно также до полета охлаждать или замораживать обыкновенное горючее — бензин, бензол, толуол, для того чтобы получить после полета возможно бóльшую площадь $\int v dp$, т. е. возможно большее действие ракеты.



Фиг. 17. Две схемы реактивных двигателей, улучшенных рабочим циклом.

При слабом топливе можно кривую расширения довести до температур более низких, чем температура наружного воздуха.

При охлаждении жидким воздухом или жидким водородом возможно еще использование некоторого количества тепла наружного воздуха, т. е. даровой энергии из атмосферного воздуха; это возможно вследствие того, что мы на земле совершим работу для охлаждения и сжижения горючего.

Целесообразным будет тщательное исследование, касающееся условий, при которых можно получить обратно часть весьма большой энергии, затраченной на сжижение кислорода или водорода, проведя весь рабочий цикл соответственным образом. Водород будет в этом случае еще более сильным горючим, чем до сжатия.

Можно также на кривой сжатия в некоторой особой точке начинать вторичное расширение, применяя, например, расширение по политропе с последующим сжатием (см. кривую *GHI* на фиг. 16).

Этот прием может дать результаты, если охлаждение на кривой *EG* произведено при более высокой температуре, чем на кривой *HI*.

7. Коэфициенты полезного действия реактивных двигателей прямой реакции, работающих исключительно продуктами сгорания

Между тем как термический к.п.д. описанным приемом может быть увеличен уже при полетах на небольшой высоте, механический к.п.д. рассматриваемых здесь реактивных двигателей остается малым при малых скоростях полета, ввиду того что продукты сгорания уносят с собой большое количество кинетической энергии абсолютной их скорости.

Это следует также из следующих рассуждений.

При скоростях полета v, малых по отношению к скорости истечения w_2, достаточно рассмотреть к. п. д. η_i, равный отношению работы, полезно произведенной за малый промежуток времени, к общему теплосодержанию горючего, расходуемого за тот же промежуток времени:

$$\eta_i = \eta_m \varphi^2 \cdot \eta_t,$$

где $\eta_m = \frac{2v}{w_2}$ — отношение полезно воспринятой работы к энергии скорости w_2;

$\varphi = \frac{w_2}{w_{2\,max}}$ — коэфициент уменьшения скорости вследствие трения и

$\eta_t = \frac{i_1 - i_2}{i_1 - i_0}$ — термический к. п. д.,

причем i_1 — начальное теплосодержание,

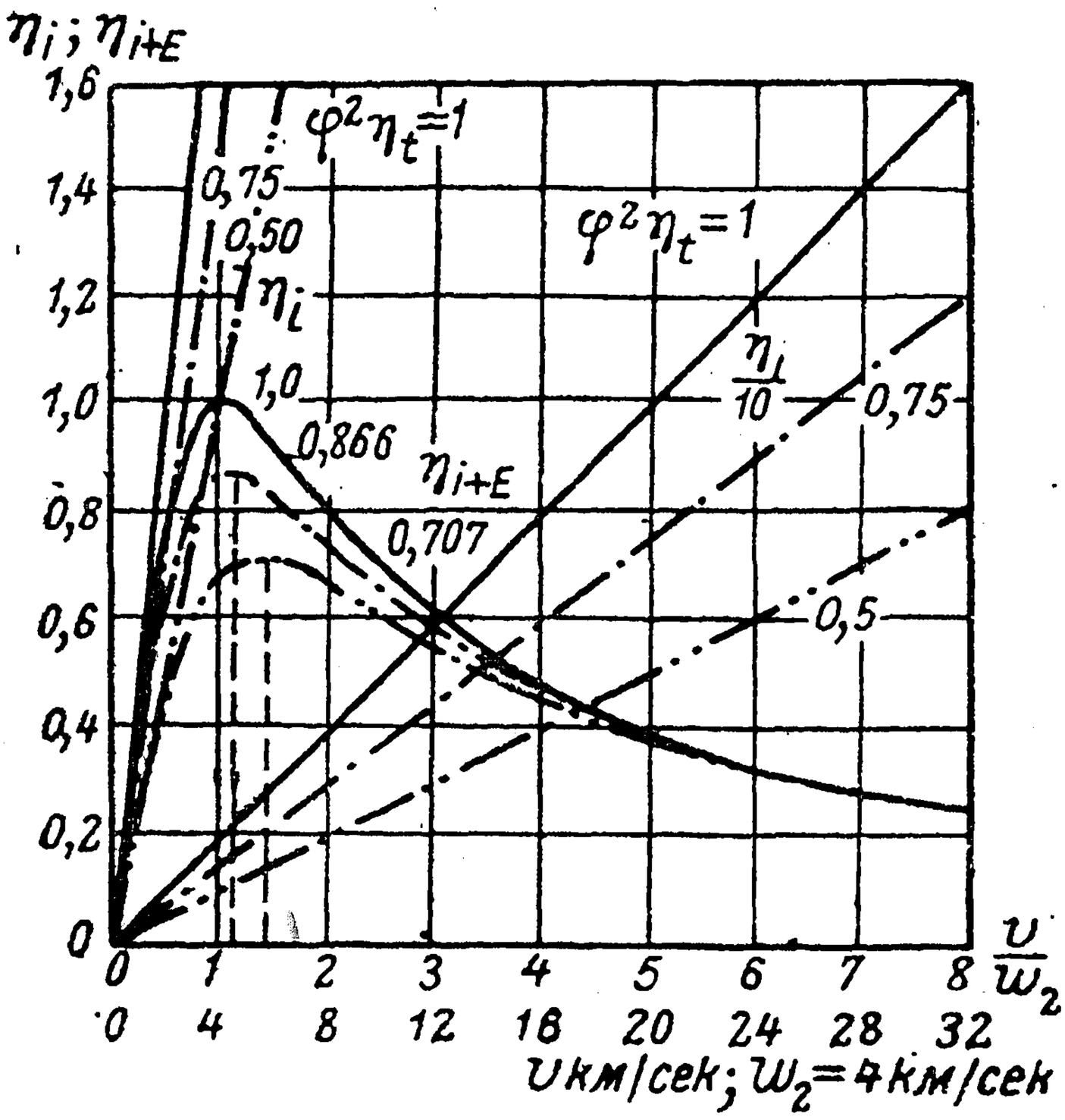
а i_2 и i_0 — конечные теплосодержания — практическое и возможно наибольшее без учета трения.

Можем также писать

$$\eta_i = \frac{2w_2v}{w_{2\max}^2}.$$

Отсюда видно, что для постоянной скорости истечения имеется пропорциональность между η_i и v, т. е. при малых скоростях полета к.п.д. пропорционален скорости полета (фиг. 18).

Если же скорость полета увеличивается настолько, что кинетическая энергия горючего, находящегося в баках корабля



Фиг. 18. Мгновенный к. п. д. реактивного двигателя, работающего лишь продуктами сгорания, при разных скоростях полета.

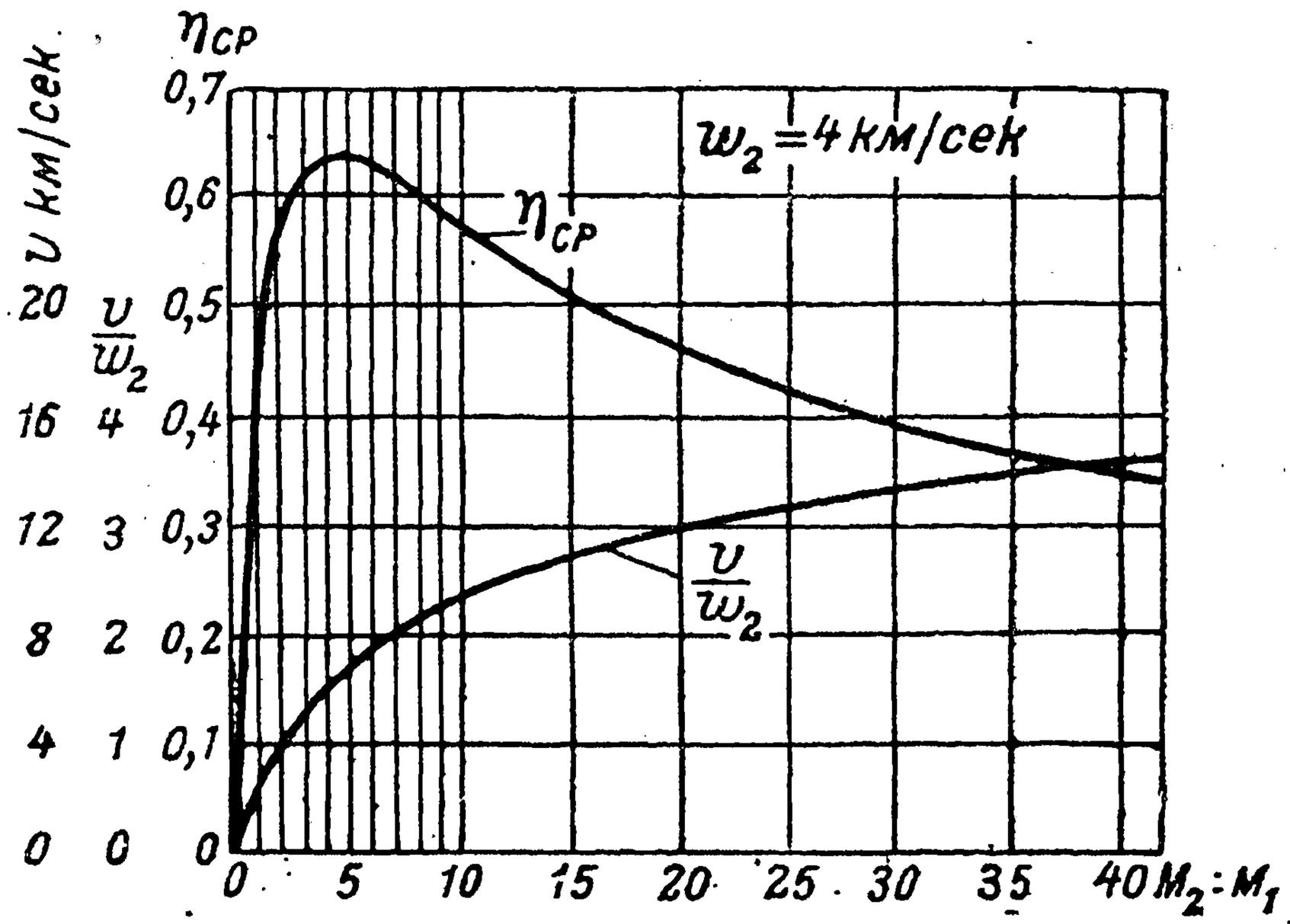
(аэроплана или ракеты), начинает заметным образом увеличиваться по отношению к тепловой энергии, то необходимо принимать во внимание сумму абсолютной кинетической энергии и тепловой энергии горючего, находящегося в баках и используемого в рассматриваемый момент. Этот к.п.д. обозначен через η_{i+E}. Тогда можно вывести формулу (она выведена мною в 1918 г.).

$$\eta_{i+E} = \frac{\varphi^2\dfrac{i_1-i_2-q_s}{A}+\dfrac{v^2-v_2^2}{2g}}{\dfrac{i_1-i_0}{A}+\dfrac{v^2}{2g}} = \frac{2w_2v}{w_{2\max}^2+v^2} = \frac{\eta_i}{1+\dfrac{\eta_i\eta_{im}}{4}} = \frac{\eta_i}{1+\dfrac{\eta_i^2}{4\eta_i\varphi^2}};$$

v_2 здесь означает абсолютную скорость газов после их выхода из раструба, а q_s—теплоту, отведенную наружу, в *кал/кг*.

Кривые зависимости η_{i+E} от $\frac{v}{w_2}$, а также и в зависимости от скорости полета v при скорости истечения $w_2=4000$ *м/сек* также представлены на фиг. 18 для $\eta_t \cdot \varphi^2=1$, $\eta_t \cdot \varphi^2=0{,}75$ и $\eta_t \cdot \varphi^2=0{,}5$.

Итак, теоретический максимум $\eta_{i+E}=1$ получается для $v=w_2$, т. е. когда абсолютная скорость газов v_2 за раструбом равна нулю, иначе говоря, когда нет потери кинетической энергии. Мы видим, что при $w_2=4000$ *м/сек* для скоростей полета



Фиг. 19. Средний к. п. д. и скорость полета ракеты в среде без тяжести.

от 1500 *м/сек* до 8000 *м/сек*, интересующих нас в области сверхавиации, в межпланетном пространстве к. п. д. будет большим.

Если условия полета не позволяют быстро переходить от малых скоростей к большим, то для скоростей полета, меньших 1500 *м/сек*, необходимо применять рассматриваемые ниже воздушные реактивные двигатели, использующие для получения реакции отчасти наружный воздух, а для низших слоев атмосферы — авиационные двигатели, описанные выше.

Средний к. п. д. $\eta_{ср}$ за все время полета составлен мною по расчетам русского ученого К. Э. Циолковского (фиг. 19) в зависимости от расхода горючего M_2 в его отношении к конечной массе M_1 ракеты. Наибольший средний к. п. д. $\eta_{ср\,max}=0{,}65$ получается для

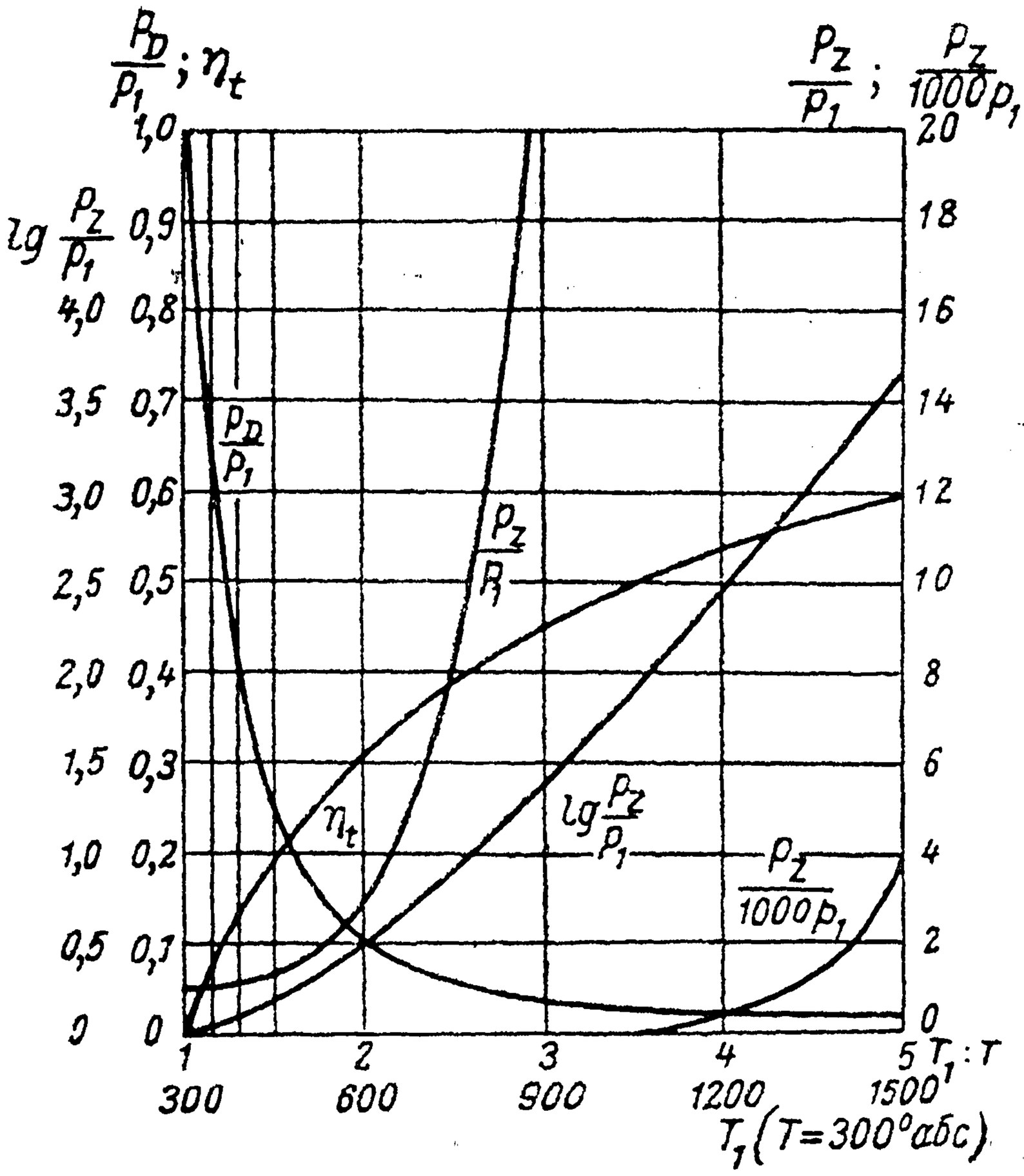
$$\frac{M_2}{M_1}=4.$$

Там же представлена кривая $\frac{v}{w_2}$ для $w_2=4000$ *м/сек*. Мы видим, что сначала быстро возрастающая скорость в дальнейшем мало увеличивается, именно—по логарифмической кривой. Вся диаграмма относится к полету в среде без тяжести; притяжение земли и трение о воздух уменьшают величины η_{cp} и v. Для достижения скорости полета 8 *км/сек* без учета тяжести и трения о воздух потребовался бы расход горючего $\frac{M_2}{M_1}=6{,}5$; или $\frac{6{,}5}{6{,}5+1}=0{,}865$ от полного общего веса ракеты при скорости истечения $w_2=4$ *км/сек*, а для достижения скорости 3,5 *км/сек* требуется $\frac{M_2}{M_1}=1{,}41$ или расход горючего в количестве 59 % от общего веса ракеты.

8. Воздушные реактивные двигатели; теоретические давления сжатия воздуха; вторичное использование отходящего тепла; разные циклы; схемы конструкций; смешивание воздуха с продуктами сгорания с незначительным ударом и отдельные циклы

Один из видов воздушных реактивных двигателей нами был уже до некоторой степени рассмотрен выше (см. фиг. 10); теоретический рабочий цикл присасываемого воздуха см. на фиг. 8 и 9. Для случая адиабатического расширения с атмосферного давления p_1 и температуры T_1 до $p_D<p_1$ и изотермического обратного сжатия до конечного давления p_z и температуры T можем все величины, относящиеся к круговому циклу, выразить как функции от $\frac{T_1}{T}$ (фиг. 20). Здесь даны для воздуха (причем $k=1{,}405$ — показатель степени адиабаты для воздуха) $\frac{p_D}{p_1}$; $\frac{p_z}{p_1}$; $\lg\frac{p_z}{p_1}$ и теоретический термический к.п.д. части процесса *BCDB* (см. фиг. 8) $\eta_t=1-\frac{Q_{2DB}}{Q_1}$, где Q — количество теплоты, которое сообщено воздуху при атмосферном давлении на участке *BC*, а Q_{2DB} — количество теплоты, которое отведено на участке *DB*. Следовательно, конечное давление p_D не должно быть слишком малым даже при больших подогревах, а теоретически полученное давление p_z поднимается весьма сильно; поднятие температуры в три раза (приблизительно до 900° Ц при $T=300°$ *абс*) дает давление приблизительно в 275 раз большее атмосферного давления, а поднятие температуры в пять раз (до 1200° *абс*) дает давление в 4000 раз большее начального, атмосферного давления. Помощью такого прибора реактивный двигатель сможет, следовательно, сжимать воздух для горения до

весьма больших давлений и, кроме того, до весьма больших высот полета. Если считать на больших высотах температуру воздуха равной —60° Ц или 273 — 60 = 213° *абс*, то пятикратная температура будет равна 5×213=1065° *абс*, или 792° Ц. Весьма вероятно, что удастся смесь водорода, кислорода и азота, имеющуюся на высотах около 60 *км*, сжимать настолько,



Фиг. 20. Теоретические кривые сжатия воздуха струйным нагнетателем.

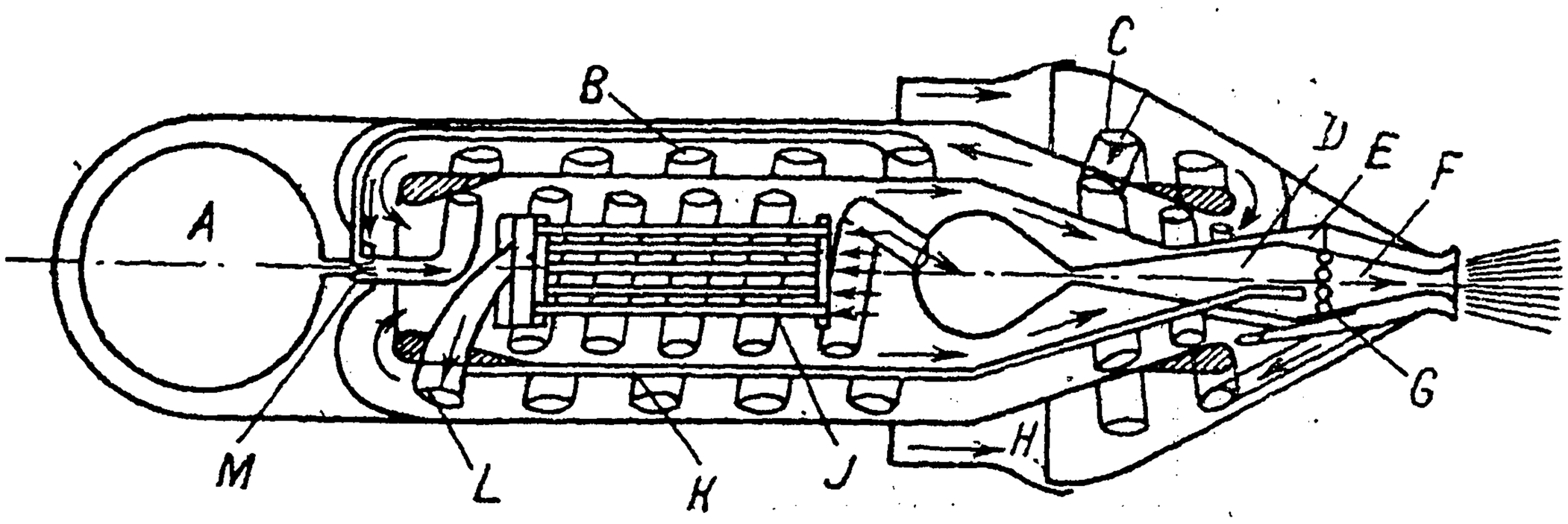
что она воспламенится и сможет быть использована в качестве горючего, так как это горючее дает большую силу *P* реакции. При охлаждении жидким кислородом, который можно также и впрыскивать в обратный конус для охлаждения, можно будет получить еще значительно бо́льшие конечные давления. При слабом охлаждении получатся лишь меньшие давления. Термический к.п.д. такого двигателя возрастает с повышением температуры (см. фиг. 20), доходя при пятикратном подогреве до 60%.

Для увеличения термического к.п.д. можно также в случае отвода тепла наружным воздухом последний, уже несколько подогретый, использовать в качестве присасываемого воздуха, по возможности не выпуская теплоты из аппарата. Для той же цели можно за аппаратом устроить трубы удобообтекаемой фор-

мы, которые обдувались бы теплыми газами, уходящими из аппарата, и в то же время эти трубы присасывали бы свежий воздух для реактивного двигателя. Схема такого аппарата показана на фиг. 21.

Необходимо заметить, что в этой схеме длина трубопроводов еще не соответствует действительным размерам. В случае если трубопроводы обратных конусов окажутся при расчете короткими, их можно вести не по спирали, а прямо.

Аппарат сам сжимает весь воздух, требуемый для горения, и представляет собою, таким образом, готовый двигатель без беспрерывно движущихся частей. Требуется только приспособление для регулирования — краны и створчатые и другие за-



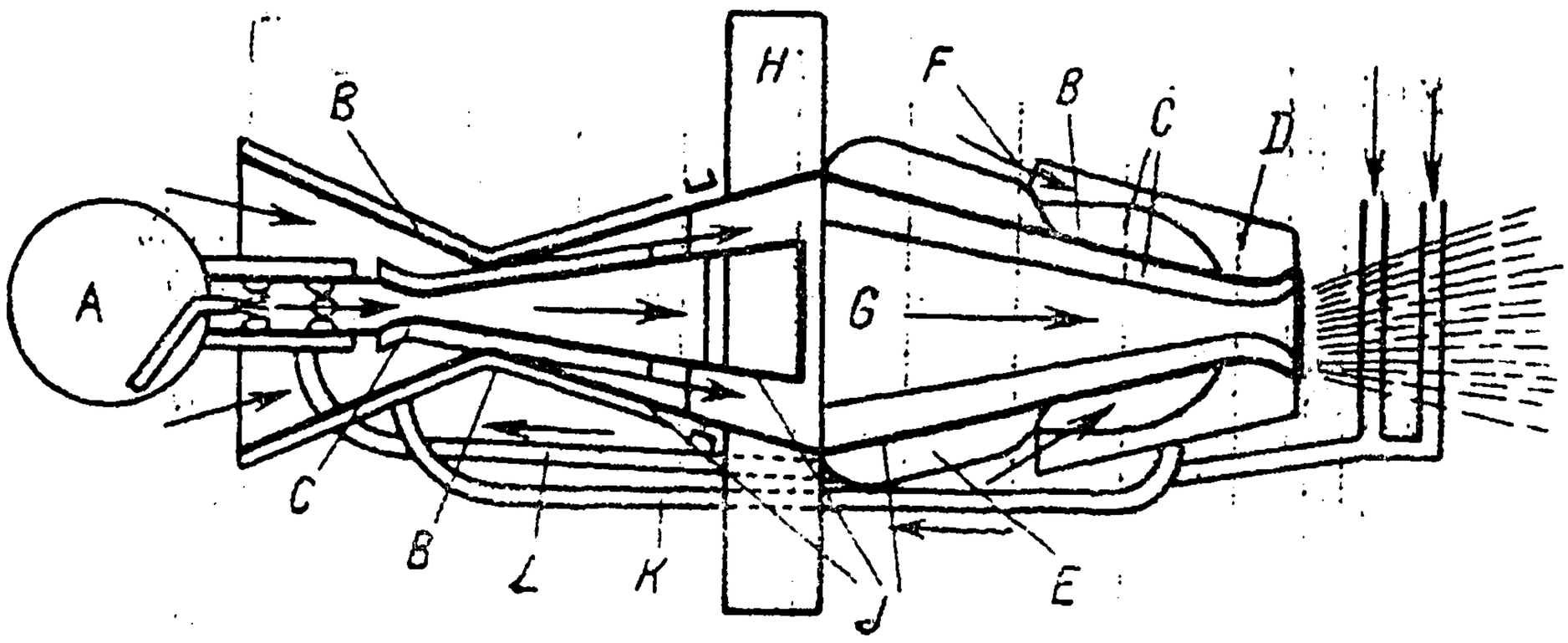
Фиг. 21. Схема воздушного реактивного двигателя с отдельными циклами:

A—бак для горючего; *B*—обратное сжатие воздуха для сгорания; *C*—обратное сжатие присасываемого воздуха; *D*—расширение продуктов сгорания; *E*—расширение присасываемого воздуха; *F*—обратное сжатие продуктов сгорания; *G*—соединительные отверстия и присасывание воздуха для получения низкого давления; *H*—пространство для увеличения давления воздуха; *I*—подогревание воздуха для сгорания; *K*—соединительная трубка к воздуху для горения, для получения низкого давления; *L*—расширение воздуха для сгорания; *M*—место сгорания.

слонки. Коэфициент полезного действия такого прибора значительно выше, чем у ранее рассмотренного, так как теплота, отводимая от воздуха в период сжатия, не теряется, а передается воздуху, который тотчас же после этого будет участвовать в круговом процессе. Количество теплоты, которое необходимо отвести от продуктов сгорания для сжатия воздуха, требуемого для горения, небольшое. Для теоретического кругового процесса, представленного на фиг. 8 и 9, оно равно $6^2/_3\%$ от всего тепла, содержащегося в горючем, для 1,86-кратного сжатия и 15% для десятикратного сжатия. Охлаждая во время обратного сжатия воздух новым присасываемым, можно получить еще меньшую потерю тепла. Предел для возможного охлаждения ставится весом всего аппарата, и задача заключается в том, чтобы построить такой прибор, который при данных условиях полета дал бы наилучший результат.

В случае если присасываемый воздух не служит для горения, а должен только ускоряться внутри прибора для увеличения силы реакции, его можно в месте наиболее низкого давления

смешать с продуктами сгорания, причем это место должно быть выбрано так, чтобы скорость подогретого воздуха была равна скорости продуктов сгорания, или же немного меньше (фиг. 22). В этом случае отсутствует удар между воздухом и продуктами сгорания. Этот удар имеется в обыкновенных инжекторах и служит главной причиной их малого к.п.д., поэтому у рассматриваемого прибора к.п.д. значительно выше, чем у обыкновенных инжекторов. При изменениях условий работы в этом приборе



Фиг. 22. Схема воздушного реактивного двигателя, у которого продукты сгорания смешиваются с воздухом без удара:

A—горючее; *B*—изолирующая стенка; *C*—ребра; *D*—кожух; *E*—жидкий O_2 для охлаждения; *F*—воздух; *G*—место смешивания; *H*—ребра для притока наружного тепла; *I*—стенки конусов; *K*—трубка для присасывания подогретого воздуха; *L*—трубка для отвода O_2.

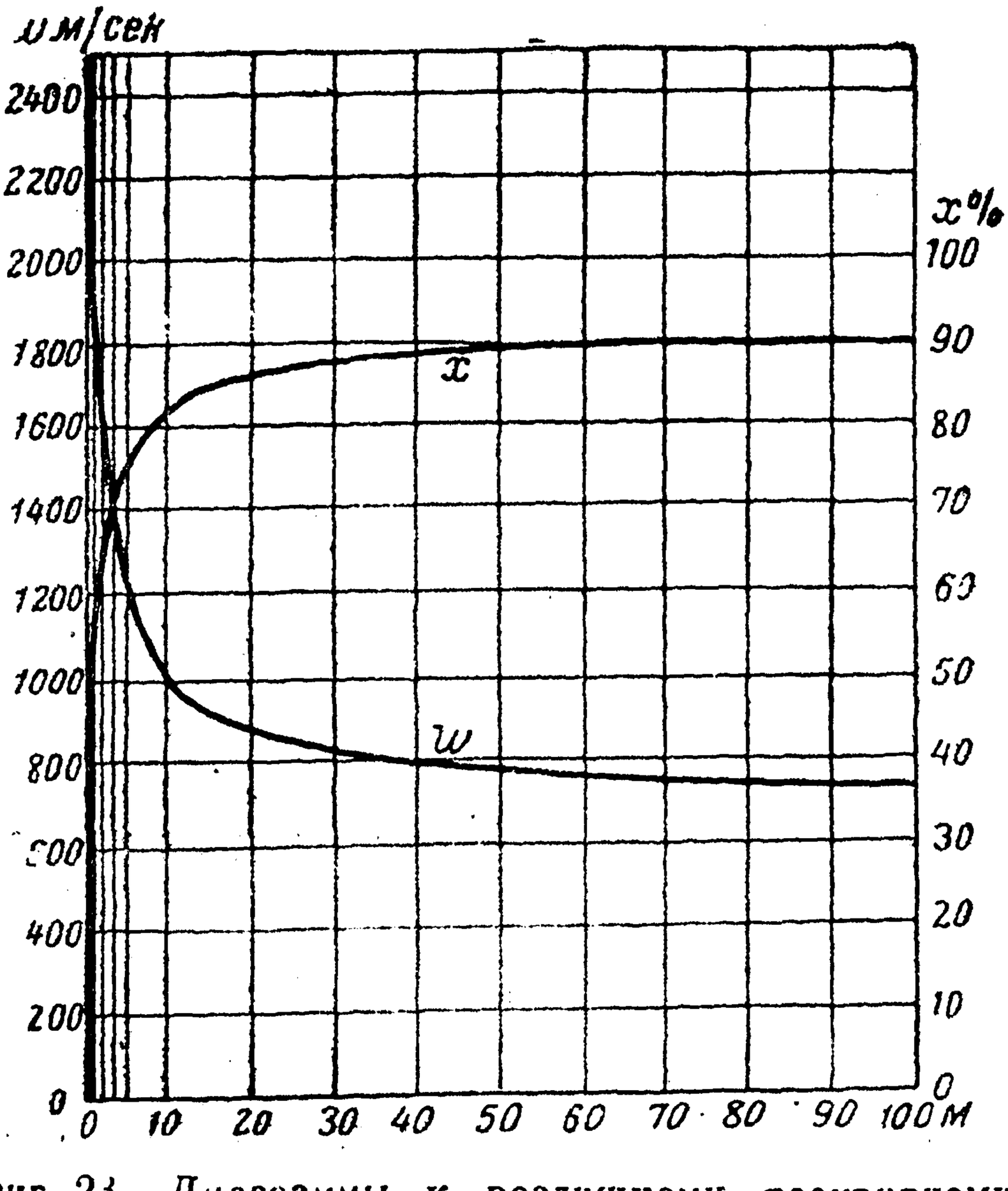
все же может получиться некоторая потеря от удара. Применяя конструкцию (см. фиг. 21), при которой скорости воздуха и продуктов сгорания могут быть различны у соединительных щелей или трубки между воздухом и продуктами сгорания, этого можно избежать.

Для уменьшения трения надо стенки конусов, в особенности около критической скорости, делать шлифованными; раструбы прямых конусов делать короткими, выбирая такую конструкцию, при которой сумма потерь от трения и частичного отделения струи от стенок наименьшая.

Круговые циклы могут быть самыми различными, и при помощи вариационного исчисления можно найти цикл, для заданного случая наиболее выгодный.

Количество присасываемого воздуха может быть в этих конструкциях очень большим. Для аппарата, показанного на фиг. 22, было определено количество тепла, которое должно быть отведено от продуктов сгорания, для того чтобы обе скорости выравнивались при различном соотношении между количествами воздуха и продуктов сгорания (предполагается, что сгорает бензин с теоретическим количеством воздуха). Далее была определена скорость w, общая для обоих газов в месте их смешивания. Из фиг. 23 видно, что если, например, воздуха

в десять раз больше, чем продуктов сгорания ($M=10$), то для выравнивания скоростей необходимо воздуху отвести $x=82{,}3\%$ всего тепла, содержащегося в горючем, и общая скорость в месте давления будет равна $w=1000$ *м/сек*. Диаграмма была составлена в предположении, что начальная температура воздуха равна $T=300°$ *абс*, а конечная температура, одинаковая для продуктов сгорания и воздуха, равна 50° *абс* в месте наиболее низкого давления, т. е. в месте их смешивания. От разности этих

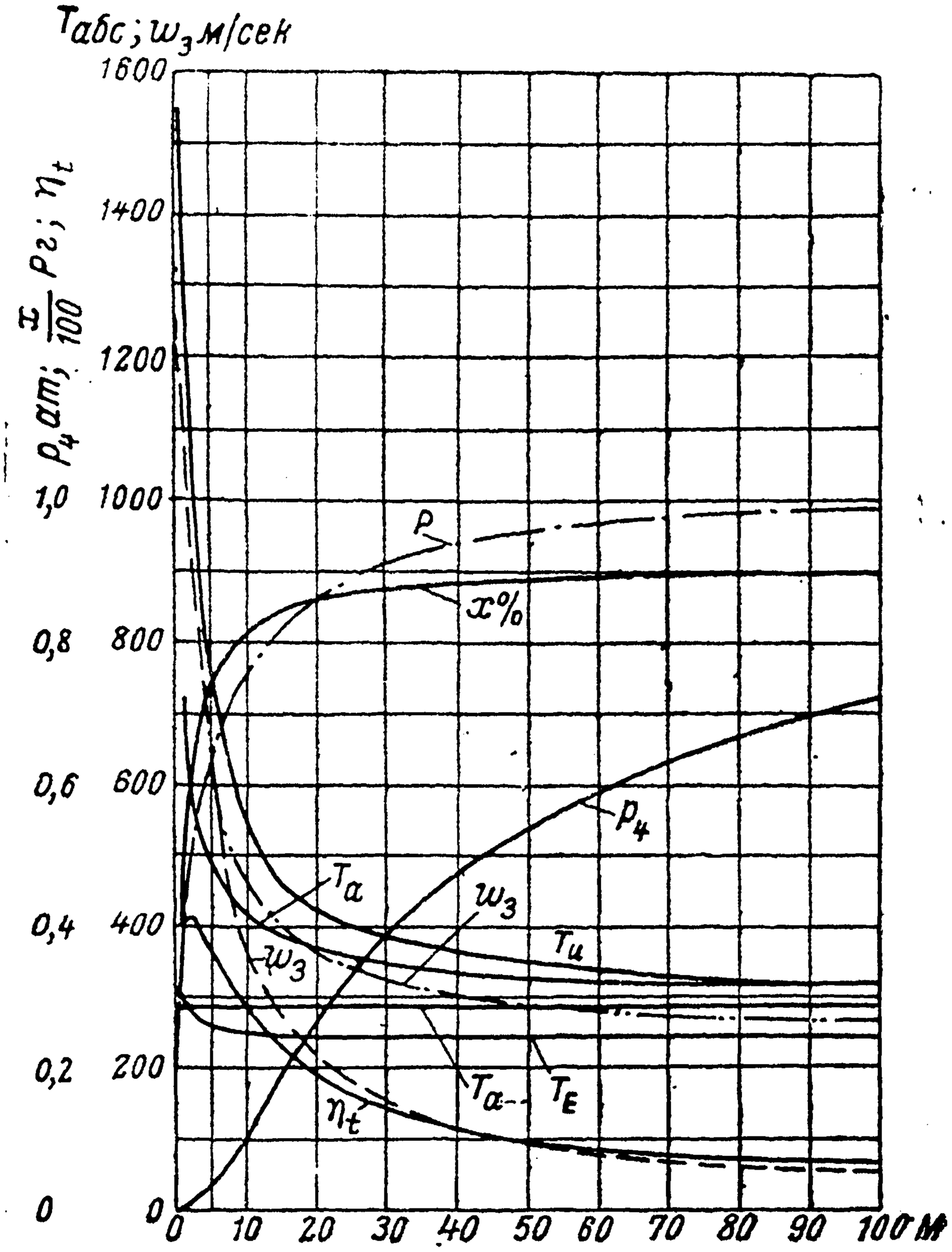


Фиг. 23. Диаграммы к воздушному реактивному двигателю. w—общая скорость; x—количество отведенного воздуху тепла в процентах.

двух температур в большой степени зависит при большом M скорость w, а до некоторой степени также и x. Для $M=100$ давление в месте смешивания получается равным около $p=0{,}0033$ *ат*, если теплоту отвести от продуктов сгорания при постоянном давлении их, а затем уже расширять их адиабатически. Наибольшее количество тепла можно отвести, если давление продуктов сгорания не менять, т. е. отвести теплоту при наибольшем давлении продуктов сгорания. Это важно для конструкции.

Принимая охлаждение в период обратного сжатия до температуры наружного воздуха $T_a=288°$ *абс*, начальное давление

продуктов сгорания 1,86 *ат* и давление наружного воздуха равным одной атмосфере, расширение воздуха и продуктов сгорания до одинакового давления, равного p_4 *ат*, и передачу тепла до одинаковой температуры T_4, причем передача тепла совершается при давлении $p_z = 1{,}86$ *ат*, а затем происходит отдель-



Фиг. 24. Диаграммы к воздушному реактивному двигателю с отдельными циклами.

ное сжатие, получим диаграмму, изображенную на фиг. 24. Здесь нанесены еще скорости воздуха и газов w_3 и w'_3, у выхода из прибора, общий термический к.п.д. и общая сила реакции P прибора; эта последняя без присасываемого воздуха равна 160 *г* при данном расходе горючего. Из фиг. 24 видим большое увеличение действия от присасывания воздуха. Далее даны еще: температура T'_a газов, выходящих из прибора при температуре T'_e газов в месте наиболее низкого давления p_4 и процентное количество x от всего тепла, содержащегося в продук-

тах сгорания, которое должно быть отведено воздуху. Если применять схему конструкции по фиг. 21, то получаемые осевые давления будут еще значительнее, в особенности при большом избытке M воздуха. Из фиг. 24 видим, что без вторичного использования тепла, отводимого в период сжатия от воздуха, можно итти до $M=30$, а в дальнейшем сила реакции P увеличивается уже мало. При $M=30$ сила реакции по отношению к обыкновенной ракете увеличивается в 6,2 раза. Интересно, что сила реакции увеличивается с увеличением M, между тем как термический к.п.д. имеет наибольшее значение ($\eta_{t\,max}=0{,}42$) для $M=2$; это происходит оттого, что при больших скоростях истечения, имеющихся при малом M, сила реакции сравнительно мала; M увеличивается скорее, чем w_3 падает, а сила реакции, пропорциональная Mw_3, увеличивается. Произведение Mw_3^2, приблизительно пропорциональное η_t, уже уменьшается. Полное охлаждение, конечно, невозможно, и поэтому действие прибора будет на деле несколько меньшим. Но в приборе по схеме фиг. 21 η_t будет значительно больше, поэтому и сила реакции сильно увеличится. Некоторые затруднения представляет только размещение отдельных частей прибора; необходимо, чтобы присасываемый воздух, в особенности при больших скоростях полета, на своем пути не изменял круто своего направления движения. Учитывая все эти потери, можно разработать наиболее выгодную конструкцию.

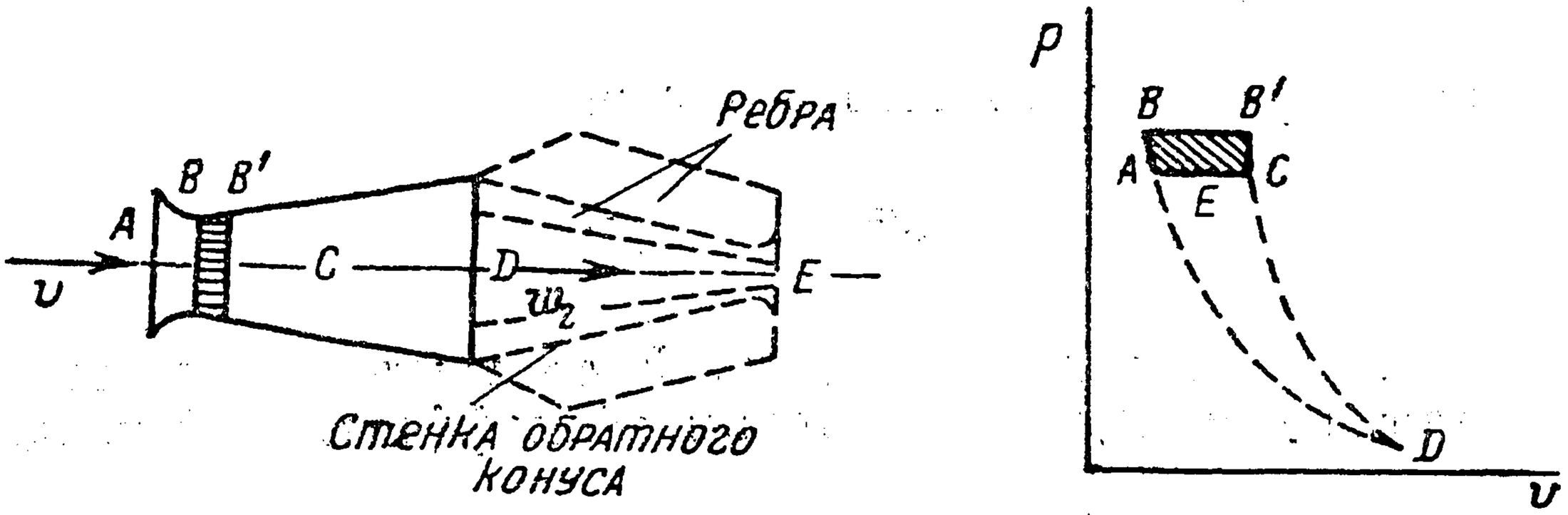
Можно, например, в месте входа воздуха в прибор уменьшить скорость его, делая входную часть переменного сечения в виде обратного конуса. Этим приемом достигаются такие выгоды:

1) при большом давлении воздуха к.п.д. прибора увеличится и

2) при малой скорости газов внутри прибора потери от изменения направления струи будут малы.

До сих пор практикующиеся конструкции реактивных двигателей работают или с ударом, как обыкновенные инжекторы, вследствие чего их к.п.д. мал, или же отходящие у них газы обладают большой температурой, вследствие чего и их действие мало. Если присасываемый воздух служит одновременно для горения, то имеется у них верхний предел избытка воздуха, равный приблизительно двукратному теоретическому количеству, ввиду того что при большом количестве воздуха смесь не воспламеняется. При весьма больших скоростях полета может найти применение прибор простой конструкции (фиг. 25). Встречный воздух сжимается в конусе AB, подогревается при большом давлении (диаграмма pv) от B до B' и затем расширяется опять от B' до C; в диаграмме pv площадь $ABB'C$ соот-

ветствует полученной кинетической энергии $\frac{w^2_2 - v^{2*}}{2g}$. Но лучше и здесь устроить обратный конус *DE* для получения кругового процесса (см. пунктирную часть), тогда получим большую



Фиг. 25. Схема обыкновенного воздушного реактивного двигателя.

скорость истечения. Приращение кинетической энергии соответствует площади $ABB'C + CDE$ в диаграмме pv, если часть *DE* охлаждать.

9. Коэфициенты полезного действия воздушных реактивных двигателей. Сравнение их с поршневыми двигателями

Весьма важен вопрос об эффективном коэфициенте полезного действия воздушного реактивного двигателя η_e при больших скоростях полета. Стечкин ** выводит формулу

$$\eta_e = \frac{2\eta_t}{1 + \sqrt{1 + \eta_t : y}} = \frac{2v}{v + w_2}\eta_t.$$

В применении к нашему случаю имеем при этом

$$y = \frac{MAv^2}{2gq};$$

здесь q — количество тепла, которое отводится воздуху на 1 *кг* продуктов сгорания, а $\frac{2v}{v + w_2}$ — к.п.д. пропеллера, у которого скорость воздуха до него v равна скорости полета, а скорость w_2 — скорость воздуха за пропеллером. Сравнивая реактивный двигатель с обыкновенным двигателем внутреннего сгорания, у которого расход горючего 240 *г* на 1 *л. с.* в час, теплотворная

---

* Не следует смешивать удельного объема v в диаграмме pv со скоростью полета v в формуле $\frac{w_2^2 - v^2}{2g}$.

** „Техника воздушного флота", № 2, 1929.

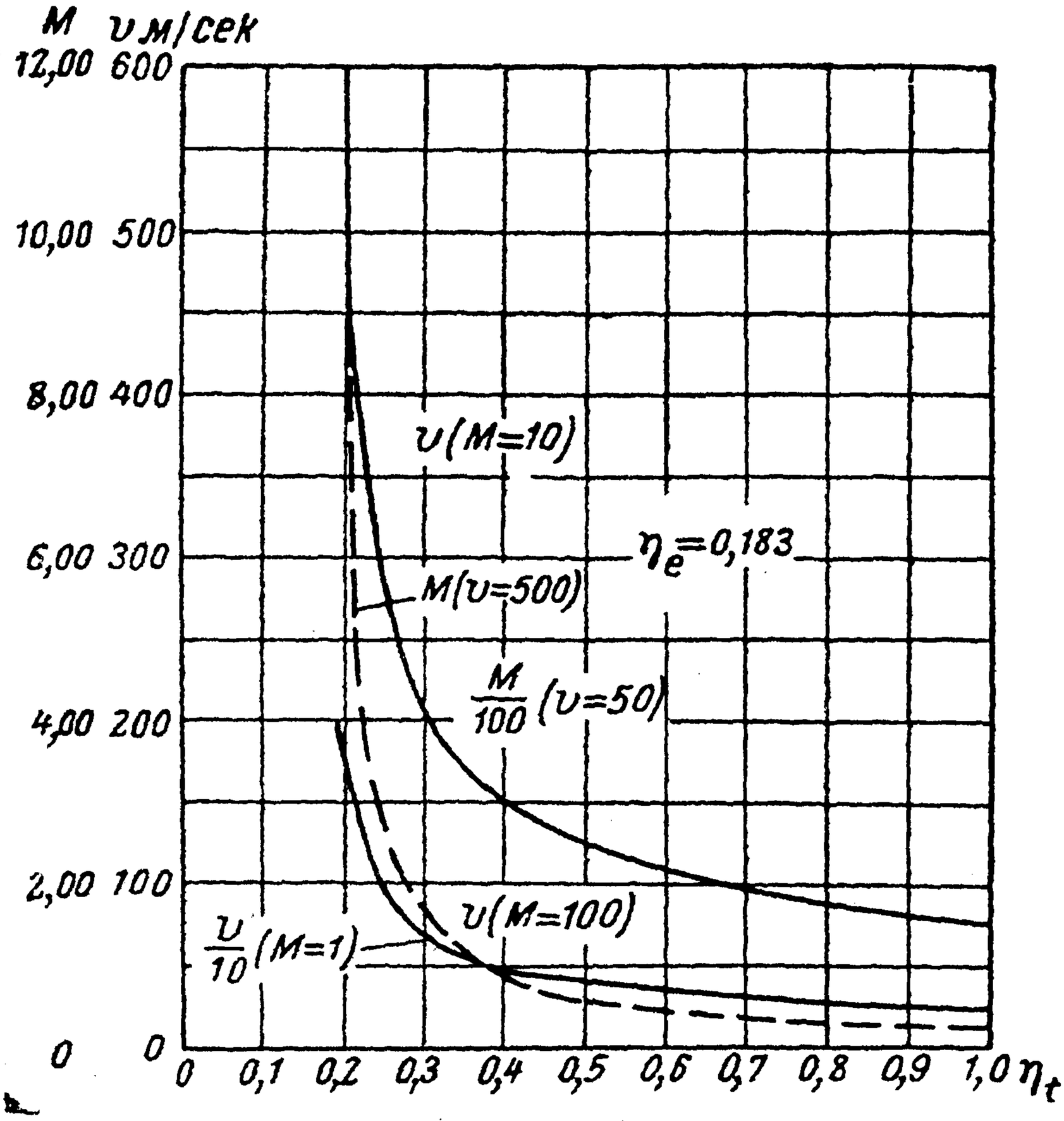
способность горючего 10 800 *кал* на 1 *кг* и к.п.д. пропеллера 0,75, получаем для двигателя внутреннего сгорания

$$\eta_e = \frac{632 \cdot 0{,}75}{0{,}240 \cdot 10\,800} = 0{,}244 \cdot 0{,}75 = 0{,}183, \text{ т. е. } 18{,}3\%.$$

Для бензина можно писать также

$$y = \frac{v^2 M}{5{,}68 \cdot 10^6 x},$$

где x — процент тепла, отведенный со всего тепла воздуху. Результаты для случая, в котором общеэффективный к.п.д. для



Фиг. 26. Сравнение воздушного реактивного двигателя с двигателем внутреннего сгорания.

реактивного двигателя равен также $\eta_e = 0{,}183$, т. е. при $x = 1{,}0$, представлены на фиг. 26. Для точек области, лежащей над кривыми, реактивный двигатель выгоднее, чем двигатель внутреннего сгорания, а для точек, лежащих ниже, — менее выгоден. При увеличении скорости полета, а также при увеличении количества присасываемого воздуха действие реактивного двигателя улучшается. В приведенной выше формуле термический к.п.д. отнесен к количеству тепла, содержащегося в горючем, а

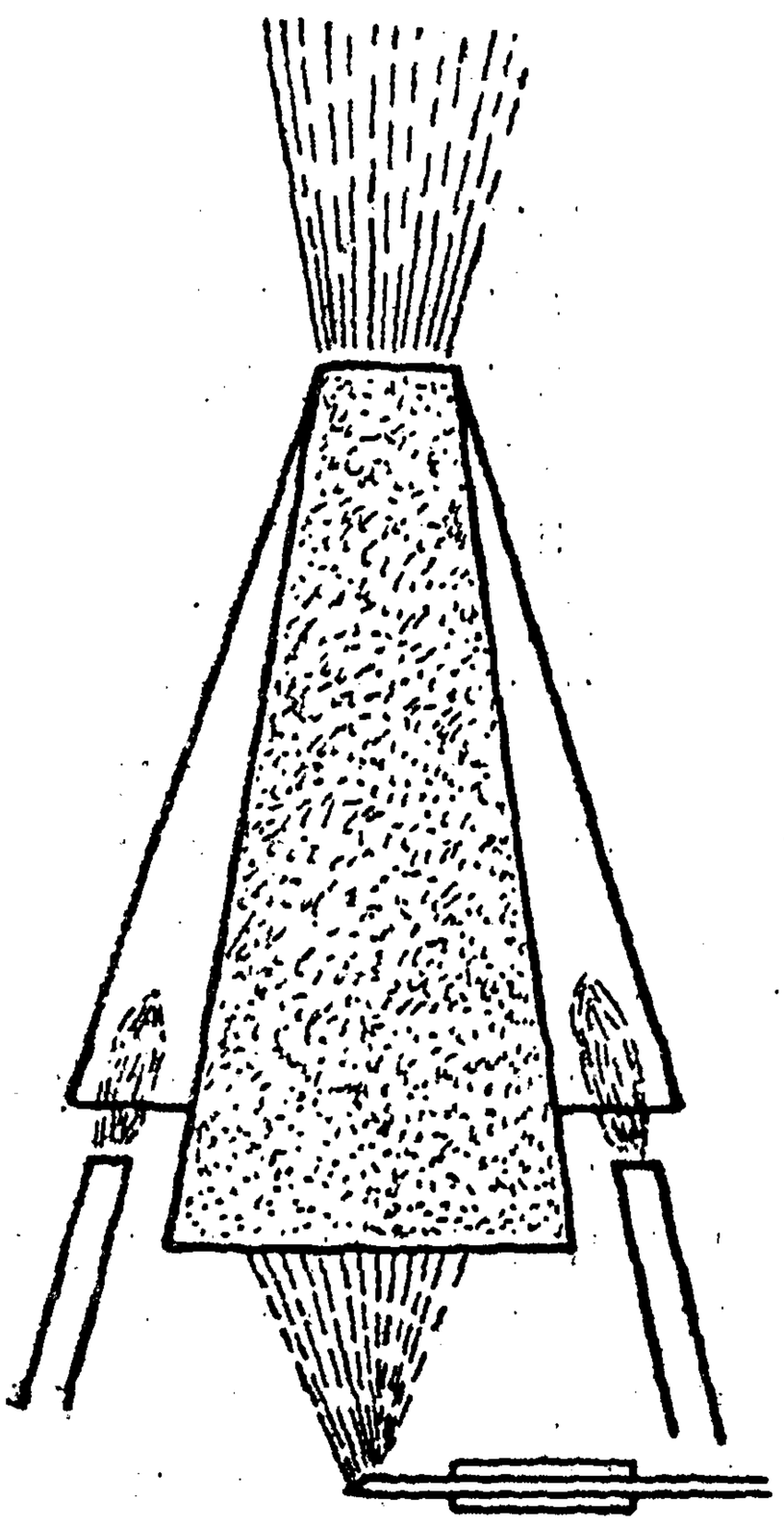
не к сумме тепла и кинетической энергии, которая накопилась во время ускорения в горючем, находящемся в баке. Для реактивного двигателя, представленного на фиг. 22 и 25, это при больших скоростях полета может означать $\eta_t > 1$, аналогично тому, как на фиг. 18 η_i. Для прибора же по фиг. 21 имеем как бы два реактивных двигателя: один воздушный, причем тепло передается воздуху, и один работающий только продуктами сгорания; требуется особо исследовать условия наиболее выгодного действия этого последнего при больших скоростях полета. По формуле проф. Стечкина при больших скоростях полета v или также при больших количествах присасываемого воздуха M величина η_e приближается к η_t, оставаясь меньше ее.

10. Топливо для реактивных двигателей

Перейдем к рассмотрению разных сортов топлива, которые могли бы найти применение в сверхавиации. Можно указать на то, что в то время как у наших авиационных двигателей горючего хватает, но они не могут поднимать аэроплан выше известного предела из-за недостатка мощности двигателя, у реактивных двигателей, так же как и у ракет, мощность по мере увеличения высоты и скорости полета увеличивается в достаточной степени, но нехватает горючего. Поэтому весьма целесообразно будет частичное применение горючего в твердом виде для реактивных двигателей и изготовление из него стержней и поверхностей для летательного аппарата (например, из целлулоида). Можно также искать опытным путем прессованные массы, которые употребляются почти во всех областях химической техники и могут быть найдены также для наших целей. Нафталиновые двигатели уже имеются; можно себе представить массы, содержащие нафталин или другое горючее в смеси с таким материалом, который при нагревании расплавляется и затем из особого сосуда для расплавления уже поступает как жидкое горючее в форсунки ракеты. Взамен подогрева можно также применять в известных случаях раствор. Например, целлюлоза, из которой изготовляют папье-маше, может растворяться в азотной кислоте, причем кислород последней уже может отчасти заменять жидкий кислород, которого в таком случае потребуется меньше. Далее громадной теплотворной способностью обладают некоторые металлы, как, например, литий, магний, алюминий, которые могут с успехом найти себе применение отчасти при воздушных реактивных двигателях, но главное при таких, для которых мы для полета берем с собой жидкий кислород для горения. Для воздушных реактивных двигателей выгоднее всего те материалы, ко-

торые требуют много кислорода. Описанные выше круговые процессы возможно произвести не только у ракет с жидким топливом, но и у всех термохимических или пороховых ракет, а также у таких, которые работают с жидким металлом.

Но во всех случаях, в которых продукты сгорания получаются отчасти в виде твердых частей, необходимо, во-первых, применять одновременно горючее, которое дает летучие продукты горения, или воздух, содержаший индиферентный азот, для того чтобы теплота от твердых частиц при расширении могла переходить к летучим продуктам горения. В порохе, содержащем бертолетовую соль, KNO_3, например, образуется K_2CO_3, K_2SO_4 и K_2S, и теплота от них переходит к углекислоте и другим газам, которые образуются одновременно.



Фиг. 27. Опыты с конусами; внутренний — решетчатый.

Во-вторых, требуется, чтобы стенки прибора изнутри не запачкались твердыми продуктами горения; мною был для этой цели испытан весьма простой конструкции (фиг. 27) двойной конус (внутренний решетчатый); под ним была сожжена лента магния, а в промежутке между конусами были поставлены газовые бунзеновские горелки. Вследствие вхождения газа через отверстия внутреннего конуса последний остался в некоторой части совершенно чистым. Общий осадок на нем уменьшился от 23% всех продуктов сгорания до 13%. Если построить такую ракету с внутренними продырявленными стенками, у которых снаружи будет небольшой величины избыточное давление над внутренним давлением, то, по моему убеждению, удастся ракету почти вполне предохранять от загрязнения. Схемы ракет и аэропланов, которые могут дать для использования части своей конструкции, будут указаны ниже.

С магнием можно произвести такой опыт: испарять его в струе водорода при сильном накаливании в закрытом сосуде и затем зажечь струю водорода. Получается блестящее равномерное пламя. Уже ниже температуры кипения весь металл может испаряться, если его распылять соответственным распылителем. Такого рода опыты производятся мною. Температура кипения некоторых металлов следующая: Cd—770° Ц; Zn—907°;

Mg—1120°; Sb—1140°; B —1420°; Pb—1525°; Al—1800°; Mn—1900°; Cr—2200°; Su—2270°; Cu—2310°; Fe—2450°.

Опытным путем мною была исследована в 1928—1929 гг. возможность зажигания в воздухе сплавов, содержащих магний; оказалось, что на проволочной петле зажигались сплавы магния с цинком, содержащие также и другие примеси; при содержании магния 5—10% и более сплавы зажигались лучше; но сплавы, содержащие много Al, не вполне выгорали, вероятно, только хорошее распыливание сплавов, содержащих Al, сделает возможным вполне сжигать последний, так как Al покрывается легко пленкой окиси, которая его предохраняет от дальнейшего окисления. Сплавы меди и железа с Mg хорошо сгорали. Вероятно, будут хорошо сгорать с Mg все примеси металлов, не покрывающиеся предохранительной пленкой окиси и не слишком трудно соединяющиеся с кислородом. Весьма удобны опыты с эвтектиками магния с цинком: 5% Mg, 95% Zn и 40% Mg, 60% Zn; они плавятся при температуре около 305 и 330° Ц. От сплавов, применяемых в качестве горючего, необходимо требовать, чтобы они имели достаточную вязкость и крепость, а кроме того, легкоплавкость. От плавильных сосудов требуется, чтобы скорость передачи тепла была достаточной для плавки и использования веществ, применяемых в качестве горючего во время полетов; это может быть достигнуто устройством дымогарных трубок или сильно волнистых стенок; в некоторых случаях можно будет пламя пускать прямо на металл.

В приводимой ниже таблице даны в порядке возрастающего расхода горючего и кислорода некоторые металлы и другие соединения (табл. 1). В графе 1 показаны соединения, образующиеся из элементов при сгорании; в графе 2 — необходимое отношение начального полного веса к конечному весу ракеты для достижения скорости полета 7,55 *км/сек*, принимая, что скорость истечения составляет 75% теоретической (потеря энергии: $1 - 0{,}75^2 = 0{,}44$ или 44%). В графе 3 дан вес самого сгораемого металла в отношении к конечному весу ракеты; в графе 4 — порядковый номер для расхода расплавленного металла; в графе 5 — теплотворная способность на 1 *кг* продуктов сгорания; в графе 6 — процентное содержание O_2 в соединении и в графе 7 — теоретическая скорость истечения. Видим, что наряду с кислородными соединениями могут найти применение и соединения с фтором (F); выгода от применения последнего состоит в том, что фтор легче сжижается, чем кислород, только цена и действие на органы дыхания могут ограничить его применение.

Таблица 1

Соединение	Полный вес $\varphi=0,75$ $v=7,55$ км/сек	Вес сгораемого металла	Пор. номер для веса металла	Теплотворная способность	Процент O_2	Теоретическая скорость
Li_2O	4,98	1,85	2	4710	53,5	6270
LiF	5,82	2,33	7	4450	44,7	6100
B_2O_3	5,85	1,53	1	3900	68,5	5700
$H_2O_{верх}$	5,92	—	—	3240	—	5200
$Mg(OH)_2$	6,06	2,09	4	3750	55,1	5600
Al_2O_3	6,07	2,68	8	3730	47,0	5590
$Na_2B_4O_7$	6,14	2,21	6	3700	55,5	5550
MgO	6,34	2,69	9	3560	39,7	5450
MgF_2	6,64	2,18	5	3400	61,4	5320
Al_2F_6	6,78	1,87	3	3320	68,0	5260
$H_2O_{нижн}$	6,92	—	—	3830	—	5660
CaF_2	8,04	3,61	10	2800	48,7	4830
NaF	8,59	4,50	11	2640	45,3	4690
Бензин	9,71	—	—	2350	77,5	4430

Наименьший общий вес получился бы при пользовании Li_2O, а наименьшее количество твердого материала необходимо сжигать при использовании B_2O_3. Однако бором возможно будет пользоваться, вероятно, только в виде порошка для изоляции (аморфный бор) или применяя его для стержней, подверженных сжатию (кристаллический бор). Можно будет также взять с собой жидкий бороводород в весьма холодном состоянии. Но бор требует 68,5% O_2 от веса B_2O_3; это много и может вызвать затруднения; в этом отношении наиболее выгодным является MgO, для которого требуется лишь 39,7% O_2. Для воздушных реактивных двигателей окажутся наиболее выгодными Li или B ввиду их малого атомного веса. Благодаря этому общий расход их будет малым. Ввиду сравнительно большой цены, которую необходимо платить за обработку металла, цена их в сыром виде играет уже меньшую роль. Но

цена на Li все-таки весьма большая, и поэтому можно будет предполагать, что будут пользоваться пока либо MgO, либо Al_2O_3 или Al_2F_6, для которого вес сгораемого металла равен лишь 1,87 от веса пустой ракеты.

Из жидких топлив можно указать на жидкий метан, который дает около 13 000 *кал/кг* и стоит гораздо дешевле, чем жидкий водород. Ввиду сильного увеличения действия ракет от сильного охлаждающего средства выгодными будут вообще те горючие, которые имеют низкую точку замерзания, например, толуол (—100° Ц).

В двигателях, особенно кислородных, будет полезным применение нефти, которая хорошо нагнетается, так как обладает смазывающими качествами.

При пользовании металлом в качестве горючего не надо забывать, что, в случае если не пользоваться атмосферным воздухом, одновременно с металлом всегда необходимо сжигать вещество, которое дает летучие продукты горения. Это последнее может быть также и целлулоид или нафталин, или другое твердое вещество, так что все же имеется возможность производить полет без какого бы то ни было жидкого горючего материала, что весьма сильно может увеличивать крепость отдельных частей летательного аппарата. У воздушных реактивных двигателей азот представляет летучее вещество, и поэтому присутствие жидкого топлива необязательно. У авиационных двигателей было сделано такое испытание: впустили в двигатель до 500 *г* бензина на 1 *л. с.* в час. Лишь по прошествии получасовой работы клапаны его сильно засорились. Поэтому можно предполагать, что в особенно просто устроенных двигателях для вылета из земной атмосферы можно будет также отчасти использовать металлическое топливо. К концу мировой войны французами уже были построены двигатели на один полет особо простой конструкции. Если это применять к условиям сверхавиации, то можно построить такой двигатель из соответственного металла и его использовать в качестве металлического топлива, оставляя в аэроплане лишь малый двигатель для спуска.

При применении металлического топлива потолок для полета аэроплана или ракеты будет отсутствовать, так как предел для количества горючего отпадает.

При конструировании ракеты или аэроплана, работающих исключительно жидким горючим, задачей конструктора является сконструировать их так, чтобы можно было взять с собой наибольшее количество горючего при данной теплотворной способности его. Для этой цели необходимо использовать крепость материала до допускаемого предела, а также делать ракету по возможности не слишком сложной, так как большое коли-

чество мелких частей при достаточной их крепости весит много, что уменьшает количество жидкого горючего, которое ракета может взять с собой.

Задача о том, как справиться с указанными двумя условиями, которые ставятся качеством материала и минимальной сложностью ракеты, сведена в приборе, использующем металлическое горючее, к совершенно иной задаче, а именно — к задаче о постройке такого прибора, при котором одни части попадут в другие и расплавятся в них, пока, наконец, почти ничего не останется.

А решить последнюю задачу значительно легче.

11. О выгодности разных видов ракет. О приспособлениях для ракет

В Германии и отчасти в Америке были разработаны детальные проекты составных ракет, состоящих из двух или нескольких вложенных друг в друга ракет. Эти ракеты могут давать также весьма большие высоты полета, но начальный вес их выходит во много раз бо́льшим, чем в ракете, использующей твердое горючее, ввиду того, что после поднятия большой ракеты совместно с малой на большую высоту первая планирует вниз, между тем как в моей конструкции весь вес ее используется для дальнейшего увеличения высоты полета. Ввиду того, что вес большой ракеты в 10—20 раз больше веса жидкого горючего, содержащегося в маленькой ракете, его использование в качестве горючего означает увеличение высоты полета во много раз. Использование большой ракеты в качестве горючего с течением времени, однако, может отпасть, когда постепенным улучшением воздушных реактивных двигателей и комбинациями винтомоторной группы с ракетами будет достигнута возможность улететь с земного шара без расхода твердого горючего или с весьма малым расходом его.

Русский ученый К. Э. Циолковский предложил применение ракетных поездов для полетов, причем ракеты одна за другой отцепляются и снижаются; последняя, маленькая ракета может получить большую скорость полета и даже перелететь на другую планету.

Для ракет, предназначенных для исследования высших слоев атмосферы, необходимы следующие приспособления: 1) метеорограф, 2) приспособление для регулирования расхода горючего и кислорода, а у воздушных реактивных двигателей — для регулирования притока воздуха, 3) жироскопы для регулирования направления пути, 4) приспособления для выбрасывания парашюта при обратном спуске.

Вопрос о выгодности применения тех или других видов ракет может быть решен в зависимости от цели, для которой назначена данная ракета. Так, для достижения наибольшей высоты или наибольшей скорости полета составные ракеты будут более выгодными, чем одинарные; ракеты, использующие в известной пропорции атмосферный воздух и одновременно жидкий кислород, будут более выгодны, чем такие, которые с начала до конца полета пользуются только атмосферным воздухом или только жидким кислородом, так как около поверхности земли атмосферного воздуха много, и поэтому будет невыгодно брать с собой жидкий кислород. На большой высоте над поверхностью земли имеем обратное явление.

Как уже выше указано, ракеты, отбрасывающие во время полета некоторые части своей конструкции, будут менее выгодными, чем те, которые их используют в качестве горючего.

Что касается сравнения пороховых ракет с теми, которые работают жидким или сжиженным (например, металлическим) горючим, то необходимо отметить, что, с одной стороны, пороховые ракеты чрезвычайно просты, но, с другой стороны, давление газов в них весьма велико, в случае если мы не будем примешивать к пороху много угля или другого подходящего индиферентного вещества, которое, однако, понижает теплотворную способность пороха. Порох относится к тем веществам, для которых весь кислород для горения взят с собой. Теплотворная способность бездымного пороха составляет лишь 1240 *кал/кг*, а из табл. 1 мы видим, что, например, бензин и в еще бо́льшей степени водород и легкие металлы обладают значительно большей теплотворной способностью на 1 *кг* продуктов сгорания.

Далее для пороха представляет некоторое затруднение подача большого количества горючего в сравнительно малое пространство сгорания одной ракеты. А такая подача может быть необходимой у ракетного аэроплана, у которого для полета потребуется взять к маленькой ракете с собой много горючего.

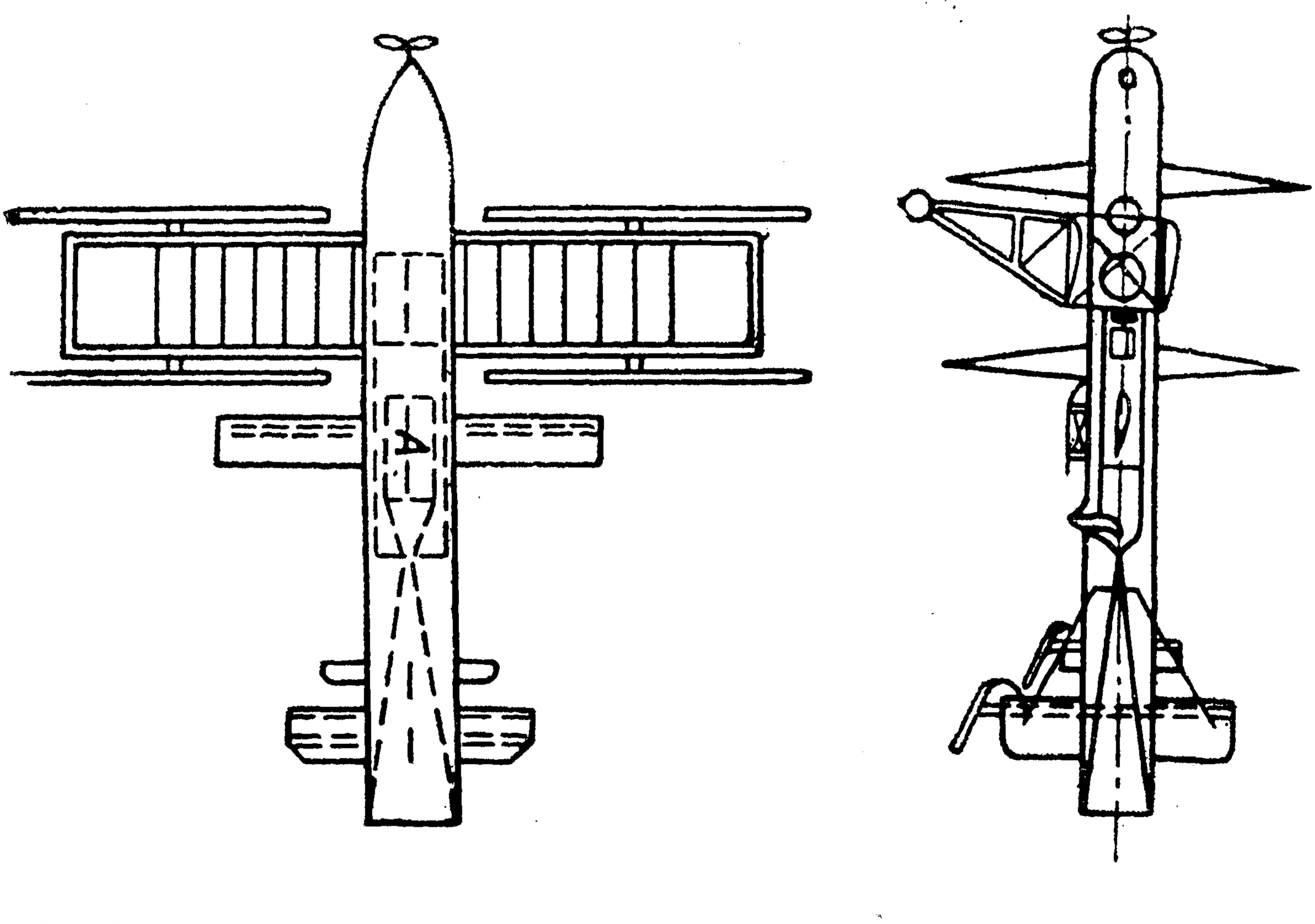
Но общий к.п.д. пороховых ракет может быть улучшен введением атмосферного воздуха.

Из всего изложенного следует, что сравнение пороховых ракет с ракетами, работающими другим горючим, приводит к заключению, что некоторый перевес пока имеется на стороне ракет, работающих другим горючим. Однако для некоторых целей, например, для весьма краткосрочных толчков или для быстро взлетающих ракет, не берущих людей с собой (следовательно, безопасность в этом случае не играет большой роли), будут применены и пороховые ракеты.

Наиболее безопасными будут, вероятно, воздушные реактивные двигатели, работающие металлическим горючим, так как при этом отсутствует не только взрывчатый жидкий кислород, но и сам металл при подогреве не дает газообразного вещества.

12. Аэропланы, снабженные ракетой и двигателями; часть конструкции используется в качестве горючего

На фиг. 28 дана разработанная мною схема аэроплана, у которого наружные части могут втягиваться. Крылья состоят из отдельных секций, находящихся в особой раме; при помощи



Фиг. 28. Схема аэроплана, приводимого в движение двигателем и ракетой, со втягиваемыми частями.

конических барабанов с образующей соответственной формы, на которые наматываются тросы, втягиваются секции крыльев и все остальные части в сосуд *A* для расплавления и использования в качестве горючего. Ввиду того, что пути отдельных частей составляют в среднем не больше 5—8 *м*, барабаны выходят малыми; части аэроплана, которыми при этом можно воспользоваться, мною были до некоторой степени исследованы и рассчитаны на прочность; оказывается, что такой аэроплан мог бы взять за счет веса разбираемых соединений с собой приблизительно лишь на 10% меньше жидкого горючего, чем обыкновенный аэроплан. Крылья аэроплана занимают наибольшую площадь из тех деталей, которые подлежат перемещению;

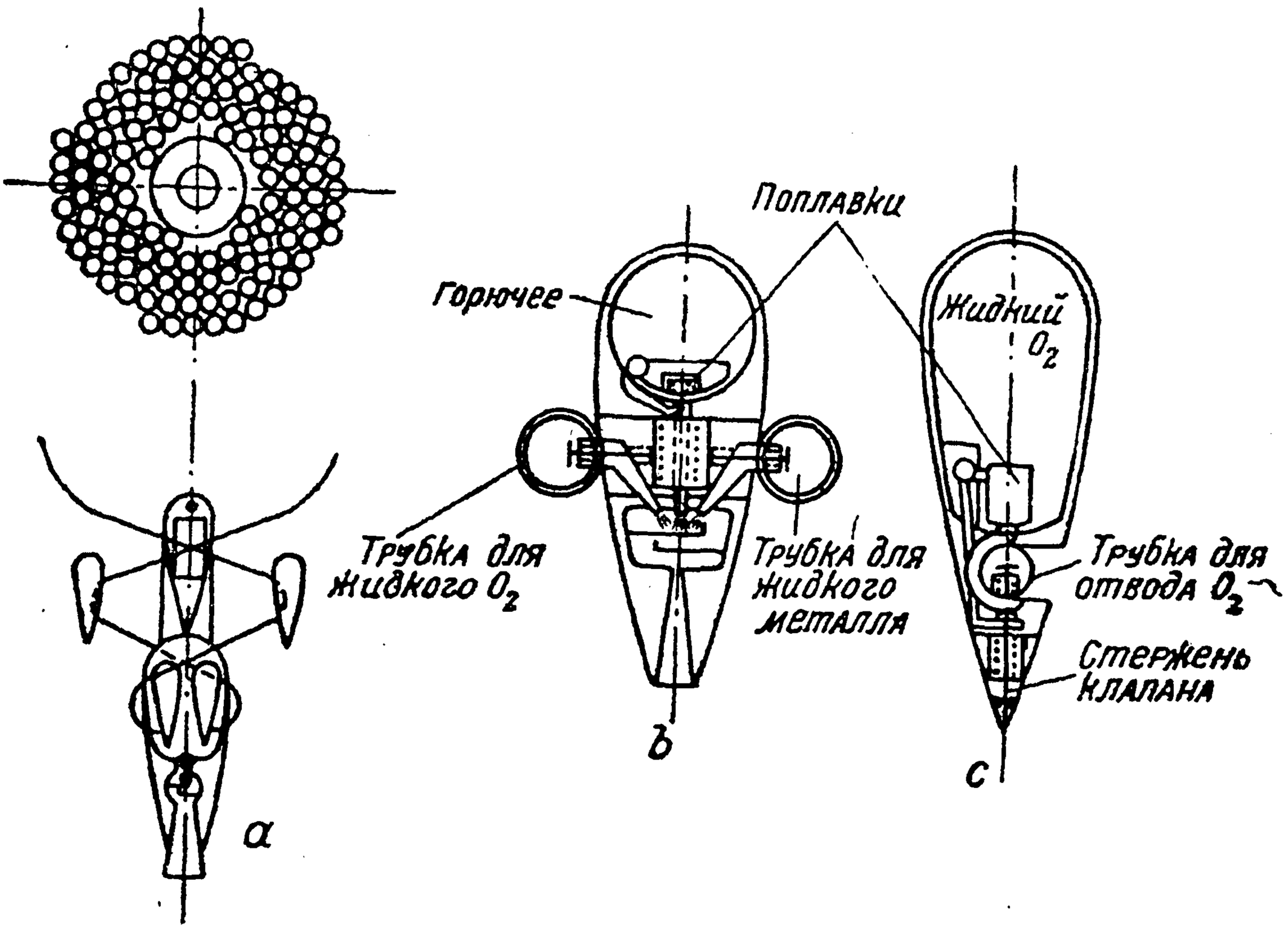
но в некоторых конструкциях аэропланов для увеличения скорости полета площадь крыльев может уменьшаться во время полета до $^1/_3$ части нормальной величины, так что произведенное здесь перемещение — только один шаг вперед. Остальные части, как рули большого аэроплана и высокую подставку, втягивать по моим подсчетам уже нетрудно. К концу полета от аэроплана может остаться только корпус, на нем маленькие крылья, видные на фиг. 28, и маленькие рули. Некоторые части корпуса также могут еще быть в случае необходимости после значительного уменьшения веса корабля использованы в качестве горючего. Об использовании двигателя в качестве горючего упоминалось выше. Схемы складывания и втягивания частей, а также и порядок производства этих работ могут быть самыми разнообразными, и здесь представляется изобретательству еще широкое поле. Начинать сжигание надо с наименее необходимых и наиболее дешевых частей. Во многих случаях может потребоваться сжигание лишь небольшого количества частей, а не всех имеющихся. Необходимо стремиться к наибольшей простоте и дешевизне сжигаемых деталей. По мере усовершенствования количество сжигаемых частей будет уменьшаться, но пока решается вопрос о «завоевании» межпланетного пространства, цена одного аэроплана будет играть лишь весьма незначительную роль.

Другие методы для отлета с земного шара еще не достигают цели, а при предложенном здесь методе можно себе легко представить окончательный вес пустого летательного аппарата, равный лишь одной сотой части полного веса, т. е. летательный аппарат будет получать тепловую энергию из своей конструкции, вес которой в 99 раз больше его окончательного веса. Это при рассмотренных выше конструкциях реактивных двигателей дает полную гарантию для достижения межпланетных скоростей.

13. Центральная ракета, окруженная множеством боковых ракет и сосудов для горючего и кислорода

На фиг. 29 представлена схема центральной ракеты и многих боковых ракет, нанизанных на ветвях расходящихся спиралей. Два боковых сосуда показаны находящимися уже внутри центральной ракеты для расплавления. Если нанизывать все большее число боковых ракет и сосудов на ветви спирали, то и высота полета все больше увеличивается. Ветви спирали могут состоять из труб, по которым, пользуясь особой клапанной системой, можно перевести как горючее, так и кислород для горения. Схема боковой ракеты на фиг. 29 обозначена буквой *b*, а бокового сосуда — *c*. В носовой части видны со-

суды для горючего и жидкого кислорода, внутри их имеется поплавок, который при израсходовании горючего рычагом освобождает пружины, которые закрывают и открывают клапаны по мере необходимости и дают скользить сосуду в центральную ракету для расплавления. И здесь можно себе представить громадное количество вариантов, а также и такую схему, при которой ряд центральных ракет летит вместе, причем они в дальнейшем попадут в одну наиболее центральную ракету, т. е. повторяется процесс, описанный выше. Ввиду того, что отдельные сосуды и боковые ракеты можно делать складывае-



Фиг. 29. Схема одной центральной ракеты со многими боковыми ракетами и сосудами для жидкого горючего и кислорода.

мыми, как зонт, они могут сначала весить значительно больше центральной ракеты и все же расплавляться в ней, так что можно себе представить, что вес к концу полета будет равен лишь одной тысячной доле начального веса, т. е. одна часть получит энергию с 999 сжигаемых частей; такого большого расхода горючего не требуется даже для перелета на другую планету. Как выше было показано, можно в данном случае устроить полет также без всякого жидкого горючего, тогда отдельные части конструкции можно делать особо крепкими и все толстые части затем использовать в качестве горючего, так что окончательный вес из-за некоторой сложности конструкции не увеличится при данном начальном весе.

Общее сопротивление воздуха при рассмотренной конструкции ракет к началу полета будет больше, а при больших ско-

ростях полета к концу его значительно меньше, чем у одной лишь ракеты без боковых ракет.

Сопротивление воздуха по исследованиям К. Э. Циолковского и Г. Оберта у ракет, поднимающихся вертикально вверх, не играет большой роли, если ускорение полета достаточно большое. Работа на поддержание навесу невелика при весьма пологих полетах ракет, если ускорение полета не слишком большое. Наклоняя ось ракеты лишь немного к направлению полета, можно также получить достаточное сопротивление воздуха для поддержания навесу, в особенности при сильном увеличении скорости полета.

Рассмотренные здесь ракеты можно строить как полные или частичные воздушные реактивные двигатели. Тогда они вследствие малого веса жидкого кислорода будут еще более выгодными.

14. Подъем ракетного аэроплана

Громадный опыт, который накопился в деле авиации, все же заставит, надо полагать, человека лететь сначала не в ракете, а на аэроплане, на котором ракета установлена наряду с двигателем, приводящим в движение воздушные винты. Действие ракеты на аэроплане можно в любой момент остановить и перейти к безопасному полету при помощи винтомоторной группы или к планирующему полету.

Кривые полета аэроплана с ракетой, предполагая плоскую форму земной поверхности, мною вычислены (в 1921 г.) для аэроплана с полным весом $G_0 = 5000$ *кг* и ракетой, дающей силу реакции $P = 1500$ *кг* (рассмотренной выше детально), для высоты, начиная с 35 *км*, при постоянном расходе горючего. Ускорение по отношению к ускорению силы тяжести можно выразить формулой:

$$\frac{1}{G_0}\frac{dv}{dt} = \frac{P}{G} - \frac{2R\cos\alpha}{A} - \sin\alpha,$$

где $\frac{dv}{dt}$ — ускорение полета;

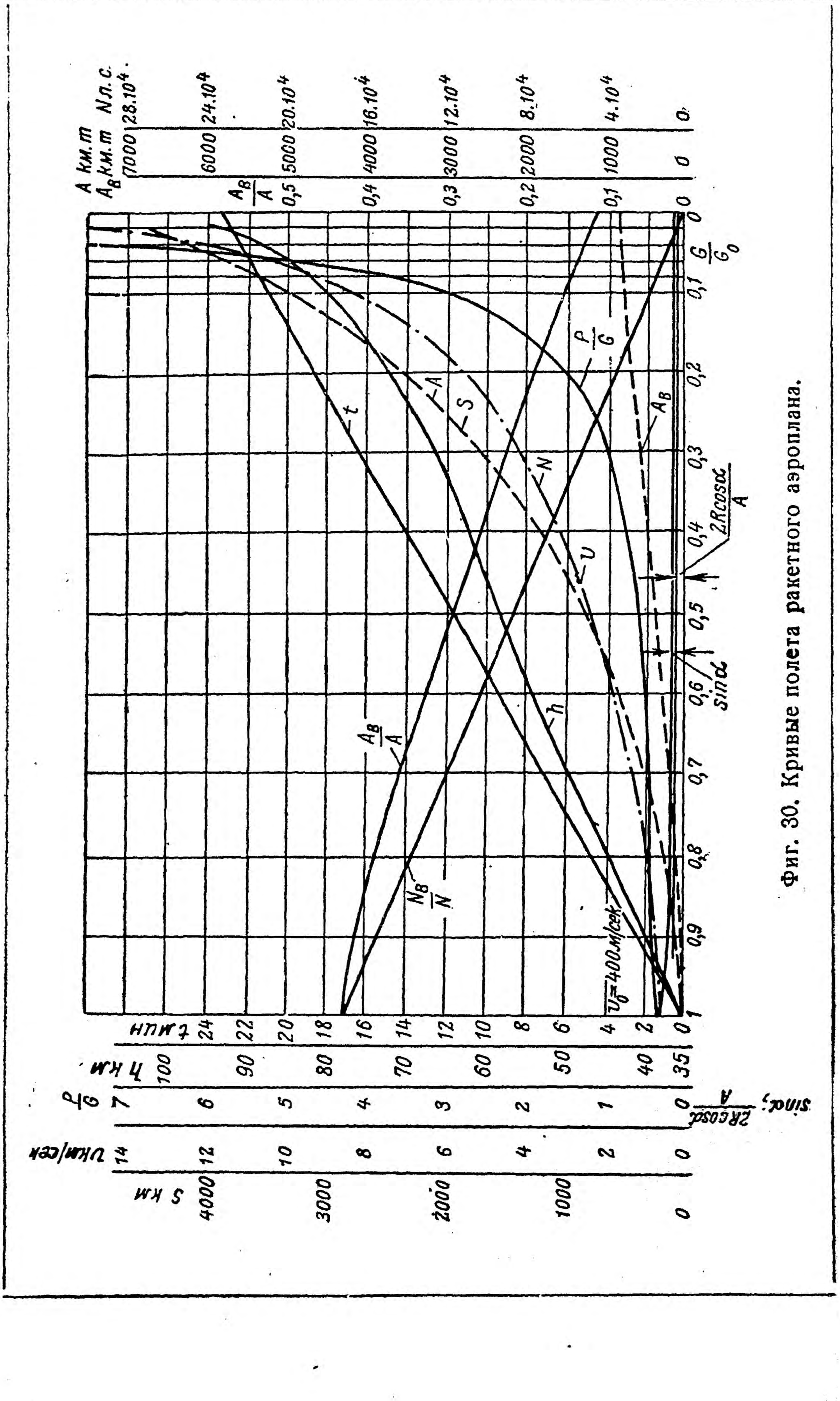
G — вес аэроплана;

$\frac{2R}{A}\cos\alpha$ — величина силы трения о воздух при постоянном угле атаки;

α — уклон траектории полета к горизонту;

$\sin\alpha$ — соответствует подъемной силе аэроплана;

$\frac{P}{G}$ — кажущаяся тяжесть в аэроплане.



Фиг. 30. Кривые полета ракетного аэроплана.

Кривые даны на фиг. 30.

Здесь введены обозначения:

t—время полета;
h—высота полета;
v—достигнутая скорость полета;
A_B—работа для преодоления сопротивления воздуха, *ткм*;
A—вся работа для достижения высоты h, совершенная ракетой;
N—полезная мощность ракеты;
N_B—мощность, необходимая для преодоления сопротивления атмосферы;
s—путь, пройденный ракетой.

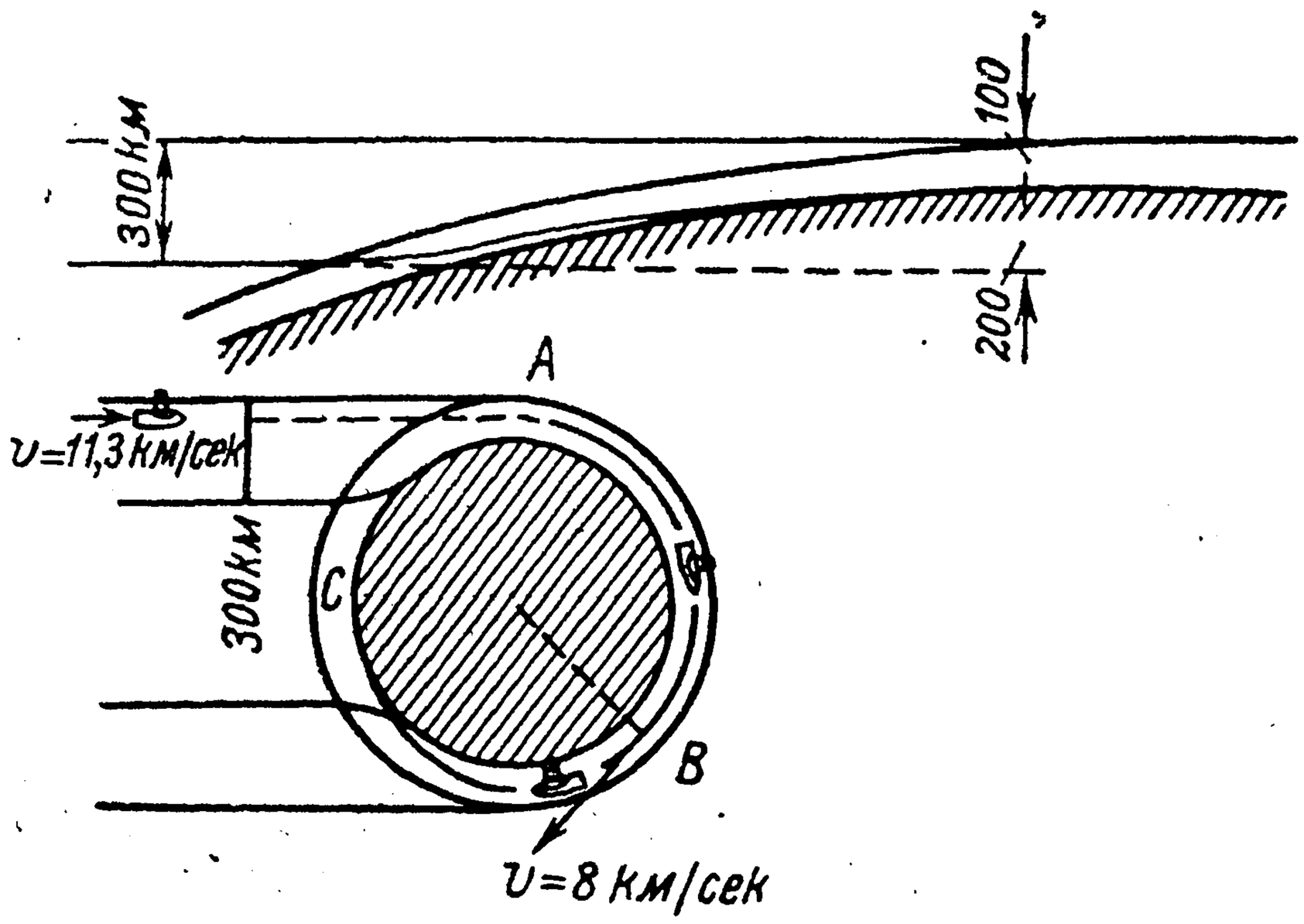
Из фигуры видно, что скорость 8 *км/сек* получается при весе ~500 *кг*, времени полета $t=20$ мин.; высота при этом $h=80$ *км*; кажущийся вес к концу полета $\frac{P}{G}=3$; дальность полета $s=3300$ *км*, т. е. $\sim\frac{1}{12}$ окружности земли. Работа для преодоления сопротивления воздуха к концу полета сильно уменьшается: $\frac{A_B}{A}=0{,}15$, или 15% от общей работы. Работа на поддержание навесу еще меньше, как видно из кривых $\sin\alpha$ и $\frac{2R}{A}\cos\alpha$.

Если принимать во внимание кривизну Земли, то кривые лежат еще значительно более выгодно, так как центробежная сила, развиваемая при полете, очень помогает аэроплану подниматься.

До высоты 36 *км* можно было бы еще лететь при помощи комбинации авиационного двигателя с ракетой, а на более низких высотах — с одним двигателем. Мною вычислено, что при полете с вышеупомянутым двигателем внешнего сгорания, отчасти разработанным мною, не сам двигатель ставит предел мощности, применяемой при полете, а пропеллеры, которые выходят по диаметру весьма большими и которые при больших скоростях полета вращались бы столь быстро, что выходили бы слишком тяжеловесными.

Если мы при полете аэроплана достигли межпланетного пустого пространства, наиболее выгодного для полетов по инерции, и желаем опять снижаться, то является естественным выбор планирующего спуска, так как при нем нет расхода горючего, который заставил бы нас делать конструкцию тяжелее и дороже. При исследовании возможности изменения пути полета при столь больших скоростях мною был получен такой результат (фиг. 31). Если прилететь даже со скоростью

11,3 *км/сек*, получающейся при падении с бесконечности на Землю, то можно безопасно (кажущийся вес меньше пятикратного от силы тяжести) спускаться в пространство кольцеобразного сечения общей высоты 300 *км*. Из них высота 100 *км* приходится на атмосферу и высота 200 *км* на возможность огибания Земли. Шоферы автомобилей на земле должны при объезде огибать повозку или фонарный столб со скоростью приблизительно 25 *м/сек* (90 *км/час*). Наша скорость в $\frac{11\,300}{25} = 450$ раз больше. Устраивая крылья и рули аэроплана таким образом, чтобы они при больших давлениях со стороны воздуха раскрывались для предохранения от поломки, мы ши-



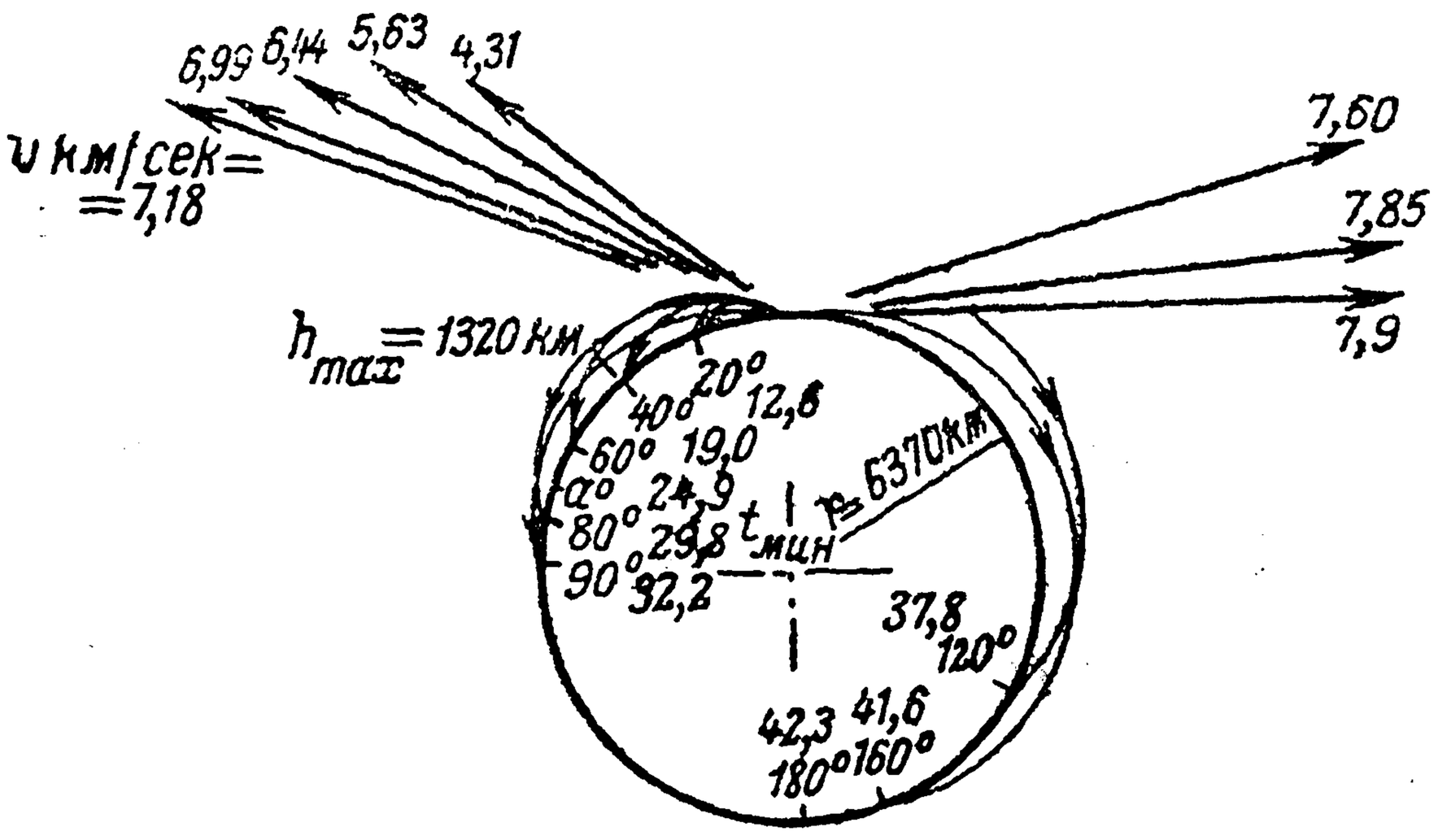
Фиг. 31. Планирующий спуск из межпланетного пространства на землю.

рину дороги (10 *м*), имеющуюся у шофера, должны увеличить пропорционально скорости нашего полета и тогда получим ширину дороги для аэроплана; при скорости 11,3 *км/сек* она равна $\frac{10 \cdot 450}{1000} = 4{,}5$ *км*, а у нас имеется в распоряжении ширина дороги 300 *км*; следовательно, такой спуск можно считать возможным. От «зарывания» в атмосферу аэроплан может предохраняться той же конструкцией крыльев и автоматически действующей перестановкой руля при слишком быстром снижении. При меньших скоростях полета зона, в которую можно без большой опасности влететь, сильно расширяется.

15. Полет далеко летающих ракет вне атмосферы

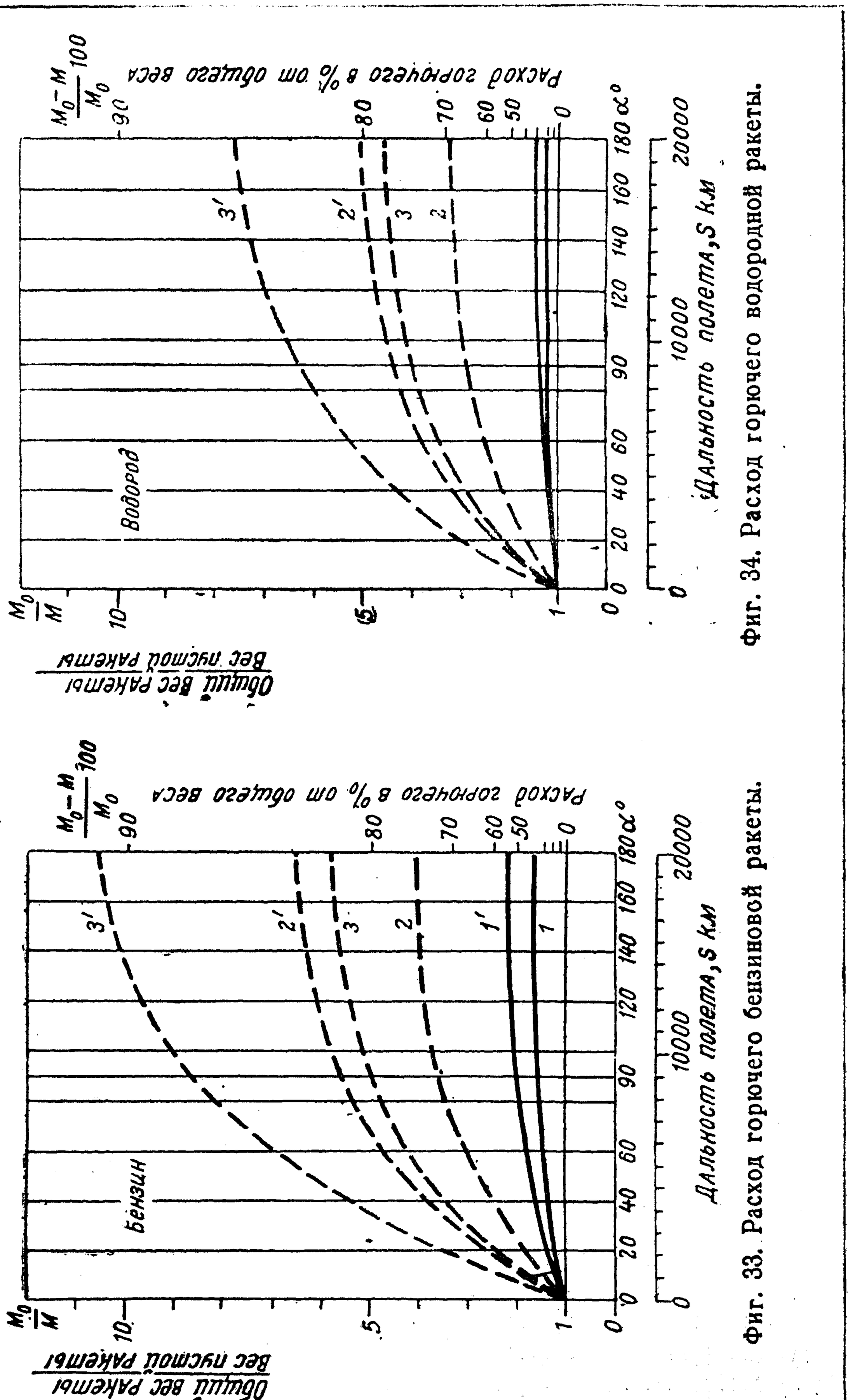
Для неподвижной земли мною вычислены радиусы действия ракет, имеющих заданную начальную скорость (фиг. 32), вне атмосферы. Наибольшая высота полета требуется для облета

четверти земного шара (1330 *км*); начальная скорость ракеты при этом равна уже 7,2 *км/сек*. Видно, что более дальние расстояния достигаются сравнительно легче, так как для облета всего земного шара требуется начальная скорость 7,9 *км/сек*, т. е. только на 0,7 *км/сек* больше. Для облета половины земного шара (если не выбирать ближнего пути) теоретически требуется также скорость 7,9 *км/сек*, а практически будут лететь по несколько растянутому эллипсу. На фиг. 33 дан расход горючего для бензиновой ракеты, а на фиг. 34 — для водородной; кривые без индекса означают расход горючего при теоретической скорости истечения для следующих случаев: а) берется



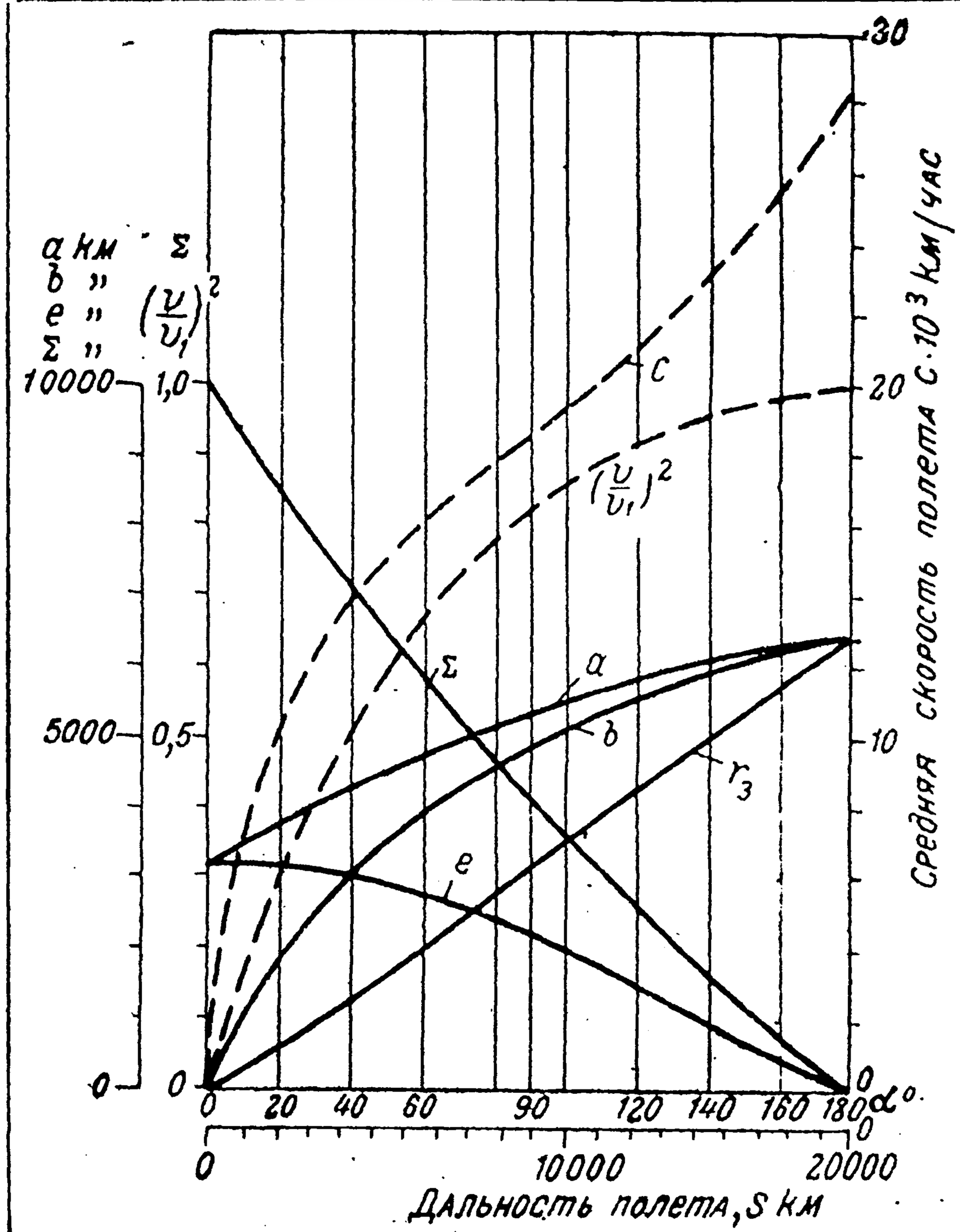
Фиг. 32. Радиусы действия далеко летающих ракет вне атмосферы.

с собою только горючее, воздух заимствуется из атмосферы, т. е. имеется воздушный реактивный двигатель; б) берется с собой горючее и жидкий кислород, а притягиваемый воздух употребляют для увеличения к.п.д. при малых скоростях полета; в) берется с собой опять горючее и жидкий кислород, но наружного воздуха не используют для увеличения к.п.д., т. е. это применяется на случай обыкновенной ракеты. Кривые с индексом означают то же самое, но в предположении, что в третьем случае скорость истечения равна 0,75 от теоретической, т. е. теряется $(1-0{,}75^2)\ 100 = 44\%$ от всей тепловой энергии, а в случаях первом и втором теряется столько же со всей энергии вообще. Видим, что для полета на расстояние, соответствующее 20° всей окружности земного шара, расход горючего (пренебрегая сопротивлением атмосферы и работой на поддержание навесу) требуется в первом случае 27%, во втором — 63% и в третьем — 73% от общего веса корабля; это расчет для бензина, а для водорода — соответственно 12, 56 и 67%.

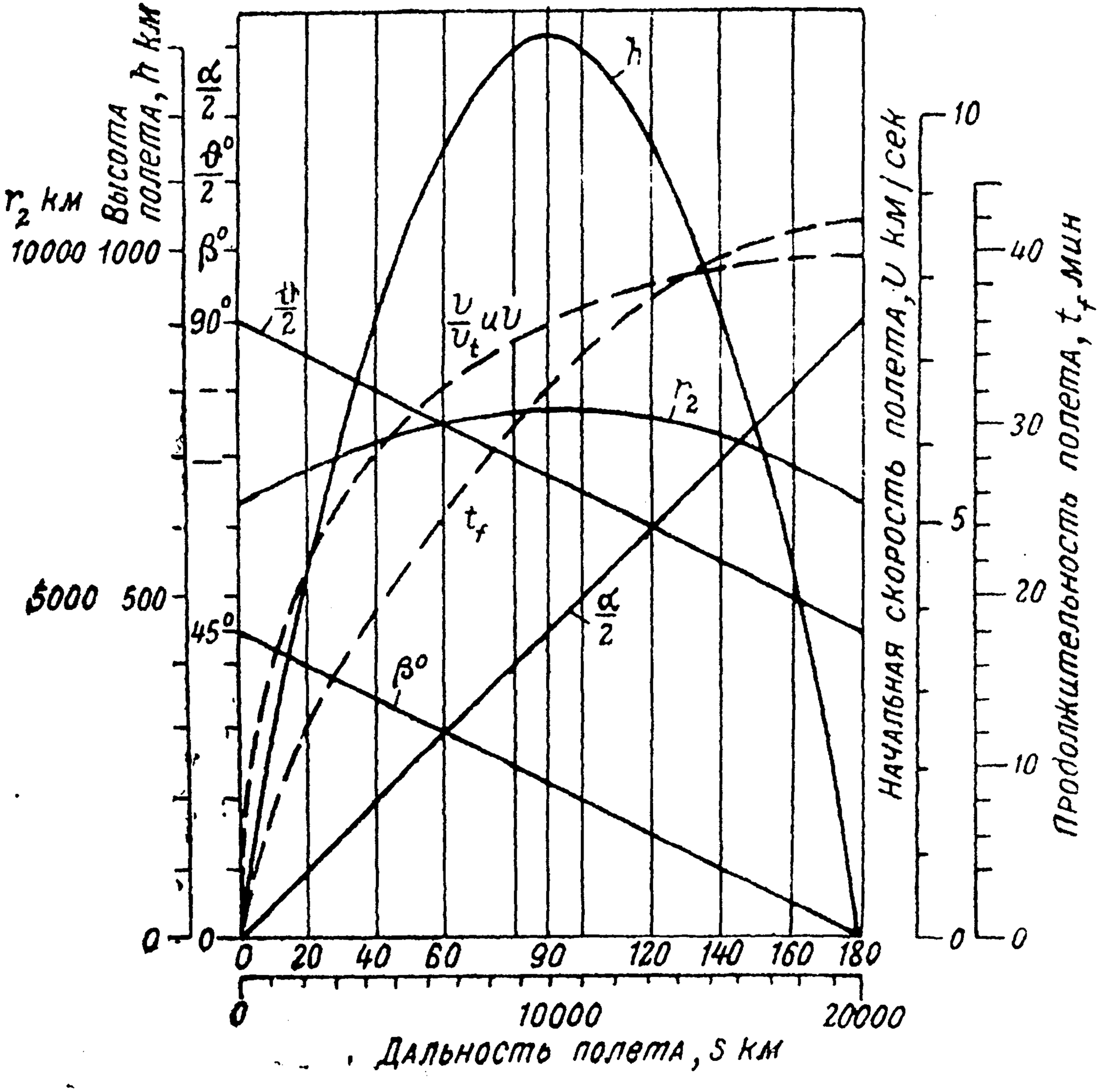


Фиг. 33. Расход горючего бензиновой ракеты.

Фиг. 34. Расход горючего водородной ракеты.



Фиг. 35. Элементы эллиптического пути далеко летающей ракеты.



Фиг. 36. Элементы эллиптического пути далеко летающей ракеты.

На фиг. 35 и 36 изображены следующие элементы пути: большая и малая полуоси a и b эллиптического пути полета, наибольшее и наименьшее расстояние от центра земли r_2 и r_3, наибольшая высота подъема над поверхностью земли h, угол подъема пути в начальной и конечной точках полета β, центральный угол, соответствующий дальности полета, α, угол от точки отлета до перигелия ϑ; эксцентриситеты пути Σ (относительный) и e (абсолютный); средняя скорость полета c; скорость в момент отлета v и длительность полета t.

Из фигур видно, что эллипсы сначала весьма узки для малых расстояний, а затем закругляются до круга при облете половины земного шара. Средняя скорость полета сначала быстро увеличивается, достигая уже для облета 20° (2200 *км*) 10 500 *км/час*. Длительность облета половины земного шара составляет всего лишь 41 мин.

Производя расчеты для вращающейся Земли, можно получить весьма значительную экономию вследствие вращения Земли вокруг своей оси и Солнца.

Полет ракет в атмосфере, а также вертикальный подъем за атмосферу уже освещен рядом авторов, как Циолковским, Оберт ом, Рыниным и др. Мало написано про полет далеко летающих ракет вне атмосферы, между тем как эта часть пути в ближайшем будущем будет играть громадную роль при перевозке спешных грузов и людей, а также и при переброске снарядов через межпланетное пространство с одного пункта земли на другой.

Для желающих глубже вникнуть в расчет полета далеко летающих ракет ниже приводятся формулы для определения всех величин, характеризующих полет, и рассматривается наивыгоднейший случай наибольшей дальности полета при данной начальной скорости, дающей наибольшую экономию в расходе топлива, т. е. дается расчет наиболее дешевого полета на 1 *км* покрытого расстояния.

Наивыгоднейшие пути. Элементы пути. Продолжительность полета

Путь представляет собой эллипс, в одном фокусе которого находится центр земного шара.

Полет можно характеризовать следующими величинами: дальностью полета или соответствующим углом обхвата земного шара; наибольшей высотой полета; начальной скоростью и начальным уклоном пути к горизонту; временем полета и необходимым расходом горючего для получения данной начальной скорости полета.

Для вычерчивания пути определим также и большую и малую полуоси и эксцентриситет эллипса.

Для удобства воспользуемся полярными координатами (фиг. 37).

Для данного участка пути введем обозначения:

r_1 — радиус-вектор эллипса в начальной и конечной точках полета;

$h = r_2 - r_1$ — наибольшая высота подъема ракеты;

ϑ — истинная аномалия начальной точки полета;

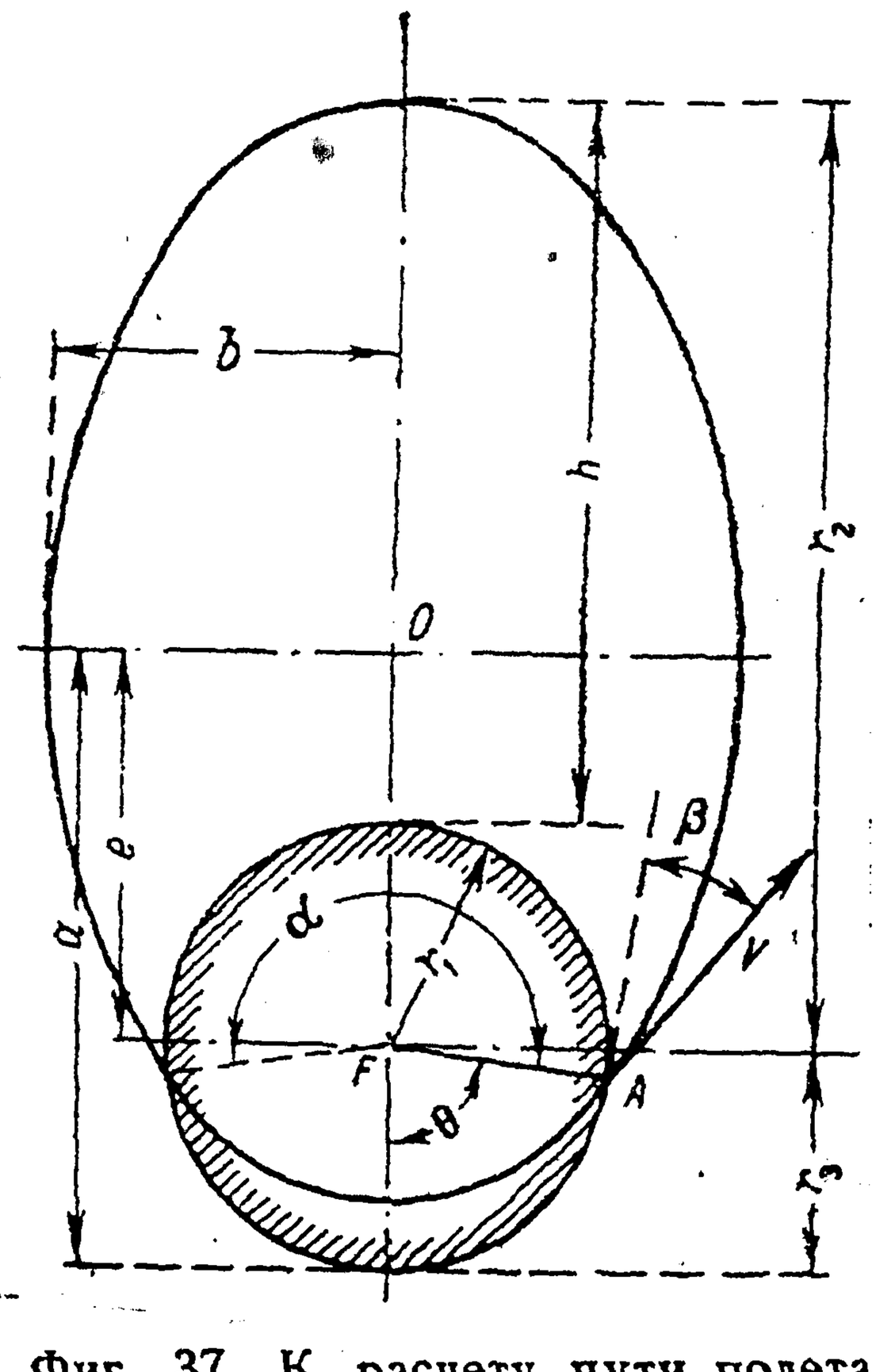
$v_з$ — скорость полета, необходимая для кружения по кругу вокруг земного шара ($v_з = 7{,}9$ *км/сек*);

s — дальность полета, измеренная на расстоянии r_1 от центра земли;

α° — центральный угол с вершиной в центре земли, соответствующий дальности полета s;

T — время полуоборота ракеты вокруг земли по ее эллиптическому пути полета, предполагая всю массу земли сосредоточенной в ее центре;

T_1 — время полуоборота вокруг земли по круговому пути на расстоянии r_1 от ее центра;



Фиг. 37. К расчету пути полета далеко летающих ракет.

t — время, потребное для полета с места отлета ракеты до перигелия эллипса;

t_f — продолжительность полета ракеты от начальной до конечной точки;

e — эксцентрическая аномалия начальной точки полета.

Тогда получаем из закона площадей, по которому радиус-вектор в равные промежутки времени описывает равные площади:

$$r_1 \cdot v \cos\beta = \frac{\pi a b}{T}. \qquad (1)$$

Далее имеем уравнение эллипса в полярных координатах:

$$r_1 = \frac{a - \Sigma e}{1 + \Sigma \cos\vartheta}, \qquad (2)$$

причем

$$e = \Sigma a; \tag{3}$$

$$r_2 = ae = a(1+\Sigma), \tag{4}$$

откуда

$$\Sigma = \frac{r_2 - a}{a} \tag{4a}$$

и

$$b = \sqrt{a^2 - e^2} = \sqrt{r_2(2a - r_2)} = \sqrt{r_2 r_3}; \tag{5}$$

далее по третьему закону Кеплера

$$\left(\frac{T}{T_1}\right)^2 = \left(\frac{a}{r_1}\right)^3. \tag{6}$$

Подстановкой e из (3) и (2) и Σ из (4а) в образовавшуюся формулу получаем

$$\cos\vartheta = \frac{a(2r_2 - r_1) - r_2^2}{r_1(r_2 - a)}. \tag{7}$$

Ракета обхватывает при своем полете часть окружности земного шара, соответствующую центральному углу:

$$\alpha = 360° - 2\vartheta°, \tag{8}$$

так что дальность полета, измеренная на шаре радиуса r_1, получается равной:

$$s = r_1\alpha° \frac{\pi}{180°} = \frac{\pi r_1}{90}(180° - \vartheta°). \tag{9}$$

Определим далее угол β подъема ракеты в начальной точке пути и начальную скорость v ракеты.

По свойствам эллипса нормаль AB (фиг. 38) к ее контуру делит угол между радиус-векторами AF_1 и AF пополам; искомый угол β равен BAF, так как угол между нормалями к эллипсу и кругу радиуса r_1 равен углу между соответствующими касательными. Далее сумма радиусов векторов AF и AF_1 равна $2a$:

$$AF + AF_1 = 2a.$$

Если введем обозначение $AF_1 = r_1'$, то получаем

$$r_1' = 2a - r_1. \tag{10}$$

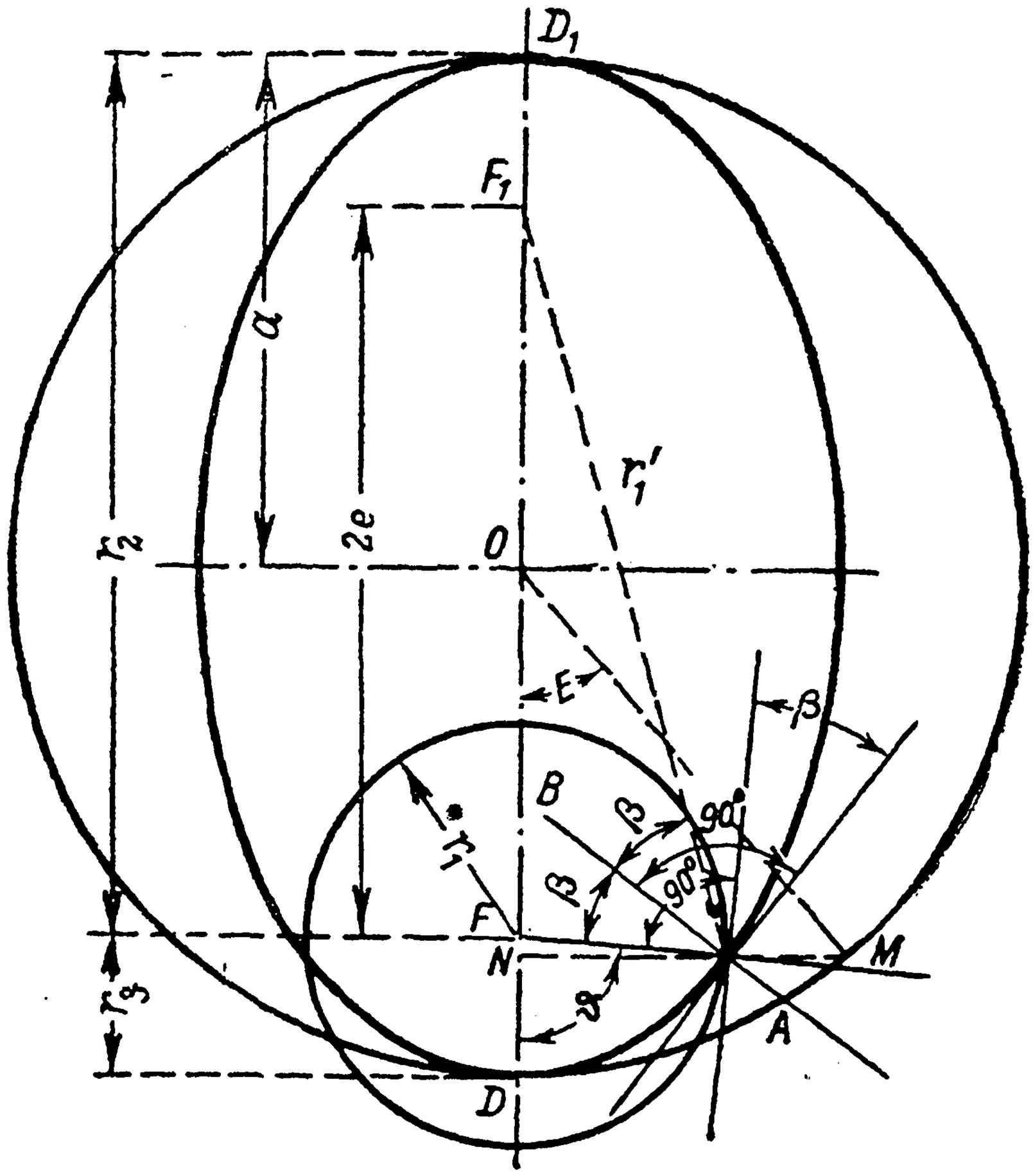
Далее находим из фиг. 38:

$$F_1F = 2l = (a - r_3). \tag{11}$$

Из треугольника F_1AF, в котором все три стороны известны, получаем полусумму сторон:

$$s = \frac{1}{2}(2a + 2a - r_3) = 2a - r_3 = r_2,$$

$$\cos\beta = \sqrt{\frac{s(s-2e)}{r_1' r_1}} = \sqrt{\frac{r_2(r_2 - 2a + 2r_3)}{(2a - r_1) r_1}} = \sqrt{\frac{r_2 \cdot r_3}{(2a - r_1) r_1}}. \quad (12)$$



Фиг. 38. К расчету пути далеко летающих ракет.

Начальную скорость ракеты находим теперь из формулы (1) подстановкой в нее b из (5), T из (6), $\cos\beta$ из (12) и, приняв еще во внимание, что

$$T_1 = \frac{\pi r_1}{v_3}, \quad (13)$$

получаем

$$v = \frac{\pi a b}{r_1 \cos\beta T} = \frac{\pi a \sqrt{r_2 r_3}}{r_1 \sqrt{\frac{r_2 r_3}{(2a - r_1) r_1}} \left(\frac{a}{r_1}\right)^{\frac{3}{2}} \frac{\pi r_3}{v_3}} = v_3 \sqrt{2 - \frac{r_1}{a}}. \quad (14)$$

Теперь у нас имеются всего пять независимых друг от друга уравнений, а именно:

$$e = r_2 - a, \tag{4}$$

$$\Sigma = \frac{r_2 - a}{a}, \tag{4a}$$

$$b = \sqrt{r_2(2a - r_2)}, \tag{5}$$

$$\cos\vartheta = \frac{a(2r_2 - r_1) - r_2^2}{r_1(r_2 - a)}, \tag{7}$$

$$v = v_3\sqrt{2 - \frac{r_1}{a}}. \tag{14a}$$

По этим уравнениям определяем семь величин: r_2, a, b, e, v, Σ и ϑ, имея, значит, для общего случая две независимые переменные.

Если мы рассмотрим наиболее выгодный случай наименьшей начальной скорости v для данной дальности полета или данного ϑ, то получим еще одно уравнение, и все величины будут функциями от одной лишь независимой переменной величины.

Для общего случая можно любые две величины принимать за независимые переменные, смотря по условиям задачи, и вычислять остальные величины.

Для случая полета с наименьшей начальной скоростью или, что то же самое, с наименьшей затраченной энергией для данной дальности полета рассмотрим пока ϑ как независимую переменную и определим r_2 так, чтобы при данном ϑ скорость v была наименьшей. Можем написать

$$\frac{dv}{dr_2} = \frac{dv}{da}\,\frac{da}{dr_2}, \tag{15}$$

причем v—минимальное, если $\frac{dv}{dr_2} = 0$.

Для нахождения производной a по r_2 преобразуем уравнение (7):

$$r_1\cos\vartheta(r_2 - a) = a(2r_2 - r_1) - r_2^2; \quad a = \frac{r_1 r_2\cos\vartheta + r_2^2}{2r_2 - r_1 + r_1\cos\vartheta}. \tag{7a}$$

Тогда получаем при $\vartheta = \text{const}$:

$$\frac{da}{dr_2} = \frac{(r_1\cos\vartheta + 2r_2)(2r_2 - r_1 + r_1\cos\vartheta) - 2.(r_1 r_2\cos\vartheta + r_2^2)}{(2r_2 - r_1 + r_1\cos\vartheta)^2} =$$

$$= \frac{2r_2^2 - (r_1\cos\vartheta + 2r_2)\, r_1(1 - \cos\vartheta)}{(2r_2 - r_1 + r_1\cos\vartheta)^2}. \tag{16}$$

Дифференцируя уравнение (14) по a, получаем

$$\frac{dv}{da} = \frac{v_3 r_1 a^{-2}}{2\sqrt{2-\frac{r_1}{a}}}.$$

Подстановкой (16) и (17) в (15), приравниванием к нулю и заменой a выражением (7а) получаем:

$$\frac{dv}{dr_2} = \frac{v_3 r_1}{2} \times$$

$$\times \frac{2r_2^2 - (r_1 \cos\vartheta + 2r_2)\cdot r_1(1-\cos\vartheta)}{(r_1 r_2 \cos\vartheta + r_2^2)^{\frac{3}{2}} [2r_1 r_2 \cos\vartheta + 2r_2^2 - 2r_1 r_2 + r_1^2(1-\cos\vartheta)]^{\frac{1}{2}}}. \quad (15а)$$

Это уравнение дает нам значения для r_2, при которых v — максимум или минимум. Этому условию удовлетворяет $r_2 = \infty$, что соответствует наибольшему v, а если числитель выражения (15а) приравнивать нулю, то получаем

$$r_2^2 - r_2 r_1(1-\cos\vartheta) - \frac{r_1^2}{2}\cos\vartheta(1-\cos\vartheta) = 0$$

или

$$r^2 = \frac{r_1}{2}(1-\cos\vartheta) \pm$$

$$\pm\sqrt{\frac{r_1^2}{4}(1-\cos\vartheta)^2 + \frac{r_1^2}{2}\cos\vartheta(1-\cos\vartheta)} =$$

$$= \frac{r_2'}{r_2''} = \frac{r_1}{2}(1-\cos\vartheta \pm \sin\vartheta) = \pm r_1\sqrt{2}\sin\frac{\vartheta}{2}\cos\left(\frac{\vartheta}{2} \mp 45°\right). \quad (18)$$

Из формулы (8) $\alpha = 360° - 2\vartheta°$ находим: $\alpha = 0$ при $\vartheta = \frac{360°}{2} = 180°$; $\frac{\vartheta}{2} = 90°$ и $\alpha = 180°$ при $\vartheta = \frac{180°}{2} = 90°$; $\frac{\vartheta}{2} = 45°$; отсюда у нас $90° \geqslant \frac{\vartheta}{2} \geqslant 45°$.

В табл. 2 вычислены для $0° \leqslant \alpha° \leqslant 360°$ отношения $r_2' : r_1$ и $r_2'' : r_1$. Из нее видим, что для $0° < \alpha° < 180°$ лишь $r_2' : r_1$ больше единицы, и полет соответствует наименьшей начальной скорости. Остальные случаи дают $r_2 < r_1$; они для полета с земли значения не имеют. Другое дело, если впоследствии потребуется переправить ракету в самом межпланетном пространстве из одного места в другое с наименьшей начальной ско-

ростью. Для случая $180° < \alpha° < 360°$ теоретически наиболее выгодным является полет по кругу вокруг земного шара; практически же можно в этом случае выбирать или круг, лежащий вне атмосферы, или эллипс, несколько возвышающийся над атмосферой.

Таблица 2

$\alpha°$	0	40	80	120	160	180
$\vartheta° : 2$	90	80	70	60	50	45
$r_2' : r_1$	1,000	1,140	1,206	1,134	1,080	1,000
$r_2'' : r_1$	1,000	0,800	0,562	0,318	0,0944	0

$\alpha°$	200	240	280	320	360
$\vartheta° : 2$	40	30	20	10	0
$r_2' : r_1$	0,907	0,683	0,439	0,201	0
$r_2'' : r_1$	−0,079	−0,183	−0,204	−0,141	0

Случай $r_2 : r_1 > 1$, $0 \leqslant \alpha° \leqslant 180°$ рассмотрим еще точнее (см. табл. 3). Здесь необходимо в формуле (18) выбирать верхний знак; тогда получаем

$$r_2' = r_2 = r_1 \sqrt{2} \sin\frac{\vartheta}{2} \sin\left(45° - \frac{\vartheta}{2}\right). \qquad (18a)$$

В табл. 3 даны в зависимости от центрального угла α, т. е. дальности полета, следующие величины:

Истинная аномалия в момент отлета $\vartheta°$.

Угол подъема в момент отлета $\beta°$.

Начальная скорость полета v.

Наибольшее расстояние ракеты от центра земли r_2 и наибольшая высота подъема над точкой отлета h, причем имеем:

$$h = r_2 - r_1 = \frac{r_1}{2}(\sin\vartheta - \cos\vartheta - 1) = r_1\sqrt{2}\cos\frac{\vartheta}{2} \times$$

$$\times \sin\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right). \qquad (19)$$

Таблица 3

$\alpha°$	0	20	40	60	80	90
$\vartheta° : 2$	90	85	80	75	70	67,5
$\beta°$	45	40	35	30	25	22,5
$v : v_3$	0	0,545	0,713	0,815	0,885	0,910
v, *км/сек*	0	4,305	5,63	6,14	6,99	7,18
r, *км*	6370	6875	7266	7535	7671	7690
$h = (r_2 - r_1)$, *км*	0	505	896	1165	1301	1320

$\alpha°$	100	120	140	160	180	
$\vartheta° : 2$	65	60	55	50	45	
$\beta°$	20	15	10	5	0	
$v : v_3$	0,930	0,962	0,982	0,995	1	
v, *км/сек*	7,35	7,60	7,75	7,85	7,90	
r, *км*	7671	7535	7266	6875	6370	
h, *км*	1301	1165	895	505	0	

На фиг. 32 показаны наивыгоднейшие пути полета, соответствующие данным табл. 3.

С целью нахождения наибольшей высоты h_{max} определим производную $dr_2 : d\frac{\vartheta}{2}$ и приравняем ее нулю. Из (12b) получаем

$$\frac{dr_2}{d\frac{\vartheta}{2}} = r_1\sqrt{2}\left[\cos\frac{\vartheta}{2}\cos\left(\frac{\vartheta}{2}-45°\right)-\right.$$

$$\left.-\sin\frac{\vartheta}{2}\sin\left(\frac{\vartheta}{2}-45°\right)\right]=0$$

или

$$\operatorname{ctg}\frac{\vartheta}{2}=\operatorname{tg}\left(\frac{\vartheta}{2}-45°\right);\ 90°-\frac{\vartheta}{2}=\frac{\vartheta}{2}-45°;$$

$$\frac{\vartheta}{2}=67\frac{1^\circ}{2};$$

$$\alpha=360^\circ-2\vartheta=360^\circ-270^\circ=90^\circ.$$

Отсюда видим, что наибольшая высота полета ракеты для случая наибольшей дальности полета при данной начальной скорости полета получается, если дальность полета равна одной четверти окружности земного шара. Определим еще высоту полета для этого случая. Подставляя $\vartheta:2=67{,}5^\circ$. в уравнение (18а), получаем:

$$h_{max}=r_1\sqrt{2}\cos 67{,}5^\circ\sin(67{,}5^\circ-45^\circ)=0{,}208r_1.$$

Принимая здесь $r_1=6\,370$ *км* для радиуса земного шара, получаем:

$$h_{max}=0{,}208\cdot 6370=1320\ км.$$

Из уравнения (7а) определим для любого угла ϑ большую полуось (a) эллипса, подставляя r_2, полученное из уравнения (18), и беря для нашего случая верхний знак; получаем:

$$a=\frac{r_1(1-\cos\vartheta+\sin\vartheta)\,(2\cos\vartheta+1-\cos\vartheta+\sin\vartheta)}{4\sin\vartheta}$$

или

$$a=\frac{r_1}{4\sin\vartheta}\left[(1+\sin\vartheta)^2-\cos^2\vartheta\right]=r_1\frac{2\sin\vartheta+2\sin^2\vartheta}{4\sin\vartheta},$$

или

$$a=\frac{r_1}{2}(1+\sin\vartheta)=r_1\cos^2\left(\frac{\vartheta}{2}-45^\circ\right). \qquad (7b)$$

Выразим и остальные величины через угол ϑ. Из уравнения (14) получаем, подставляя a из (7b), начальную скорость полета v:

$$v=v_3\sqrt{2-\frac{2}{1+\sin\vartheta}}=v_3\sqrt{2}\sqrt{\frac{\sin\vartheta}{1+\sin\vartheta}}=$$

$$=v_3\frac{\sqrt{\sin\vartheta}}{\cos\left(\frac{\vartheta}{2}-45^\circ\right)}. \qquad (14a)$$

Эксцентриситет Σ получаем из уравнения (4а) подстановкой r_2 и a из (18) и (7b), беря в (18) верхний знак:

$$\Sigma=\frac{r_2}{a}-1=\frac{1-\cos\vartheta+\sin\vartheta}{1+\sin\vartheta}-1=-\frac{\cos^2\vartheta}{1+\sin\vartheta};$$

$$\Sigma = \operatorname{tg}\left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ\right). \tag{4b}$$

Линейный эксцентриситет получается из уравнений (4), (18) и (7b):

$$e = r_2 - a = -\frac{r_1 \cos\vartheta}{2}. \tag{4c}$$

Малую полуось эллипса находим из уравнений (5), (18) и (7b), причем сначала определим и величину наименьшего радиуса вектора эллипса (r_3):

$$r_3 = 2a - r_2 = r_1(1 + \sin\vartheta) - \frac{r_1}{2}(1 - \cos\vartheta + \sin\vartheta);$$

$$r_3 = \frac{r_1}{2}(1 + \sin\vartheta + \cos\vartheta) = r_1\sqrt{2}\cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ\right)\sin\frac{\vartheta}{2}; \tag{20}$$

затем

$$b = \sqrt{r_2 r_3} = \frac{r_1}{2}\sqrt{(1+\sin\vartheta)^2 - \cos^2\vartheta} = r_1\sqrt{\frac{\sin\vartheta(1+\sin\vartheta)}{2}} =$$

$$= r_1\cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ\right)\sqrt{\sin\vartheta}. \tag{5a}$$

Угол наклона пути полета ракеты к горизонтали в начальной точке пути β получается из уравнений (12), (18), (7b) и (20), причем

$$2a - r_1 = r_1\sin\vartheta; \tag{21}$$

$$\cos\beta = \sqrt{\frac{(1-\cos\vartheta+\sin\vartheta)(1+\sin\vartheta+\cos\vartheta)}{2}} = \cos\pm$$

$$\pm\left(45^\circ - \frac{\vartheta}{2}\right); \tag{12a}$$

$$\beta = \pm\left(45^\circ - \frac{\vartheta}{2}\right);$$

здесь $\frac{\vartheta}{2} = 45^\circ$ и $\beta > 0$, так что требуется взять нижний знак, т. е. имеем

$$\beta = \frac{\vartheta}{2} - 45^\circ. \tag{12b}$$

Из этой формулы получаем для полета вокруг земного шара, т. е. для $\vartheta = 90^\circ$, угол $\beta = 0^\circ$, а для $\vartheta = 180^\circ$, т. е. для полета на короткое расстояние:

$$\beta = \frac{180^\circ}{2} - 45^\circ = 45^\circ.$$

Принимая во внимание уравнение (8), получаем также:

$$\beta = \frac{360° - \alpha}{4} 45° = 45° - \frac{\alpha°}{4}, \qquad (12c)$$

т. е. для $\vartheta = 180°$, $\beta = 45°$, получаем действительно $\alpha = 0°$, значит, полет на малые расстояния; а для $\vartheta = 90°$, $\beta = 0°$ получаем $\alpha = 4 \cdot 45° = 180°$, т. е. полет вокруг земного шара.

Из (12c) видим, что увеличение центрального угла α на 20° соответствует уменьшению наклона β на $\frac{20°}{4} = 5°$ для рассмотренных выше случаев наибольшей дальности полета при определенной начальной скорости.

Смотря по роду задачи, которую необходимо решить, можно выбирать и любую другую из величин r_2; r_3; h; a; b; Σ; e; α; β; ϑ; v как независимую переменную взамен ϑ, например, β или α.

Сопоставим все выведенные формулы для случая наибольшей дальности полета:

$$r_2 = \frac{r_1}{2}(1 - \cos\vartheta + \sin\vartheta) = r_1\sqrt{2}\sin\frac{\vartheta}{2}\sin\frac{\vartheta}{2} \times \times \cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right). \qquad (18b)$$

$$h = \frac{r_1}{2}(-1 - \cos\vartheta + \sin\vartheta) = r_1\sqrt{2}\cos\frac{\vartheta}{2}\sin\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right). \qquad (19)$$

$$r_3 = \frac{r_1}{2}(1 + \sin\vartheta + \cos\vartheta) = r_1\sqrt{2}\cos\frac{\vartheta}{2}\cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right). \qquad (20)$$

$$a - \frac{r_1}{2}(1 + \sin\vartheta) = r\cos^2\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right). \qquad (7b)$$

$$b = r_1\sqrt{\frac{\sin\vartheta\,(1+\sin\vartheta)}{2}} = r_1\sqrt{\sin\vartheta}\,\cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right). \qquad (5a)$$

$$e = -\frac{r_1}{2}\cos\vartheta. \qquad (4c)$$

$$\Sigma = \operatorname{tg}\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right). \qquad (4b)$$

$$\alpha° = 360° - 2\vartheta°. \qquad (8)$$

$$\beta° = \frac{\vartheta°}{2} - 45°. \qquad (12b)$$

$$v = v_3\sqrt{\frac{2\sin\vartheta}{1+\sin\vartheta}} = v_3\frac{\sqrt{\sin\vartheta}}{\cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right)}. \qquad (14a)$$

$$s = r_1 \frac{\pi}{180^\circ} \alpha^\circ = r_1 \frac{\pi}{90} (180^\circ - \vartheta^\circ). \qquad (9)$$

Здесь формулы таковы, что по любой заданной величине возможно определение угла ϑ, а затем и всех остальных величин.

Особенно простые формулы получаются, если все величины выразить через угол β. Из уравнения (12b) получаем

$$\frac{\vartheta^\circ}{2} = \beta^\circ + 45^\circ$$

или

$$\vartheta = 2\beta + 90^\circ. \qquad (12d)$$

Далее

$$r_2 = r_1 \sqrt{2} \cos(45^\circ - \beta) \cos\beta. \qquad (18c)$$

$$h = r_1 \sqrt{2} \sin(45^\circ - \beta) \sin\beta. \qquad (19a)$$

$$r_3 = r_1 \sqrt{2} \sin(45^\circ - \beta) \cos\beta. \qquad (20a)$$

$$a = r_1 \cos^2\beta. \qquad (7c)$$

$$b = r_1 \sqrt{\cos^2\beta} \cos\beta. \qquad (5b)$$

$$e = \frac{r_1}{2} \sin 2\beta. \qquad (4d)$$

$$\Sigma = \operatorname{tg}\beta. \qquad (4e)$$

$$\alpha^\circ = 180^\circ - 4\beta^\circ. \qquad (8a)$$

$$v = v_3 \frac{\sqrt{\cos 2\beta}}{\cos\beta}. \qquad (14b)$$

$$s = \frac{\pi r_1}{180^\circ} (180^\circ - 4\beta^\circ) = \pi r_1 - \frac{\pi r_1 \beta^\circ}{45^\circ}. \qquad (9a)$$

Обыкновенно будет дана дальность полета s, тогда получаем из формулы (9a):

$$\beta^\circ = \frac{45^\circ}{\pi r_1} (\pi r_1 - s) = 45^\circ - \frac{45^\circ s}{\pi r_1}. \qquad (9b)$$

Далее уже нетрудно определить все важные величины, характеризующие полет.

Длительность полета ракеты определяется уравнением Кеплера; имеем.

$$t = 2(T - t) \qquad (22)$$

и уравнение Кеплера:

$$t = \frac{T}{\pi} (E - \Sigma \sin E), \qquad (23)$$

причем время полуоборота T вокруг земного шара определяется уравнением (6):

$$T = T_1 \left(\frac{a}{r_1}\right)^{\frac{3}{2}} . \qquad (6a)$$

Эксцентрическая аномалия, встречающаяся в уравнении Кеплера, выражается через истинную аномалию ϑ и относительный эксцентриситет Σ формулой

$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-\Sigma}{1+\Sigma}}\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}, \qquad (24)$$

а геометрическое значение ее можно видеть из фиг. 38, если опустить из точки отлета A, лежащей на эллипсе, перпендикуляр AF на большую ось DD_1 эллипса и продолжить его до пересечения в точке M с окружностью, описанной около центра O эллипса радиусом $OD = a$. Соединим точки M и O прямой; тогда имеем: $\sphericalangle E = \sphericalangle MOD$.

Подстановкой a из уравнений (7b) и (7c) в (6a) получаем для случая наибольшей дальности полета при данной начальной скорости

$$T = T_1 \cos^3\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right) = T_1 \cos^3\beta. \qquad (6b)$$

Далее получаем подстановкой Σ из уравнений (4e) и ϑ из (12d) в (24)

$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-\operatorname{tg}\beta}{1+\operatorname{tg}\beta}} = \operatorname{tg}(\beta+45°) = \sqrt{\operatorname{tg}(45°-\beta)\cdot\operatorname{tg}(\beta+45°)}$$

или

$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\operatorname{tg}(\beta+45°)} = \sqrt{\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}} . \qquad (24a)$$

Отсюда можем еще вывести

$$\sin E = \frac{2\sqrt{\operatorname{tg}(\beta+45°)}}{1+\operatorname{tg}(\beta+45°)} = \frac{2\sqrt{\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}}}{1+\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}}, \qquad (24b)$$

а из уравнений (22) и (23) находим:

$$t_f = \frac{2T}{\pi}(\pi - E + \Sigma\sin E). \qquad (22a)$$

Пользуясь формулами (24b), (6a) и (22a), получаем легко длительность полета ракеты в зависимости от центрального угла $\alpha°$, пройденного при полете (табл. 4).

Таблица 4

$\alpha°$	0	20	40	60	80	90
$\vartheta° : 2$	90	85	80	75	70	67,5
sin E	0	0,544	0,712	0,816	0,882	0,910
$180° - E$	0	32°53′	45°28′	54°40′	61°50′	65°30′
Σ	1	0,8391	0,7002	0,5774	0,4663	0,414
$T : T_1$	0,355	0,451	0,550	0,650	0,745	0,790
$T_{\text{мин}}$	15,0	19,1	23,2	27,5	31,5	33,4
$t_f : T$	0	0,660	0,821	0,907	0,948	0,966
$t_{f\ \text{мин}}$	0	12,6	19,0	24,9	29,8	32,2
s, *км*	0	2230	4450	6690	8910	10000
$s\ \frac{1000\ км}{час}$	—	10,63	14,2	16,1	17,94	18,65

$\alpha°$	100	120	140	160	180	
$\vartheta : 2$	65	60	55	50	45	
sin E	0,930	0,964	0,984	0,996	1	
$180° - E$	68°30′	74°35′	79°40′	84°50′	90°	
Σ	0,3540	0,2680	0,1763	0,0875	0	
$T : T_1$	0,831	0,901	0,955	0,990	1	
T	35,2	38,1	40,4	41,8	42,3	
$t_f : T$	0,976	0,993	0,996	0,998	1	
t_f	34,4	37,8	40,2	41,6	42,3	
s	11 140	13 370	15 600	17 800	20 000	
c	19,46′	21,2	23,3	25,6	28,4	

Скорость полета v_3, необходимая для кружения по кругу радиуса $r_1=6370$ *км* вокруг земного шара, получается из условия равенства силы тяжести и центробежной силы, развиваемой при движении по кругу:

$$g=\frac{v_3^2}{r_1};\quad v_3=\sqrt{gr_1}=\sqrt{\frac{9{,}81}{1000}6370}=7{,}90\ км/сек.$$

Отсюда находим время полуоборота вокруг земного шара по кругу радиуса $r_1=6370$ *км:*

$$T_1=\frac{\pi r_1}{v_3};\quad T_1=\frac{6370}{7{,}90\cdot 60}=42{,}3\ мин.$$

Пройденный путь s, соответствующий центральному углу α, равен по формуле (9)

$$s=r_1\frac{\pi}{180^\circ}\alpha^\circ=6370\frac{\pi}{180^\circ}\alpha^\circ=111{,}4\alpha^\circ.$$

Соответствующая полету средняя скорость передвижения на земле равна

$$c=\frac{s}{t_f};\ s \text{ и } c \text{ также занесены в таблице 5.}$$

Таблица 5

	α°	0	20	40	60	80	90
Бензин	v, *км/сек*	0	4,395	5,63	6,44	6,99	7,18
	3. $\frac{M_0}{M}=e^{\frac{v}{4,45}}$	1	2,63	3,54	4,25	4,80	5,01
	2. $\frac{M_0}{M}=\left(\frac{v}{4,45}\right)^2+1$	1	1,939	2,60	3,10	3,46	3,61
	1. $\frac{M_0}{M}=\left(\frac{v}{9,38}\right)^2+1$	1	1,212	1,360	1,470	1,557	1,587
Водород	3. $\frac{M_0}{M}=e^{\frac{v}{5,18}}$	1	2,29	2,96	3,46	3,85	3,96
	2. $\frac{M_0}{M}=\left(\frac{v}{5,18}\right)^2+1$	1	1,833	2,18	2,55	2,82	2,92
	1. $\frac{M_0}{M}=\left(\frac{v}{15,52}\right)^2+1$	1	1,077	1,132	1,172	1,203	1,214

Продолжение

	α°		100	120	140	160	180
Бензин	v, *км/сек*		7,35	7,60	7,75	7,85	7,90
	3. $\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{4,45}}$		5,20	5,51	5,69	5,83	5,89
	2. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{4,45}\right)^2 + 1$		3,73	3,94	4,04	4,13	4,16
	1. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{9,38}\right)^2 + 1$		1,616	1,658	1,683	1,700	1,710
Водород	3. $\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{5,18}}$		4,13	4,33	4,45	4,54	4,59
	2. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{5,18}\right)^2 + 1$		3,02	3,16	3,25	3,30	3,33
	1. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{15,52}\right)^2 + 1$		1,225	1,240	1,250	1,256	1,260

Расход горючего

Наименьшее количество горючего, которое может потребоваться для данной дальности полета и при данной относительной скорости истечения газов, получается для случая весьма больших ускорений ракеты, если при этом сопротивлением воздуха можно пренебрегать. Этот случай дает нам нижний предел для расхода горючего, и с ним необходимо сравнивать все действительно получающиеся расходы горючего, для того чтобы получить представление о достигнутом.

Для этого предельного случая имеется уравнение

$$\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{w}}, \tag{26}$$

где w—относительная скорость истечения газов по отношению к ракете;

M_0 и M—массы полной и порожней ракеты;

e—основание натуральных логарифмов (не смешивать с эксцентриситетом эллиптического пути полета!);

v—начальная скорость полета ракеты вне атмосферы.

Кроме ракет с постоянной скоростью истечения, выше рассмотрены ракеты, приспособленные к летанию в воздухе с использованием наружного атмосферного воздуха. У этих ракет скорость истечения воздуха может быть переменной величиной.

Мои последние исследования в этой области доказывают несомненную возможность осуществления таких ракет с весьма большим к.п.д.

Для этих ракет получается еще более низкий предел расхода горючего, так как здесь в пределе вся энергия, содержащаяся в горючем, может быть превращена в кинетическую энергию ракеты. Ввиду того, что в раструбе ракеты расширение воздуха может быть доведено до весьма низких температур и давлений со вторичным сжатием до давления атмосферного воздуха, возможно притекание тепла с наружного воздуха к месту низкой температуры. При условии охлаждения вторично сжимаемой струи жидким воздухом получается возможность частичного использования тепла наружного атмосферного воздуха в ракете сверх тепла, полученного от горючего материала.

Не рассматривая здесь этой последней возможности, получаем для ракеты, приспособленной к летанию в воздухе, нижний предел для расхода горючего; приравнивая кинетическую энергию ракеты работе, эквивалентной теплоте, содержащейся в расходованном горючем, получаем:

$$\frac{H}{A}(M_0 - M)g = M\frac{v^2}{2}, \tag{27}$$

где H — теплотворная способность горючего на 1 *кг* продуктов горения, в случае если кислород для горения берут с собой, и на 1 *кг* самого горючего в случае, если инжекторным действием или иным способом нагнетают атмосферный воздух в пространство сгорания, беря с собой лишь горючее;

$\frac{1}{427} = A$ — механический эквивалент тепла;

g — ускорение тяжести на поверхности земли.

В формулу (27) можно ввести максимальную скорость истечения

$$\frac{w^2}{2g} = \frac{H}{A}, \tag{28}$$

где w — реальная величина, если кислород берут с собой, а в случае если взято с собой только горючее, то w — чисто расчетная величина.

Из формул (27) и (28) получаем:

$$\frac{M_0-M}{M}=\frac{v^2}{w^2} \text{ или } \frac{M_0}{M}=1+\frac{v^2}{w^2}, \qquad (27a)$$

а из (28) находим

$$w=\sqrt{2g\frac{H}{A}}=\sqrt{2\cdot 981\cdot 427\,H}=91{,}5\sqrt{H}. \qquad (28a)$$

Количество израсходованного горючего равно M_0-M, а его отношение к конечной массе ракеты:

$$\frac{M_0-M}{M}.$$

Числовые значения для отношения начальной массы к конечной ($M_0 : M$) вычислены в табл. 5 для двух разных горючих: для бензина и для жидкого водорода.

Для бензина принято: теплотворная способность на 1 *кг* $H_б = 10\,500$ *кал/кг;* количество воздуха, потребное для сжигания 1 *кг* бензина, 14,9 *кг;* процентное содержание кислорода в воздухе 23,1%.

Тогда теплотворная способность бензина на 1 *кг* продуктов сгорания (при горении в чистом кислороде) получается равной:

$$H=\frac{10\,500}{14{,}9\cdot 0{,}231+1}=2370 \text{ } кал/кг.$$

Максимальные скорости истечения, соответствующие $H_б$ и H:

$$w=91{,}5\sqrt{10\,500}=9380 \text{ } м/сек$$

и

$$w=91{,}5\sqrt{2370}=4450 \text{ } м/сек.$$

Аналогичным образом получаем для водорода

$$H_{H_2}=28\,900 \text{ } кал/кг \text{ } H_2 \text{ и } H=\frac{28\,900}{9}=3210 \text{ } кал/кг \text{ } H_2O,$$

откуда

$$w=91{,}5\sqrt{28\,900}=15520 \text{ } м/сек$$

и

$$w=91{,}5\sqrt{3210}=5180 \text{ } м/сек.$$

В табл. 5 даны нижние пределы для расхода горючего для указанных выше случаев. Мы видим, что необходимые количества горючего материала удивительно малы: для случая облета

всего земного шара, т. е. достижения первой космической скорости, расход горючего, если использована вся энергия, содержащаяся в горючем, составляет для бензина $\left(1-\frac{1}{1,71}\right)100=$ $=41,5\%$, а для водорода $\left(1-\frac{1}{1,26}\right)\cdot 100=20,6\%$ от общего начального веса ракеты.

Ракеты могут забрать с собой много больше горючего материала, в особенности если включить в это количество часть самой ракеты в качестве горючего материала *.

Для наиболее близкого подхода к наиболее выгодным пределам расхода горючего можно, как уже выше указано, решить следующую практическую задачу. Предположим, что мы часть воздуха для горения заимствуем из земной атмосферы, а недостающую в высоких слоях атмосферы часть воздуха заменяем кислородом, взятым с собой. Тогда необходимо найти тот путь, те скорости и расходы взятого с собой кислорода, которые дают наиболее близкий подход к идеальному случаю. Можно также, считаясь с ценами, указать те величины, которые соответствуют наиболее дешевому полету для данного конечного веса ракеты и данной высоты или дальности полета.

Скорости истечения, практически полученные проф. Годдардом в Америке в 1919 г. (см. книгу проф. H. Oberth «Die Rakete zu den Planetenräumen», 1925, стр. 90—91), для пороха следующие: для бездымного пороха «Infallible» скорость истечения w — до 2434 *м/сек*, теплота сгорания $H=1238,5$ *кал/кг;* для пистолетного пороха № 3 скорость истечения $w=2290$ *м/сек*; теплота сгорания $H=972,5$ *кал/кг*.

---

* Мысль об использовании твердого строительного материала ракеты в качестве горючего мною была высказана впервые публично в декабре 1923 г. на моей лекции в теоретической секции Московского общества любителей астрономии и мною была напечатана соответствующая статья в июле 1924 г. в № 13 журнала «Техника и жизнь», а 8 июня 1924 г. высказана та же мысль в моем заявлении в Комитете по делам изобретений. Но в рукописи от 11 марта 1909 г. у меня уже встречается мысль о желательности использования всей массы ракеты в качестве горючего. Та же мысль мною всегда высказывалась, когда заходил спор с родственниками и товарищами о возможности межпланетных путешествий. В 1917 г. мне изготовили на заводе тигель для опытов по сжиганию расплавленного металла. Числовые значения теплотворной способности окиси магния и других материалов встречаются у меня в рукописи впервые 11 января 1918 г. Я считаю поэтому, что, насколько мне известно, я был первым, высказавшим эту мысль, и я первый опубликовал ее. Рукопись Кондратюка начаты в 1916 г., и его книга «Завоевание межпланетных пространств» появилась лишь в 1929 г. На ряде лекций, читанных мною в 1924 и 1925 гг. в разных городах публично, мною был также разъяснен принцип применения метода сжигания твердого строительного материала на примере проекта моего собственного межпланетного корабля-аэроплана.

Пользуясь этими данными, мы можем определить по формуле (28а) теоретические скорости истечения:

$$w_{\max}=91{,}5\sqrt{H};$$

далее отношение практической скорости истечения к теоретической:

$$\xi=\frac{w}{w_{\max}}, \tag{29}$$

а также и термический к. п. д., равный

$$\eta_t=1-\left(\frac{w}{w_{\max}}\right)^2=1-\xi^2. \tag{30}$$

Получаем для бездымного пороха

$$w_{\max}=91{,}5\sqrt{1238{,}5}=3210\ м/сек;$$

$$\xi=\frac{2434}{3210}=0{,}76,$$

$$\eta_t=1-0{,}76^2=0{,}423;$$

для пистолетного пороха № 3

$$w_{\max}=91{,}5\sqrt{972{,}5}=2850\ м/сек;$$

$$\xi=\frac{2290}{2850}=0{,}803;\ \eta_t=1-0{,}803^2=0{,}355.$$

Если принимать для случаев сгорания бензина или водорода с кислородом $\xi=0{,}75$, то получаем для практических скоростей истечения продуктов сгорания бензина с кислородом: $w=0{,}75\sqrt{4450}=3340$ *м/сек*; водорода с кислородом: $w=0{,}75\times\sqrt{5180}=3380$ *м/сек*. Расчетные скорости в случае притягивания внешнего воздуха для горения: для бензина $w=0{,}75\sqrt{9380}=7040$ *м/сек*; для водорода $w=0{,}75\sqrt{15\,520}=11\,650$ *м/сек*.

С этими данными вычислена табл. 6, которая дает в связи с табл. 5 представление о влиянии термического к.п.д. на расход горючего.

Таблица 6

	α	0	20	40	60	80	90
Бензин	$3'.\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{3,34}}$	1	3,64	5,39	6,88	8,11	8,60
	$2'.\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{3,34}\right)^2 + 1$	1	2,67	3,85	4,73	5,38	5,63
	$1'.\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{7,04}\right)^2 + 1$	1	1,376	1,640	1,839	1,990	2,04
Водород	$3'.\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{3,88}}$	1	3,04	4,27	5,25	6,05	6,35
	$2'.\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{3,88}\right)^2 + 1$	1	2,24	3,10	3,75	4,25	4,43
	$1'.\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{11,65}\right)^2 + 1$	1	1,138	1,235	1,306	1,360	1,381

	α		100	120	140	160	180
Бензин	$3'.\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{3,34}}$		9,02	9,75	10,18	10,48	10,66
	$2'.\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{3,34}\right)^2 + 1$		5,85	6,20	6,40	6,54	6,61
	$1'.\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{7,04}\right)^2 + 1$		2,09	2,165	2,22	2,24	2,26
Водород	$3'.\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{3,88}}$		6,65	7,11	7,35	7,57	7,68
	$2'.\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{3,88}\right)^2 + 1$		4,60	4,85	5,00	5,09	5,15
	$1'.\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{11,65}\right)^2 + 1$		1,400	1,426	1,442	1,455	1,460

С целью получения более полной картины относительно изменения всех величин с пройденным расстоянием в табл. 7 вычислены еще величины.

$$a = r_1 \cos^2\beta = 6370 \cos^2\beta;\ b = r_1 \sqrt{\cos 2\beta}\cos\beta = 6370\sqrt{\cos 2\beta}\cos\beta;\ e = r_2 - a;\ r_3 = 2a - r$$

и отношение $(v : v_3)^2$, пропорциональное кинетической энергии, сообщенной ракете в начале полета.

На фиг. 35 и 36 представлены все величины, характеризующие наиболее дальний полет для определенного расхода горючего в их зависимости от дальности полета по данным табл. 3 и 7.

Таблица 7

α°	0	20	40	60	80	90
a, км	3185	3738	4274	4777	5232	5436
b	0	2036	3050	3900	4635	4950
e	3185	3137	2992	2758	2439	2254
r_3	0	601	1282	2019	2793	3182
$(v : v_3)^2$	0	0,298	0,510	0,665	0,785	0,830
μ	—	1,580	1,540	1,576	1,628	1,640

α°	100	120	140	160	180
a, км	5620	5943	6177	6321	6370
b	5245	5735	6090	6300	6370
e	2051	1592	1089	554	0
r_3	3569	4351	5088	5767	6370
$(v : v_3)^2$	0,867	0,929	0,967	0,990	1,000
μ	1,655	1,683	1,700	1,710	1,720

Из фиг. 36 усматриваем линейную зависимость между дальностью полета s и величинами α, ϑ и β; далее параболическую зависимость для h, а также сильное возрастание начальной скорости v для малых расстояний s и весьма незначительное для расстояний, бо́льших 6000 *км*.

Величина $(v : v_з)^2$, пропорциональная кинетической энергии ракеты в момент отлета, сильно возрастает до пройденных расстояний в 7000—8000 *км* и мало для бо́льших расстояний, откуда следует, что более дальние полеты будут на 1 *км* пройденного пути дешевле, чем полеты на короткие расстояния. Из табл. 7 видим, что для облета одной четверти земного шара $\alpha = 90°$, $s = 10\,000$ *км*, — требуется сообщить ракете 83% той энергии, которую должна иметь ракета для облета половины земного шара.

На фиг. 33 и 34 нанесены кривые необходимого расхода горючего в зависимости от дальности полета. И здесь мы видим ту же картину, ввиду того, что расход горючего для ракеты с постоянным к.п.д. пропорционален v, а для ракеты с постоянной скоростью истечения приближенно пропорционален v. Далее бросается в глаза большая выгода, которая получится от применения ракет, берущих воздух для горения из атмосферы, если это при более детальном рассмотрении полета ракеты в атмосфере окажется в достаточной степени возможным.

Далее видим из фиг. 33 и 34, что в данных пределах скоростей законы экспотенциальный и квадрата скоростей дают кривые расхода, весьма похожие друг на друга, и только абсолютная величина расхода — другая. В табл. 7 дано отношение расхода горючего в ракете с постоянной скоростью истечения к расходу при утилизации определенной части энергии:

$$\mu = \frac{M_0' - M}{M_0 - M} = \frac{\frac{M_0'}{M} - 1}{\frac{M_0}{M} - 1} = \frac{e^{\frac{v}{3{,}34}} - 1}{\frac{v^2}{3{,}34^2}},$$

где M_0' — начальная масса ракеты при экспоненциальном законе,

M_0 — при квадратном законе для одной и той же массы M порожней ракеты.

Из табл. 7 видно, что данное отношение у нас меняется для центральных углов α от 20 до 180° в пределах от 1,54 до 1,72. При этом имеем $v_{max} : w = 7{,}9 : 3{,}34 = 2{,}37$.

Разлагая $e^{\frac{v}{w}}$ в ряд, можем для любого w вывести формулу

$$\mu = \frac{M_0' - M}{M_0 - M} = \frac{w}{v} + \frac{1}{2} + \frac{v}{6w} + \frac{1}{4}\left(\frac{v}{w}\right)^2 + \frac{1}{5}\left(\frac{v}{w}\right)^2 + \ldots \qquad (31)$$

Для $v=0$ и для $v=\infty$ получаем $\mu=\infty$.

Кривая имеет минимум, положение которого находим, приравнивая первую производную выражения $(M_0-M):(M_0-M)$ по $v:w$ нулю.

Тогда получим

$$\frac{d\mu}{d\,\frac{v}{w}}=\frac{e^{\frac{v}{w}}\left(\frac{v}{w}\right)^2-(e^{\frac{v}{w}}-1)\,2\,\frac{v}{w}}{\left(\frac{v}{w}\right)^4}=0$$

или

$$f\left(\frac{v}{w}\right)=e^{\frac{v}{w}}\frac{v}{w}-2e^{\frac{v}{w}}+2=0. \qquad (32)$$

Это — трансцендентное уравнение, решение которого дает $\frac{v}{w}=1{,}590$; $\mu_{min}=1{,}542=\frac{1}{0{,}618}$.

Отсюда видим, что в среде, свободной от тяжести, ракета с постоянной скоростью истечения наиболее близко подходит к ракете, вполне утилизирующей энергию скорости w, если полученная скорость полета равна $v=1{,}590\ w$; она утилизировала тогда за период ускорения $64{,}8\approx 65\%$ от всей энергии, соответствующей скорости v.

При особо малых и особо больших значениях $v:w$ ракета с постоянной скоростью истечения особенно невыгодна.

У нас выгода от применения ракеты с постоянным к.п.д. особенно сильно возрастает лишь для дальности полета, меньшей 2200 *км* ($\alpha=20°$).

Все выведенные формулы относятся прямо только к неподвижной косрдинатной системе с началом координат в центре Земли. Ввиду того что Земля вращается, необходимо принимать во внимание скорости вращения точек отлета и прибытия ракеты. Тогда найдем величину известного из теории балистики отклонения пути: на северном полушарии ракета отклоняется направо, на южном — налево. Скорости, которые должны быть сообщены ракете, получаются из треугольника скоростей: абсолютной — по отношению к неподвижной координатной системе; относительной — по отношению к поверхности земли и скорости передвижения самой точки Земли, с которой происходит взлет ракеты.

Полеты на восток, для которых суммируются относительная скорость и скорость вращения Земли, дают более дальние полеты, а на запад, наоборот, более короткие полеты, чем найденные выше. Угол подъема и начальная абсолютная скорость

должны также несколько меняться для получения наиболее дальнего полета при данном расходе горючего.

Подойдя еще ближе к практике, можно учитывать сопротивление воздуха и влияние силы тяжести. Но из табл. 6 мы уже видим, что для случая использования атмосферного воздуха для сгорания и увеличения к.п.д. ракеты возможно взять с собой весь горючий материал в жидком виде, т. е. не требуется использования металлов в качестве топлива. В случае же использования металлов для части полета, лежащей внутри атмосферы, с оставлением жидкого горючего для полета вне атмосферы, перелет на дальние расстояния и даже вылет в межпланетное пространство с отделением от Земли будет в значительной мере облегчен.

ПРОБЛЕМЫ СВЕРХАВИАЦИИ И ОЧЕРЕДНЫЕ ЗАДАЧИ ПО ПОДГОТОВКЕ К МЕЖПЛАНЕТНЫМ ПУТЕШЕСТВИЯМ*

В докладе рассматривается сначала влияние давления, температуры, плотности и состава атмосферы на возможность вылета из нее, затем методы для увеличения мощности авиационных двигателей на больших высотах; как нововведение предлагаются особые тепловые инжекторы взамен нагнетателей, двигатели высокого давления, работающие жидким кислородом и горючим, а также особые комбинации двигателя с ракетой. Далее даются результаты расчета реактивного двигателя на 1500 *кг* осевого давления; рассматриваются разного рода воздушные реактивные двигатели, новые круговые рабочие циклы их, условия их действия, работа на металлическом топливе и выгода от применения последнего; предлагаются схемы конструкций ракет и аэропланов, дающих возможность использования твердого топлива, представляющего до сгорания часть конструкции. Затем даются результаты расчета подъема аэроплана с ракетой, кривые радиусов действия ракет, облетающих бо́льшую часть земного шара; перечисляются главные задачи сверхавиации и дается обзор работам, которыми необходимо заниматься уже теперь для подготовки к межпланетным путешествиям.

Составим краткую общую сводку проблем сверхавиации. Задаче сверхавиации, т. е. достижению высших слоев атмосферы и временным вылетам из атмосферы, соответствует задача достижения скорости полета 7,9 *км/сек*, при которой получается кружение вокруг земного шара, т. е. полная безопасность от обратного падения на Землю. Эта скорость может быть снижена благодаря вращению Земли до 7,9—0,46=7,44 *км/сек* в том случае, если пускать ракету на экваторе по направлению с запада на восток. В случае если удастся использовать водород атмосферы на большой высоте, задачу сверхавиации можно будет считать решенной при достижении скорости полета 3—3,5 *км/сек* на высоте приблизительно 60 *км*.

---

* Статья представляет собой краткое содержание доклада, написанного автором на эту тему, и последние страницы этой рукописи, содержащие общую сводку проблем сверхавиации. *Прим. ред.*

Для решения этой задачи необходимы следующие исследования:

1. В области винтомоторной группы: исследование центробежных нагнетателей с увеличенным охлаждением и с числом ступеней бо́льшим двух, с устройством карбюратора между ступенями; двигателей увеличенных размеров с добавлением кислорода в состав горючей смеси и с увеличенной степенью сжатия; исследование двигателей высокого давления, работающих на жидком кислороде, внутреннего и внешнего сгорания и также их деталей; замена нагнетателей струйными нагнетателями (тепловыми инжекторами); исследование комбинации обыкновенного двигателя с воздушным реактивным двигателем с помещением последнего на концы винта или неподвижно в самолете; исследование двигателей, изготовленных из сжигаемых металлов и построенных на один полет.

2. В области реактивных двигателей: исследование двигателей, работающих прямым действием с постоянной скоростью истечения на разном топливе; исследование таких же двигателей с обратным конусом для увеличения скорости истечения и охлаждаемых воздухом, жидким топливом или водой; исследование двигателей, использующих теплоту наружного воздуха при условии охлаждения его до весьма низкой температуры; исследование воздушных реактивных двигателей с предварительным сжатием и прямым истечением или обратным конусом для увеличения скорости истечения; исследование таких же двигателей с присасыванием воздуха, причем последнее происходит с ударом или без удара; исследование двигателей; сжимающих воздух для горения струйным нагнетателем; исследование сжигания смеси $2H_2$ и O_2, которая предполагается находящейся на высоте 60 *км* при давлениях приблизительно от 10^{-4} до 1 *ат*; исследование действия ракет совместно с моделями самолетов.

3. В области топлива и материала: исследование твердого топлива, в частности, также металлического с целью использования в реактивных двигателях и отчасти в двигателях авиационного типа; исследование газов, сжижающихся при низкой температуре, на их пригодность в качестве горючего и охлаждающего средства; исследование твердых горючих материалов большой крепости и вязкости с последующим расплавлением или растворением их; исследование сосудов для расплавления металлов и масс; исследование качества материалов при низких температурах; изыскание методов для повышения температуры охлажденных частей межпланетного корабля.

4. Исследование нагревания передней стороны деталей при больших скоростях полета; обдув таких поверхностей холодным воздухом, полученным при низком давлении в обратном конусе.

5. В области конструкции ракет и аэропланов: исследование ракет одинарного типа и ракет, снабженных боковыми ракетами и сосудами, составных ракет, ракетных поездов; исследование конструкций самолетов со сжигаемыми частями и конструкций для передвижения отдельных частей самолета.

6. В области исследования высших слоев атмосферы: пуск ракет и самолетов; запись отсчетов ракет по радио.

7. В области гигиены летчика: разработка приборов для выделения кислорода и абсорбции углекислоты; устройство кабины для летчика, методы для очистки наблюдательных окон.

8. Теоретические исследования траектории полета, разработка приборов, показывающих напряжения в материалах.

Работами по этим пунктам мы сможем приготовиться не только к временным вылетам из земной атмосферы, но и к межпланетным путешествиям. Но для решения последней задачи вопрос надо поставить шире. Поэтому рассмотрим еще те вопросы, которые не будут связаны со сверхавиацией, а относятся только к подготовке к межпланетным путешествиям.

На первом плане стоят здесь опыты по очищению воздуха в помещениях, в которых потребуется пребывать не несколько часов, а несколько месяцев. Этот вопрос можно в известной степени разрешить на земле; для этого требуется поместить во вполне закрытое помещение человека или сначала каких-нибудь животных с аппаратами для возобновления воздуха. Возможно найти химические круговые процессы, в которых углекислота поглощается некоторым веществом, а затем опять отдается им, но в другом месте; кислород может быть взят в сосудах, находящихся под большим давлением. Этим вопросом лучше всего заняться нашим химикам, врачам. Можно, например, использовать сильный холод, имеющийся в межпланетном пространстве, для выделения всех нежелательных газов из воздуха. Это может быть испытано на земле в лабораторной обстановке. Требуются также приборы, регулирующие подачу свежего кислорода.

Затем можно производить опыты по предохранению от метеоров. Скорость метеоров очень велика: в среднем от 40 до 50 *км/сек*. О достижении таких скоростей опытным путем нельзя и думать, поэтому необходимо будет работать при малых скоростях, а затем уже пользоваться аналогией. Лучшим способом будет постройка такого прибора, который будет отклонять быстро летающие метеоры от межпланетного корабля. Мое предложение: отклонять метеоры действием электронного потока так называемых катодных лучей малой скорости, исходящего от шара, заряженного отрицательным электричеством. Внутри этого шара межпланетный корабль будет в безопасности. Чем меньше скорость лучей, тем больше произведенное ими давле-

ние при данной затраченной энергии. Этими лучами можно заряжать метеоры, которые приближаются к шару; заряженные одноименным электричеством, они будут от последнего отклоняться. Вычисления показали, что мелкая пыль и метеоры диаметром до 1 *см* этим методом могут быть отклонены, если они со своих острых углов не слишком быстро будут излучать электроны. Было бы весьма желательно производить эти опыты в возможно бо́льшей пустоте. Большие метеоры встречаются весьма редко и вероятность пробивания ими межпланетного корабля будет повторяться лишь через каждые 10—60 лет.

Что касается пищевых продуктов, то их на первое время можно будет взять с собою; но ввиду того что могут случиться непредвиденные задержки, весьма необходимо будет производство опытов с оранжереей авиационной легкости. Первые опыты мною были произведены в 1915—1917 гг. Я вырастил в древесном угле, который в 3—4 раза легче обыкновенной почвы, горох, капусту и некоторые другие овощи. Опыты показали, что возможно применять древесный уголь, удобренный соответственными отбросами. Древесный уголь сильно впитывает также всякие выделения и этим может держать воздух в оранжерее довольно чистым. В 1926 г. мною были выращены бобы в стакане с водой, удобренной в отношении 1 : 200 отбросами.

От выращивания в воде можно перейти к простому обрызгиванию корней растений питательной жидкостью. В этом случае растения будут расти без грунта. Методом аэрации можно превращать в 24 часа все отбросы в полезное удобрение. В такой оранжерее, заполненной чистым кислородом с углекислотой, при высоких температурах, которые могут быть получены в межпланетном пространстве, можно ожидать весьма больших урожаев. Циолковский вычисляет, что оранжерея бананов, наиболее плодовитых растений, может прокормить одного человека при площади ее в один квадратный метр. Даже если потребовались бы 100 квадратных метров, площадь была бы меньше поверхности самолета *. Растения могут находиться в пустом помещении, в котором распыливается жидкость. Помещение по мере роста растений беспрепятственно раздвигается, что дает экономию в месте, необходимом для оранжереи.

Вес всей конструкции получается весьма малым. Оранжерея может давать человеку чистый кислород и использовать углекислоту, которую выделяет человек. Энергия получается от солнца, и человек вместе с растением может жить, не нуждаясь ни в добавочном воздухе, ни в добавочной пище.

Весьма важным будет устройство межпланетных станций около Земли и других планет. К ним могут подлетать самолеты

---

* Здесь и далее под самолетом подразумевается межпланетный корабль в виде самолета. *Прим. ред.*

и ракеты, поднявшиеся с Земли, там также могут отдыхать летчики после перенесенного подъема. Межпланетные путешествия будут сильно удешевляться устройством этих станций, так как все необходимое для дальнейшего плавания на другую планету может сохраняться на межпланетной станции. Такие станции могут передавать также сигналы на дальние расстояния. Весьма желательно возведение постройки на Луне или на другой планете. Дело в том, что вскоре после достижения межпланетного пространства, т. е. после вылета за земную атмосферу, уже будет выгоднее строить межпланетный корабль не на Земле, а на меньшем небесном теле, вылет с которого потребует значительно меньшей работы. Кроме того, все работы в самом широком смысле слова будут легче на маленьких небесных телах. Поэтому можно сказать, что на малых небесных телах даже вся жизнь будет дешевле, чем на Земле.

При решении задачи о межпланетных путешествиях всегда необходимо иметь в виду, что самое трудное — это достижение первой межпланетной скорости, равной приблизительно 8 *км/сек*. После ее достижения мы уже сможем перейти к другим работам. Для дальнейшего увеличения скорости полета можно будет воспользоваться уже силами, в 100—1000 раз меньшими, чем силы, потребные для подъема с земли. Кроме того, в межпланетном пространстве имеется ряд вполне даровых источников энергии.

В заключение я хочу еще перечислить вкратце те методы, которыми можно будет воспользоваться для передвижения в самом межпланетном пространстве. Улетая с межпланетной станции на корабле для дальнего плавания, можем воспользоваться следующими источниками движущих сил:

1. Ракетами весьма малой величины, которые займут немного места в межпланетном корабле.

2. Лучами света, падающими на большие вращающиеся диски или зеркала. На громадных расстояниях, имеющихся между планетами, лучистой энергией можно значительно увеличить скорость полета, так как притяжение Солнца на расстоянии, равном удалению Земли от Солнца, в 1700 раз меньше земного притяжения на поверхности Земли.

3. Можно устроить, по моим исследованиям, комбинированные зеркала, дающие притяжение к Солнцу взамен отталкивания.

4. Можно устроить систему зеркал с одной призмой, из которой попавший в нее свет не может выйти. Эта мною найденная система может давать весьма большие силы и найти также применение в солнечных двигателях.

5. Можно устроить ракеты, действие которых усилено концентрированным солнечным светом.

6. Можно устроить передачу энергии концентрированных солнечных лучей на большие расстояния в комбинации с ракетой, усиленной действием концентрированных солнечных лучей. Это дает пока единственную возможность получить большие скорости полета; имеется надежда на осуществление этим методом перелетов в другие солнечные системы.

7. По моему исследованию, можно устроить соленоид, через который течет электрический ток; внутри соленоида помещается железная пыль, наэлектризованная статическим электричеством; давлением лучей солнца на эту пыль производится передвижение межпланетной постройки.

8. Можно иногда пути полета выбирать так, что получается облет планет вне или внутри их атмосферы. В этом случае можно увеличить скорость полета. Облет Луны может давать около 2 *км/сек* добавочной скорости полета. Облет Земли вне атмосферы дает около 10 *км/сек,* а облет внутри атмосферы 50—55 *км/сек.* Облет Юпитера вне его атмосферы может увеличить скорость полета на 24 *км/сек.*

9. Выгодно вообще ускорять полет около мест, в которых скорость полета большая, т. е. около планет.

10. Для полетов в самом межпланетном пространстве, а также для полетов непосредственно над поверхностью малых планет можно будет использовать наэлектризованный очень легковесный пустотелый шар, если окажется, что планеты или астероиды обладают зарядом электричества. В этом случае шар будет отталкиваться от них, если он заряжен одноименным электричеством (полученным, например, от соприкосновения с поверхностью небесного тела), и притягиваться, если он заряжен электричеством противоположного знака.

11. Некоторая надежда имеется также на возможность использования для той же цели довольно мощных магнитных полей планет и Солнца. Пересекая с весьма большой скоростью магнитный поток, можно, пропуская электрический ток через проводник и замыкая ток в пространстве вне корабля, получить силу, действующую на проводник в определенном направлении. Это можно использовать для изменения пути корабля и для подъема с поверхности малой планеты, в особенности если при низких температурах удается использовать сверхпроводимость металлов.

Можно сказать, что при энергичной работе в области проблем, связанных с межпланетными путешествиями, и при вовлечении в эту работу также и работников других областей вылет человека в межпланетное пространство и перелет на другие планеты осуществится в ближайшее время.

РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ*

Наши обыкновенные авиационные двигатели обладают известными особенностями и недостатками, заставляющими нас искать новые виды двигателей, коренным образом отличающиеся от применяемых в настоящее время.

Такими новыми видами двигателей являются реактивные двигатели и газовые турбины. Между этими двумя видами машин располагается еще целый ряд комбинаций их. Такими являются: реактивные винты; двигатели, в которых используется тепло отходящих газов или их давление для получения добавочной реактивной силы; затем газовые турбины, работающие отходящими газами двигателя и нагнетающие при сцеплении с центробежным нагнетателем воздух для питания двигателя или же приводящие в движение особый винт. В последнее время из ряда реактивных двигателей стали выделяться так называемые воздушные реактивные двигатели. Под этим названием объединяются два вида двигателей, а именно: в одном виде двигателей кислород или другой окислитель для поддержания горения не берут с собой, а впускают в прибор или нагнетают в него наружный атмосферный воздух, который и служит в дальнейшем для сгорания; в другом виде двигателей атмосферный воздух смешивается с готовыми продуктами сгорания разными методами с целью уменьшения потерь от выходящих газов, которые уносят с собой много тепла и кинетической энергии.

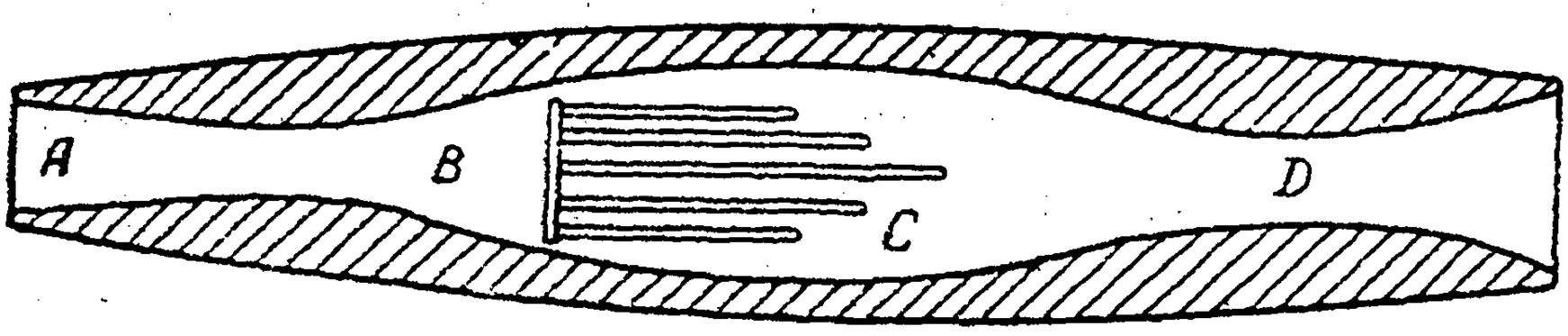
К первому виду двигателей относятся двигатели известного французского конструктора Ренэ Лорена. Три схемы этих двигателей показаны на фиг. 1—3.

На фиг. 1 показана схема простого воздушного реактивного двигателя постоянного горения. Воздух входит через переднюю часть *A* в прибор, сжимается в нем в полости *B*, затем смешивается в камере *C* с топливом, выходящим из жиклеров, и зажигается. Продукты сгорания при выходе из прибора расширяются до атмосферного давления и приобретают значительную скорость, достигающую в сечении *D* критической скорости, равной скорости звука для горячего состояния газов. Сила реакции выходящих продуктов сгорания толкает прибор вперед.

---

* Статья была напечатана в журнале «Самолет», № 1, 1932.

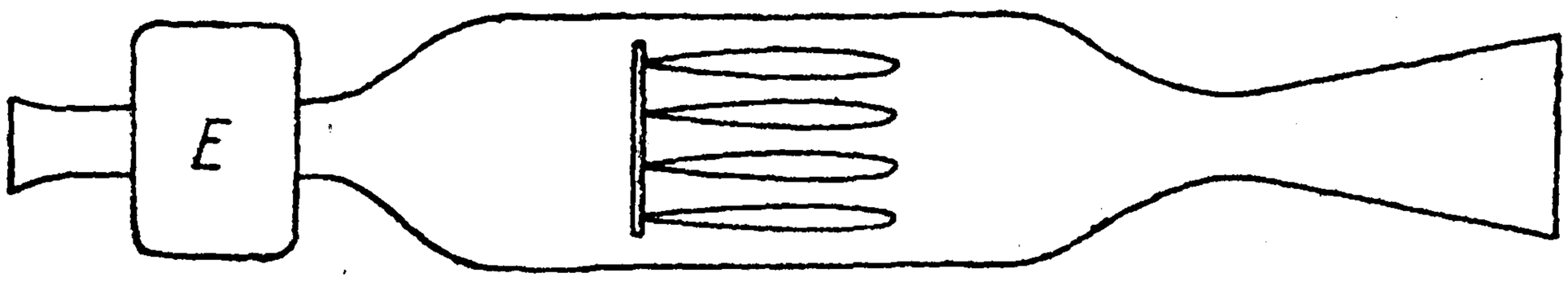
Разновидность воздушного реактивного двигателя постоянного горения показана на фиг. 2. В этом приборе отсек *E* представляет центробежный или поршневой нагнетатель. Если в первом приборе кинетическая энергия встречного воздуха, превращаясь струйным путем в потенциальную энергию, содержащуюся в сжатом воздухе, теряется только частично вследствие трения и уменьшает полезное осевое давление, получаемое от при-



Фиг. 1. Схема воздушного реактивного двигателя Лорена.

бора, то во втором приборе вся или почти вся живая сила, которой обладает воздух, входящий в прибор, уничтожается; поэтому этот последний применим лишь при меньших скоростях полета, когда живая сила встречного воздуха еще не играет большой роли. Часть живой силы встречного воздуха может быть использована лишь в случае, если строить нагнетатель для сжатия воздуха наполовину центробежным, наполовину осевым.

Но все же реактивные двигатели, построенные по схеме фиг. 2, будут иметь и при малых скоростях полета лишь малый



Фиг. 2. Схема воздушного реактивного двигателя с нагнетателем.

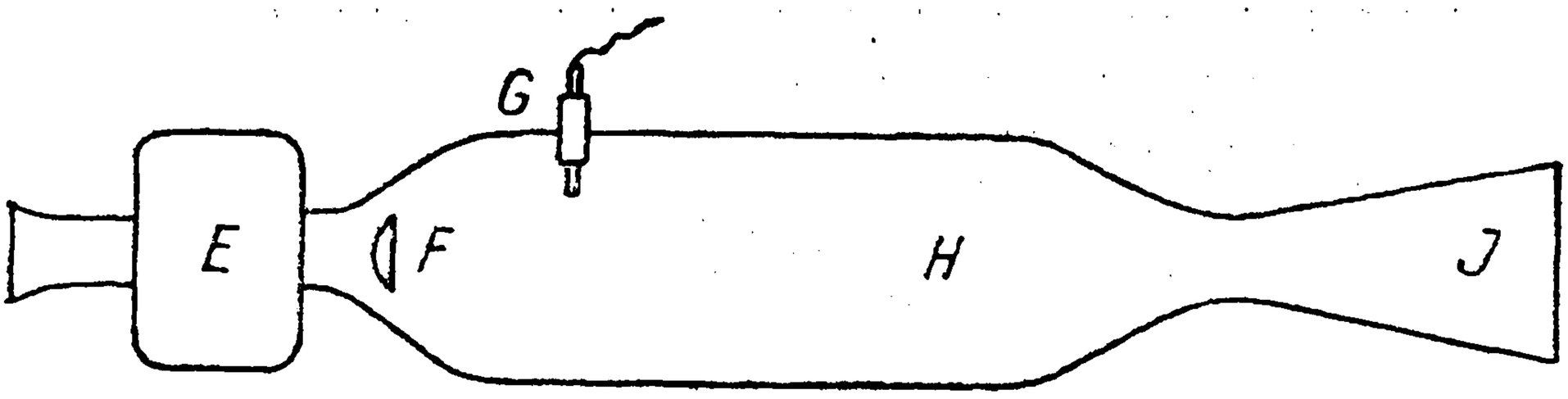
коэфициент полезного действия вследствие большой скорости истечения, кинетическая энергия которого используется лишь в незначительной мере.

На фиг. 3 показана схема реактивного двигателя, в котором нагнетатель *E* подает сжатый воздух в камеру сгорания *H* не беспрерывно, а периодически. Смесь зажигается свечой *G*, и продукты сгорания периодически вырываются из дюзы *J*. Клапан *F* впускает новую порцию смеси в камеру сгорания лишь тогда, когда давление в камере сгорания делается меньше давления, имеющегося в пространстве за нагнетателем.

В случае, если нагнетатель не центробежный, а поршневой, клапан регулируется при помощи распределительного механизма.

Камера сгорания, в которой давление и температура колеблются, легче охлаждается, чем камера сгорания двигателей с постоянным горением; но при колеблющемся давлении в камере и при одном и том же среднем давлении струи напряжения в стенках двигателя будут больше, чем при постоянном давлении. Легко доказать, что количество затрачиваемой энергии в последнем случае меньше.

Кинетическая энергия струи пропорциональна квадрату относительной скорости, а импульс силы, пропорциональный полезной работе, пропорционален лишь первой степени этой скорости.



Фиг. 3. Схема воздушного реактивного двигателя непостоянного горения.

Введем обозначения:

w—относительная скорость, которую приобретают частицы продуктов сгорания внутри раструба реактивного прибора;

dm—бесконечно малая масса, которая в данный момент приобрела скорость w;

P—сила давления струи для данного момента времени;

dt—элемент времени;

C—скорость полета;

L—полезная работа, совершаемая за промежуток времени t;

E—работа, затраченная на ускорение продуктов сгорания;

M—израсходованная масса продуктов сгорания.

При ряде последовательных взрывов (см. фиг. 3) частицы газа, истекающие из раструба, при бо́льшем давлении в камере сгорания будут иметь и бо́льшую скорость. По мере уменьшения давления скорость истечения уменьшится, дойдя к концу цикла почти до нуля. Общая работа, затраченная на ускорение, равна живой силе:

$$E=\int_0^{m_1}\frac{w^2dm}{2}. \qquad (1)$$

Полезная же работа на продвижение реактивного прибора вперед равна для одного цикла продолжительности t:

$$L=\int_0^t P\cdot Cdt=C\int_0^t Pdt. \qquad (2)$$

По закону импульса силы имеем

$$\int_0^t P dt = \int_0^{m_1} w dm. \tag{3}$$

Подстановкой $\int_0^t P dt$ из (2) и (3) получаем:

$$L = C \int_0^{m_1} w dm. \tag{2a}$$

Обозначим все величины для случая, когда скорость истечения w не меняется, индексом m.

Тогда получаем из (1)

$$E_m = \frac{m_1 w_m^2}{2} \tag{4}$$

и из (2а)

$$L_m = C w_m m_1. \tag{5}$$

Рассмотрим теперь два случая: с постоянным давлением (см. фиг. 2) и с переменным давлением в камере сгорания (см. фиг. 3). Пусть полезная работа, совершенная при данной скорости полета, в обоих случаях одинакова; тогда имеем

$$L = L_m$$

и из формул (5) и (2а) получаем

$$w_m m_1 = \int_0^{m_1} w dm. \tag{6}$$

Докажем, что кинетическая энергия E_m, которую необходимо развивать при постоянной скорости истечения, меньше, нежели кинетическая энергия E для случая переменного w. Среднюю скорость истечения, которая при том же расходе продуктов сгорания дала бы живую силу E, обозначим буквой w_1. Тогда

$$E = \frac{m_1 w_1^2}{2} \tag{7}$$

из (1) и (7) получаем

$$w_1^2 m_1 = \int_0^{m_1} w^2 dm. \tag{8}$$

Сравним формулы (6) и (8). Ввиду того что малые значения w мало уменьшают интеграл $\int w^2 dm$, а большие w его сильно увеличивают, w_1 получается всегда больше, чем w_m.

Покажем это еще на примере. Пусть скорость истечения пропорциональна массе, уже выброшенной с начала цикла, т. е.

$$w = km. \tag{9}$$

Здесь k — коэфициент пропорциональности. Подстановкой в формулы (6) и (8) находим:

$$w_m m_1 = \frac{k_1 m_1^2}{2}\ ;\ w_m = \frac{k_1 m_1}{2}\ ; \tag{10}$$

$$w_1^2 m_1 = \frac{k_1^2 m_1^3}{3}\ ;\ w_1 = \frac{k_1 m_1}{\sqrt{3}}\ . \tag{11}$$

Взяв отношение формул (4) к (7) и подставив w_m и w_1 из формул (10) и (11), получаем:

$$\frac{E_m}{E} = \frac{w_m^2}{w_1^2} = \frac{3}{4}\ . \tag{12}$$

Видим, что количество энергии, которое необходимо сообщать продуктам сгорания при постоянной и переменной скоростях, относится как 3 к 4.

В случае если половина массы истекает со скоростью в n раз большей, чем скорость истечения второй половины, получаем

$$\frac{E_m}{E} = \frac{n+1}{n^2+1}\ . \tag{13}$$

Если $n=10$, то получаем $\frac{E_m}{E} = \frac{11}{101} = 0{,}109$.

Отсюда видим, что приборы с постоянной скоростью истечения будут в общем более выгодными, чем приборы с переменной скоростью.

Двигатели, предложенные Лореном, могут быть в сильнейшей степени улучшены введением кругового рабочего цикла, как это будет показано в дальнейшем изложении.

При тщательной проработке проектов реактивных двигателей можно обойти большое количество недостатков, которыми обладают наши авиационные двигатели.

ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ*

ВВЕДЕНИЕ

В данной статье мы рассмотрим расчет тепловых процессов, происходящих в ракетном двигателе прямой реакции, в котором горючее и окислитель сгорают под некоторым давлением в камере сгорания и продукты сгорания, расширяясь в сопле, прямо истекают в атмосферу с постоянной или почти постоянной скоростью относительно сопла.

Параметрами, характеризующими тепловые явления в ракетном двигателе, являются: давление в камере сгорания, температура сгорания рабочей смеси, температура, давление и скорость истечения в критическом и выходном сечениях сопла.

Эти параметры зависят, во-первых, от физико-химических свойств компонентов рабочей смеси и, во-вторых, от задаваемого давления в камере сгорания.

В данном случае в качестве горючего взят авиационный бензин первого сорта, а в качестве окислителя — жидкий воздух, обогащенный кислородом, причем в целях обобщения расчет произведен для различного содержания кислорода в жидком воздухе, которое меняется в пределах от 23 до 100%. Давление в камере задается также различное — в интервале от 3,5 до 11 *ат*.

Определение температуры сгорания

Приближенное определение температуры сгорания при переменных теплоемкостях и без учета диссоциации

Введем обозначения:

x_0 — весовое процентное содержание кислорода в расходуемом воздухе;

$(1-x_0)$ — весовое процентное содержание азота в расходуемом воздухе;

L_0 — весовой расход воздуха на 1 *кг* горючего;

h — процентное содержание водорода в горючем;

---

* Статья была напечатана в сборнике «Ракетная техника», вып. 1, 1936.

c — процентное содержание углерода в горючем;
H_2O_{mol} — количество молекул водяного пара, которое получается от 1 *кг* горючего, *кг*;
$CO_{2\,mol}$ — то же для углекислоты;
$N_{2\,mol}$ — то же для азота, оставшегося от воздуха после горения;
$M_{1\,mol}$ — количество молекул смеси на 1 *кг* горючего, *кг*;
R_0, μ_0 — газовая постоянная и молекулярный вес кислорода;
R_N, μ_N — газовая постоянная и молекулярный вес азота;
R_2, μ_2 — газовая постоянная и молекулярный вес продуктов сгорания;
$\mu_{бенз}$ — молекулярный вес горючего;
T_0 — температура воздуха, подаваемого для горения;
T_i — температура сгорания;
H_u — теплотворная способность горючего;
R_1 μ_1 — газовая постоянная и молекулярный вес испаренного воздуха.

Примем в качестве горючего бензин следующего состава: $h=14{,}5\%$ по весу, $c=85{,}5\%$ по весу.

Количество кислорода, потребное для сгорания 1 *кг* горючего, определится из

$$x_0L_0=32\left(\frac{c}{12}+\frac{h}{4}\right)=32\left(\frac{0{,}855}{12}+\frac{0{,}145}{4}\right)=3{,}44\ кг.$$

Количество жидкого воздуха, потребное для сгорания 1 *кг* горючего, будет

$$L_0=\frac{3{,}44}{x_0}\ кг.$$

Газовая постоянная испаренного воздуха, принимая $R_0=26{,}5$ и $R_N=30{,}2$, равна

$$R_1=x_0R_0+(1-x_0)\,R_N=x_026{,}5+(1-x_0)\,30{,}2.$$

Средний молекулярный вес испаренного воздуха равен

$$\mu=\frac{848}{R_1}.$$

Количество *кг-мол* смеси на 1 *кг* горючего, принимая для бензина молекулярный вес $\mu_{бенз}=100$, будет

$$M_{1\,mol}=\frac{L_0}{\mu_1}+\frac{1}{100}.$$

Количество *кг-мол* продуктов сгорания, получаемое от 1 *кг* горючего, равно

для H_2O_{mol}

$$\frac{h}{2}=\frac{0,145}{2}=0,0725\ mol;$$

для $CO_{2\,mol}$

$$\frac{c}{12}=\frac{0,855}{12}=0,0712\ mol;$$

для $N_{2\,mol}$

$$\frac{(1-x_0)\,L_0}{\mu_N}=\left[\frac{(1-x_0)\,L_0}{28,08}\right]mol.$$

Обозначая количество молекул продуктов сгорания на 1 *кг* горючего через $M_{2\,mol}$, получим

$$M_{2\,mol}=H_2O_{mol}+CO_{2\,mol}+N_{2\,mol}=0,1437+\frac{(1-x_0)\,L_0}{28,08}.$$

Средний молекулярный вес продуктов сгорания

$$\mu_2=\frac{1+L_0}{M_{2\,mol}}.$$

Газовая постоянная продуктов сгорания

$$R_2=\frac{848}{\mu_2}.$$

Средняя теплоемкость для продуктов сгорания:
для H_2O

$$0,0725\left(6,67+\frac{15,2}{10^4}T\right)=0,584+1,102\frac{T}{10^4};$$

для CO_2

$$0,0712\left(9,55+\frac{10,2}{10^4}T\right)=0,679+0,726\frac{T}{10^4};$$

для суммы H_2O+CO_2

$$1,263+1,828\frac{T}{10^4};$$

для N_2

$$N_{2\,mol}\left(6,59+\frac{5,167}{10^4}T\right).$$

Общая теплоемкость для $M_{2\,mol}$ продуктов сгорания будет

$$A_2+B_2T=1,263+1,828\frac{T}{10^4}+N_{2\,mol}\left(6,59+\frac{5,167}{10^4}T\right)=$$

$$=(2,163+N_{2\,mol}6,59)+(1,828+N_{2\,mol}5,167)\frac{T}{10^4}.$$

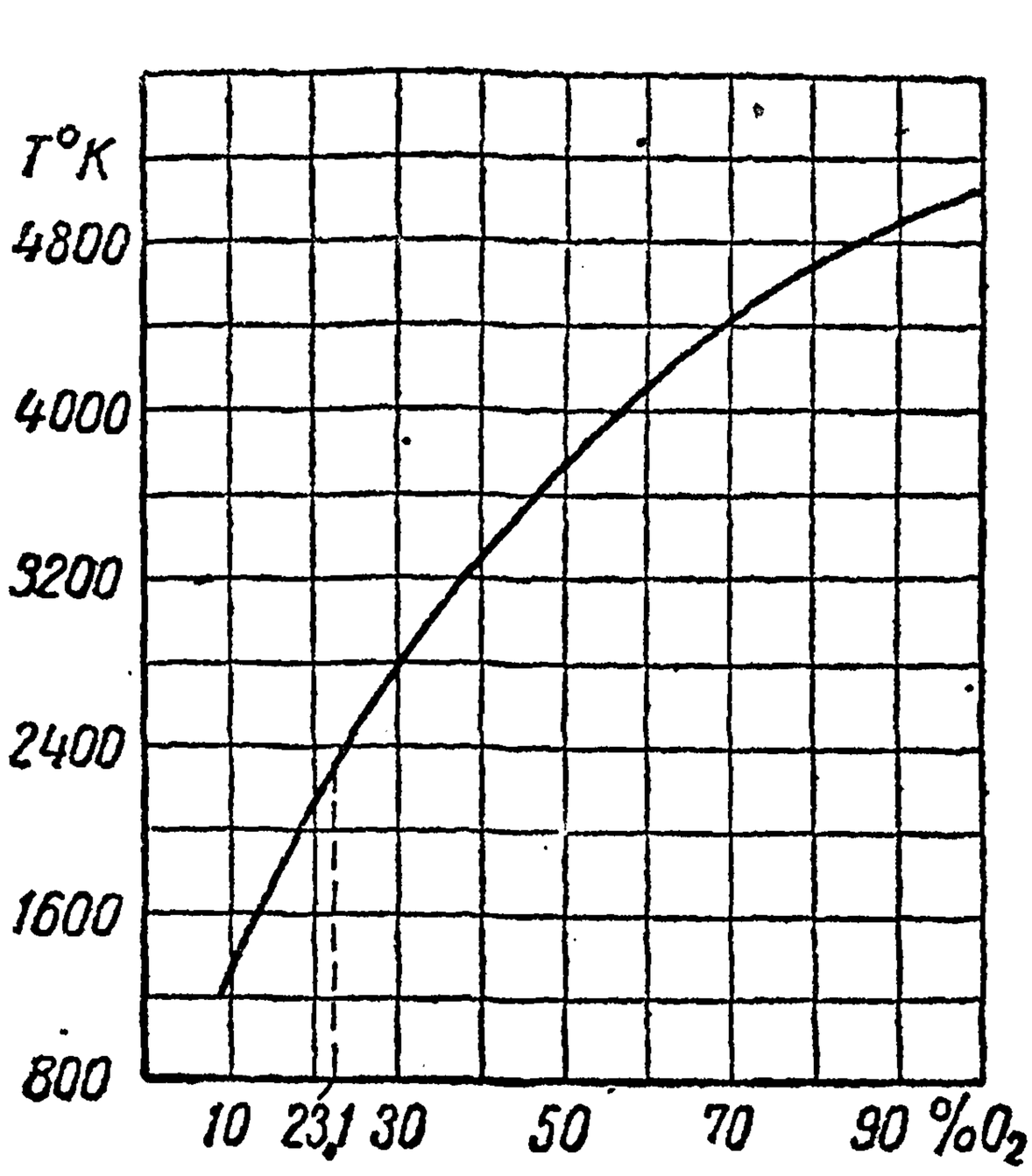
Теплота, содержащаяся в продуктах сгорания, равна

$$(A_2+B_2T_i)\,T_i.$$

Наконец, теплота, содержащаяся в смеси до сгорания ее при температуре $T_0=288°К$, принимая теплоту испарения бензина r около 90 *кал/кг*, аналогично предыдущему определится равенством

$$(A_1+B_1T_0)\,T_0-r=M_{1\,mol}\left(6{,}59+\frac{5{,}167}{104}\,288\right)288-90=$$

$$=(1940\,M_{1\,mol}-90)\ кал/кг.$$



Фиг. 1. Изменение температуры сгорания (без учета диссоциации) бензина в зависимости от содержания кислорода в воздухе.

Для определения температуры сгорания имеем уравнение

$$H_u+(A_1+B_1T_0)\,T_0-r=(A_2+B_2T_i)\,T_i. \qquad (1)$$

Преобразуем его так:

$$T_i^2+\frac{A_1}{B_2}\,T_i-\frac{1}{B_2}\,[H_u+(A_1+B_1T_0)\,T_0-r]=0. \qquad (1a)$$

Решая его относительно температуры сгорания T_i, получим

$$T_i=-\frac{A_2}{2B_2}=\sqrt{\left(\frac{A_2}{2B_2}\right)^2+\frac{1}{B_2}\,[H_u+(A_1+B_1T_0)T_0-r]}. \qquad (2)$$

На фиг. 1 нанесены значения T_i для сгорания бензина в воздухе с различным содержанием кислорода.

При рассмотрении фигуры видно, что температура сгорания при большом содержании кислорода в обогащенном воздухе значительно выше, чем действительно наблюдаемая. Это объясняется тем, что здесь не учтено явление диссоциации газов. Диссоциация газов сопровождается поглощением тепла и, следовательно, понижением температуры. что особенно сильно сказывается при высоких температурах.

Однако уменьшение температуры за счет диссоциации оказывает влияние на скорость истечения лишь отчасти, так как при расширении газов в сопле температура газов падает и происходит процесс, обратный диссоциации (ассоциация), сопровождающийся выделением тепла, которое идет на увеличение скорости истечения газов.

Определение температуры сгорания с учетом диссоциации газов

В первом приближении расчета принимаем как допущение, что исходными веществами вместо бензина являются углерод и водород в пропорции, соответствующей химическому составу бензина. Кроме того, пренебрегаем теплотой разложения бензина. Тогда тепловой эффект при сгорании бензина может быть определен по формуле

$$Q_T = Q_{CO_2}\frac{c}{12} + Q_{H_2O}\frac{h}{2}, \qquad (3)$$

где Q_{CO_2}—теплота образования CO_2;

Q_{H_2O}—теплота образования H_2O.

В общем случае теплотворная способность Q при любой температуре подсчитывается по формуле

$$Q = Q_0 + T(c_1 - c_2), \qquad (4)$$

где Q_0 —теплотворная способность при температуре абсолютного нуля;

c_1 и c_2—средние теплоемкости реагирующих веществ до и после сгорания.

Теплота образования углекислоты будет равна*

$$Q_{CO_2} = (67\,300 + 27\,600 + 3{,}4\,T - 0{,}036\,T^2)\ кал/кг\,mol\,CO_2 =$$
$$= (94\,900 + 3{,}4T - 0{,}036T^2)\ кал/кг\,mol\,CO_2. \qquad (5)$$

---

* См. Изгарышев, Химическая термодинамика, 1927, стр. 90—94. У Изгарышева дана теплота для сгорания CO в CO_2. Сюда прибавляем величину $2300 \cdot 02 = 27600$ *кал/кгmol* °Ц, которую принимаем постоянной ввиду незначительности диссоциации CO по сравнению с CO_2.

Теплота образования водяного пара равна

$$2Q_{H_2O}=115\,100-2t\,(4{,}155+3{,}5\cdot10^{-4}\cdot t-4\cdot10^{-4}t^3)^*.$$

Заменяя температуру t значением $T-273$ и принимая $t=20^\circ$, получим

$$2Q_{H_2O}=113\,900+4{,}067\,T+3{,}5\cdot10^{-4}\,T^2-4\cdot10^{-10}T^3. \quad (5a)$$

Уравнение для определения температуры сгорания получим, приравнивая теплоту реакции разности теплосодержаний продуктов сгорания и горючей смеси с учетом скрытой теплоты испарения бензина r и теплосодержанию его при температуре T_0, т. е. будем иметь

$$Q_u=Q_{CO_2}\frac{c}{12}+Q_{H_2O}\,\frac{h}{2}=(A_2+B_2T_i)\,T_i-(A_1+B_1T_0)\,T_0+$$
$$+r-c_{бенз}T_0. \quad (6)$$

Если считать совершенно точно, то необходимо принимать во внимание, что состав продуктов сгорания при диссоциации иной, чем при ее отсутствии. Для упрощения можно принимать, что теплосодержание при этом мало изменяется. Кроме того, степень диссоциации зависит от давления в камере, однако этого мы учитывать при расчете не будем**. Предыдущее уравнение для определения температуры сгорания решается графическим путем. Для этого определим сначала величину теплотворной способности бензина в зависимости от температуры. Затем определим теплосодержание продуктов сгорания для разных температур. Точки пересечения кривых дадут значение температуры сгорания.

Как было уже ранее указано, теплотворная способность в зависимости от температуры выражается [см. формулу (4)] так:

$$Q=Q_0+T(c_1-c_2).$$

Для бензина по уравнению (6) получаем

$$Q=0{,}0712(94\,000+3{,}4\,T+0{,}0036\,T^2)+$$
$$+\frac{0{,}0725}{2}(113\,900+4{,}07\,T+3{,}5\cdot10^{-4}\,T^2-4\cdot10^{-10}T^4)=$$
$$=10\,875+0{,}3897\,T-2{,}433\cdot10^{-4}\,T^2=0{,}145^{-10}T^4. \quad (7)$$

---

* Теплоемкость для водяного пара находим по формуле Пира, она равна

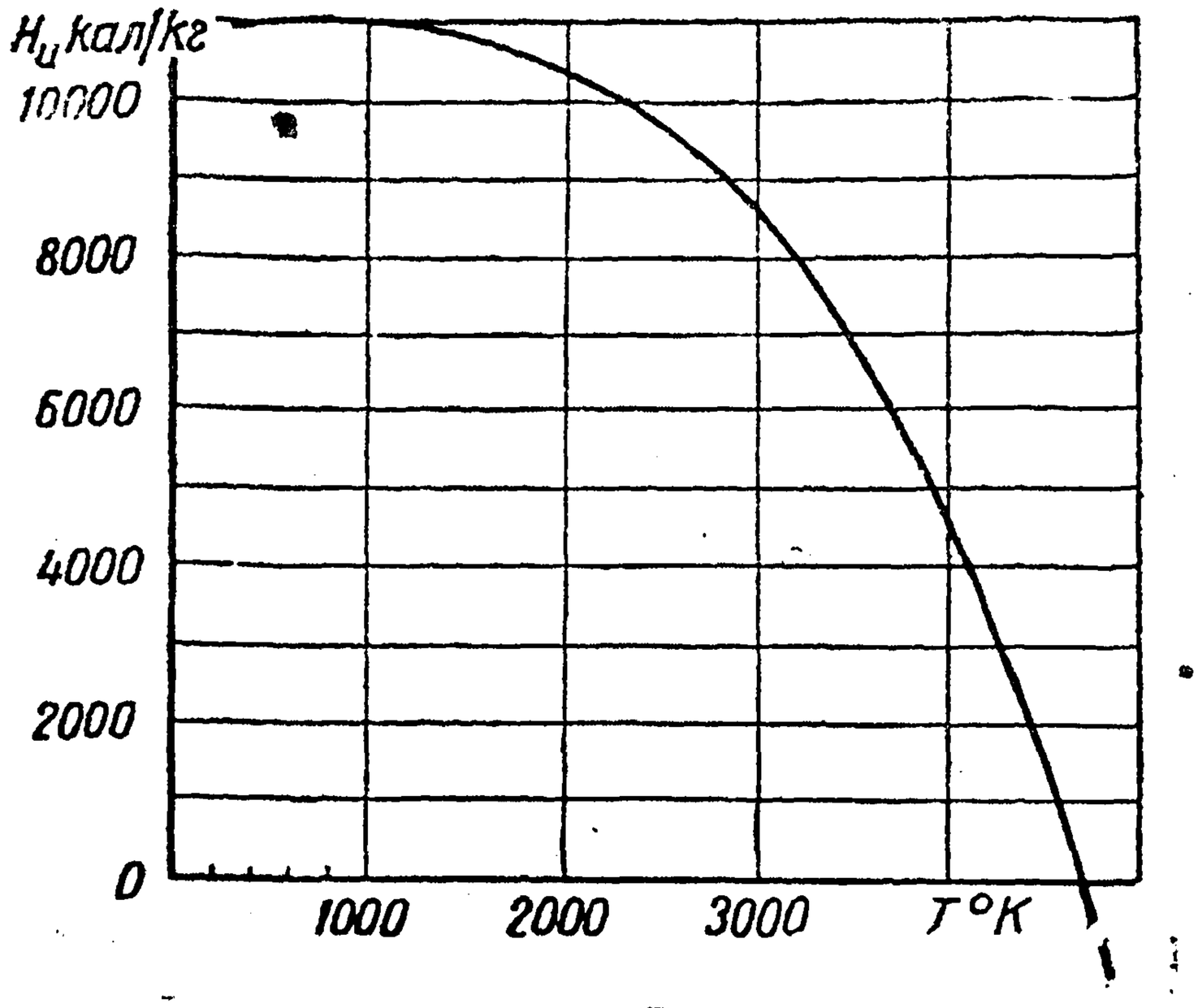
$$2(c_1-c_2)=4{,}155+3{,}5\cdot10^{-4}\cdot t-4\cdot10^{-10}t^3.$$

** Пренебрежение влиянием давления на степень диссоциации ведет к уменьшению точности расчета. Так как повышение давления ведет к уменьшению диссоциации, то ошибки при больших давлениях будут меньше, чем при малых. *Прим. ред.*

На фиг. 2 представлено изменение величины теплотворной способности бензина в зависимости от изменения абсолютной температуры T.

Теплосодержание смеси, принимая теплоемкость бензина $c_{бенз}=0{,}5$ *кал/кг* °С и начальную температуру бензина и воздуха или кислорода $T_0=288$ ° К, определится равенством

$$(A_1+B_1T_0)\,T_0-r+c_{бенз}T_0=$$
$$=1940M_{1\,mol}-90+0{,}50\cdot 288=1940M_{1\,mol}+54. \qquad (8)$$



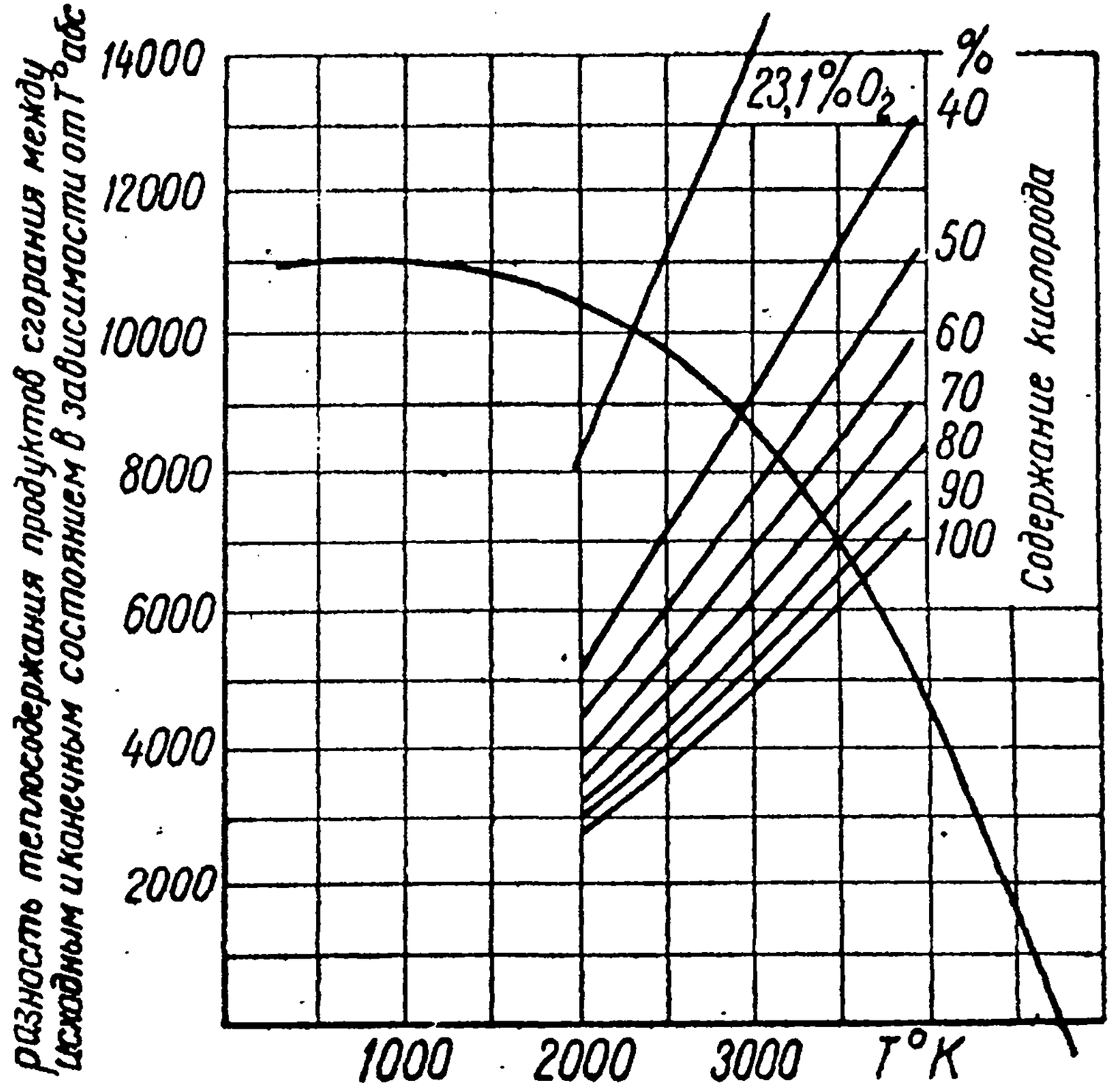
Фиг. 2. Изменение теплотворной способности бензина H_u в зависимости от изменения абсолютной температуры бензина T.

Теплосодержание продуктов сгорания равно

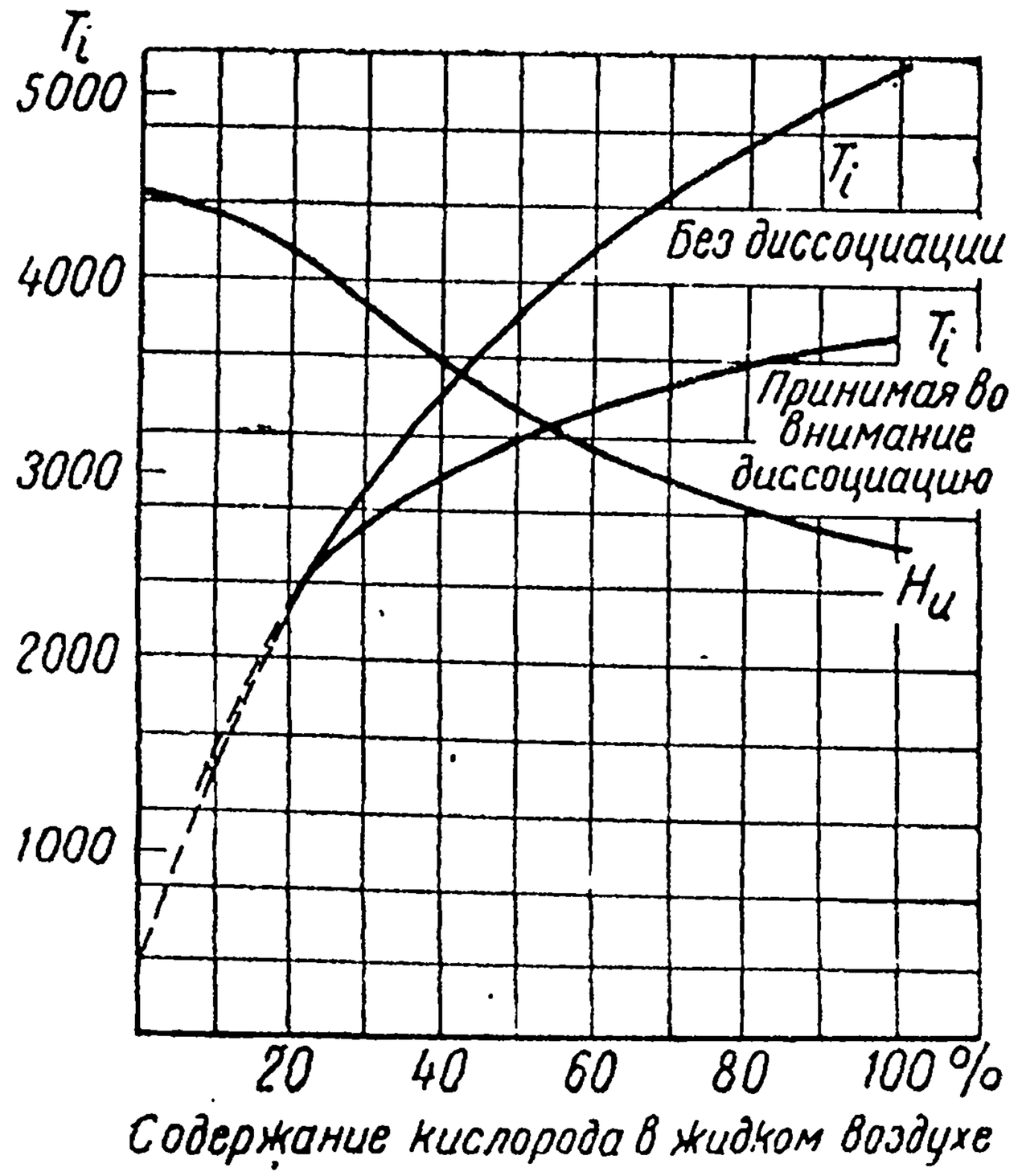
$$(A_2+B_2T_i)T_i=\left[1{,}163+1{,}828\,\frac{T_i}{10^4}+N_{2\,mol}\left(6{,}59+\right.\right.$$
$$\left.\left.+\frac{5{,}167}{10^4}\,T_i\right)\right]T_i. \qquad (9)$$

Нанося вычисленные по этим формулам разности теплосодержаний как функции от температуры для определенного процента кислорода в воздухе и нанося Q так же, как на фиг. 1, получим в точках пересечения искомую температуру сгорания (фиг. 3). На фиг. 4 даны значения T_i с учетом диссоциации газов.

Наивысшая температура для случая сгорания бензина в чистом кислороде составляет 3650° К или приблизительно 3400° С. Эта температура на 1440° ниже температуры, которая получается без учета диссоциации. Таким образом при содер-



Фиг. 3. Определение температуры сгорания бензина в воздухе, обогащенном кислородом, с учетом диссоциации.



Фиг. 4. Выделение тепла при сгорании бензина. Температура сгорания бензина в зависимости от содержания кислорода в воздухе как с учетом диссоциации, так и без учета ее.

жании кислорода больше 40—50% диссоциация продуктов сгорания делается настолько заметной, что ею уже нельзя пренебрегать.

При содержании кислорода в 23,1, 30 и 40% температуру сгорания можно с достаточной степенью точности рассчитывать по формуле без учета диссоциации.

Формулы для определения закона расширения продуктов сгорания, размеров сечений сопла и скорости истечения

Выше было установлено, что при сгорании топлива в камере часть развиваемой теплоты затрачивается на диссоциацию продуктов сгорания, причем явление диссоциации тем сильнее, чем выше температура сгорания.

Но при расширении продуктов сгорания в сопле температура последних понижается и часть теплоты, затраченной на диссоциацию, выделяется обратно и идет на увеличение работы расширения газов.

Закон расширения газов в сопле с учетом выделения тепла из-за уменьшения диссоциации может быть получен, исходя из уравнения энергии, которое в данном случае может быть написано в виде

$$\frac{Awdw}{2g} = dQ' - dQ_s - di = -AVdp - AdR_s, \qquad (10)$$

где A—механический эквивалент тепла;
w—скорость газа в данном сечении сопла;
dQ—количество тепла, которое выделяется при изменении состояния газа на 1 *кг* газа; dQ_s—количество тепла, ушедшее через стенки;
di—увеличение теплосодержания газа;
V—удельный объем;
dp—приращение давления газа;
dR_s—работа трения, развиваемая при расширении 1 *кг* газа.

Теплота dQ', которая при уменьшении диссоциации выделится на 1 *кг* бензина или на (L_0+1) *кг* продуктов сгорания, будет по предыдущему равна

$$dQ' = -\frac{dQ}{L_0+1} - (c_1 - c_2)\,dT. \qquad (11)$$

После подстановки dQ' в уравнение (10) и интегрирования его получим

$$\frac{A}{2g}(w_0^2 - w_i^2) = -\frac{1}{L_0+1}(Q_2 - Q_1) - (Q_{s_2} - Q_{s_1}) - (i_2 - i_1). \qquad (12)$$

Заменив $Q_2 - Q_1$ в формуле (12) его значением, получаемым после интегрирования формулы (11), получим

$$\frac{A}{2g}(w_0^2 - w_i^2) = -\frac{1}{L_0+1}\int_1^2 (c_1 - c_2)\,dT - (Q_{s_2} - Q_{s_1}) - (i_2 - i_1), \tag{13}$$

причем индекс 1 относится к начальному, а индекс 2 — к конечному состояниям.

Если пренебречь в первом приближении прохождением тепла через стенки, т. е. положить $Q_{s2} - Q_{s1} = 0$, то скорость истечения w будет зависеть только от температуры.

Если учесть, что теплосодержание продуктов сгорания связано с истинной теплоемкостью c'_2 реагирующих веществ после их сгорания зависимостью

$$di = \frac{c'_2 dT}{L_0+1}, \tag{14}$$

которая после интегрирования имеет вид:

$$i_2 - i_1 = \frac{1}{L_0+1}\int_1^2 c'_2 dT, \tag{15}$$

то уравнение (13) после подстановки в него значения $(i_2 - i_1)$ из уравнения (15) и преобразования будет иметь вид

$$\frac{A}{2g}(w_0^2 - w_i^2) = \frac{1}{L_0+1}\int_1^2 c_1 dT - (Q_{s_2} - Q_{s_1}). \tag{16}$$

Отсюда следует, что приращение кинетической энергии продуктов сгорания как в случае наличия диссоциации, т. е. наличия выделения тепла при расширении газов, так и в обыкновенном рассматриваемом случае, равно разности двух величин: уменьшения теплосодержания исходных газов рабочей смеси (а не продуктов сгорания, как обычно принимается), взятых при начальной и конечной температурах, и количества тепла, ушедшего через стенки.

Так как теплоемкость паров бензина при высоких температурах мало изучена и при разложении бензина в условиях высоких температур будет выделяться или поглощаться теплота, что осложняет вывод формул, мы можем в первом приближении при вычислении теплоемкостей, как делалось в случае определения температуры сгорания, взять за исходные вещества углерод и водород вместо бензина, пренебрегая теплотой образования или разложения бензина.

Формулы для теплосодержания при высоких температурах также мало изучены и, возможно, являются не вполне точными.

Мы можем сказать, что в формулах (10), (12) и (13) величина *di*, соответствующая разности $(i_2 - i_1)$, должна относиться к истинным теплоемкостям продуктов сгорания, предполагая их недиссоциированными. Более точно изменение теплосодержания с учетом выделения тепла при уменьшении диссоциации будет равно

$$i'_1 - i'_2 = i_1 - i_2 + \frac{H_{u_2} - H_{u_1}}{L_0 + 1} = i_1 - i_2 + \\ + \frac{1}{L_0 + 1} \int_1^2 (c'_1 - c'_2)\, dT. \qquad (17)$$

При этом теплоемкость c'_2 относится к диссоциированным продуктам сгорания, поэтому вычисления непосредственно по формулам (14) и (15) не могут быть произведены.

Не останавливаясь на специальном исследовании этого вопроса ввиду его сложности и отсутствия опытных данных, установим закон расширения газов в сопле, предполагая, что этот процесс будет протекать таким образом, что теплота, затраченная на диссоциацию продуктов сгорания, не выделяется обратно при расширении и охлаждении продуктов сгорания, так как трудно установить, какая часть тепла, затраченного на диссоциацию, возвратится обратно при расширении. Непосредственные опыты с ракетными двигателями дадут возможность уточнить этот вопрос. Пока мы можем найти низший предел скорости истечения, принимая, что формулы для теплоемкости применимы во всех случаях, а температура сгорания соответствует величине, определенной по методам, рассмотренным выше.

Итак, выведем формулы для определения скорости продуктов сгорания в разных сечениях сопла. Вместо уравнения (10) исходным будет уравнение

$$\frac{A w dw}{2g} = -di - dQ_s = -AVdp - AdR_s. \qquad (18)$$

После интегрирования получаем

$$\frac{A}{2g}(w_2^2 - w_1^2) = i_1 - i_2 + (Q_{s_1} - Q_{s_2}). \qquad (19)$$

Из уравнения (18), а именно

$$di - dQ_s = AVdp + AdR_s \qquad (20)$$

после замены V по уравнению Клапейрона получаем

$$V=\frac{RT}{p} \tag{21}$$

и, пренебрегая потерей тепла через стенки ($dQ_s=0$) и работой трения ($dR_s=0$), получаем второе уравнение:

$$\frac{ARdp}{p}=\frac{di}{T}. \tag{22}$$

Уравнения (18) и (22) являются исходными для определения величин w, T, p.

Пренебрегая в уравнении (18) силами трения dR_s, получим

$$\frac{wdw}{2g}=-Vdp. \tag{23}$$

Заменяя удельный объем V через $\frac{1}{\gamma}$, имеем

$$\frac{wdw}{2g}=-\frac{dp}{\gamma}. \tag{23а}$$

Вся работа расширения газов от p_1 до p_2 равна

$$\int_{w_i}^{w_a}\frac{wdw}{2g}=-\int_{p_i}^{p_a}\frac{dp}{\gamma}=-\int_{p_i}^{p_a}Vdp, \tag{24}$$

откуда

$$\frac{w_2^2-w_1^2}{2g}=-\int_{p_i}^{p_a}Vdp=-\int_{p_i}^{p_a}\frac{dp}{\gamma}. \tag{25}$$

Связь между p и γ зависит от теплового процесса, по которому происходит изменение состояния частицы при ее движении. В данном случае мы принимаем, что процесс проходит по адиабате.

Для адиабаты имеем

$$p=c\gamma^k \tag{26}$$

и, следовательно,

$$dp=ck\gamma^{k-1}d\gamma, \tag{26а}$$

откуда

$$-\int_{p_i}^{p_a}\frac{dp}{\gamma}=-\int_{1}^{2}ck\gamma^{k-1}d\gamma=c\frac{k}{k-1}\gamma^{k-1}. \tag{27}$$

Подставляя вместо c его значение из уравнения (26), найдем

$$-\int_{p_a}^{p_i}\frac{dp}{\gamma}=-\left|\frac{k}{k-1}\frac{p}{\gamma}\right|_{p_a}^{p_i}=\frac{k}{k-1}\left[\frac{p_i}{\gamma_i}-\frac{p_a}{\gamma_a}\right]. \tag{28}$$

Принимая в уравнении (25) $w_1=0$, имеем из (28)

$$w_a=\sqrt{2g\frac{k}{k-1}p_1V_1\left[1-\left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}. \tag{29}$$

Согласно закону термодинамики для адиабатического процесса имеем

$$\left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k-1}{k}}=\left(\frac{V_1}{V_a}\right)^{k-1}=\frac{T_a}{T_i}. \tag{30}$$

Уравнение (29) можно написать в иной форме, а именно:

$$w_a=\sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_iT_i\left[1-\left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \tag{29a}$$

или

$$w_a=\sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_i(T_i-T_a)}. \tag{29b}$$

Вывод формул для определения давлений, плотностей и температур в критическом и выходном сечениях сопла не представляет сложности и они могут быть получены из любого курса термодинамики для случая адиабатического процесса.

Размеры сечений сопла получим из уравнения непрерывности струи

$$G=\gamma_x f_x w_x, \tag{31}$$

где G—секундный расход продуктов сгорания;

γ_x—удельный объем газов $\gamma=\frac{1}{V}$;

f_x—сечение сопла;

w_x—скорость продуктов сгорания.

Температура, давление и скорость продуктов сгорания в критическом сечении сопла

Определим сначала значение показателя степени адиабаты k, пренебрегая изменением газовой постоянной вследствие диссоциации. Из термодинамики известно, что

$$k=\frac{c_{p_2}}{c_{v_2}}=1+\frac{AR\mu_2}{\mu_2c_{v_2}}, \tag{32}$$

причем $AR\mu_2 = 1{,}985$. Подставив это значение, получим

$$k = 1 + \frac{1{,}985}{\mu_2 c_{v_2}}. \tag{32a}$$

c_{p_2} и c_{v_2} — истинные теплоемкости продуктов сгорания при постоянном давлении и при постоянном объеме.

Для вычисления $\mu_2 c_{v_2}$ имеем формулу, которой пользовались ранее при определении температуры сгорания, а именно

$$\mu_2 c_{v_2} = \frac{1}{\mu_2}(A_2 + 2R_2 T_i) - 1{,}985.$$

Критическая температура, т. е. температура в критическом сечении сопла, определяется по формуле, известной из термодинамики,

$$T_k = T_i \frac{2}{1+k}. \tag{33}$$

При этом k является величиной переменной, зависящей от T_k. Значение k, необходимое для определения T_k, находим приближенно. Для этого принимаем критическую температуру приближенно равной

$$T_k = 0{,}90 T_i. \tag{33a}$$

Средняя температура между температурой сгорания и критической температурой равна

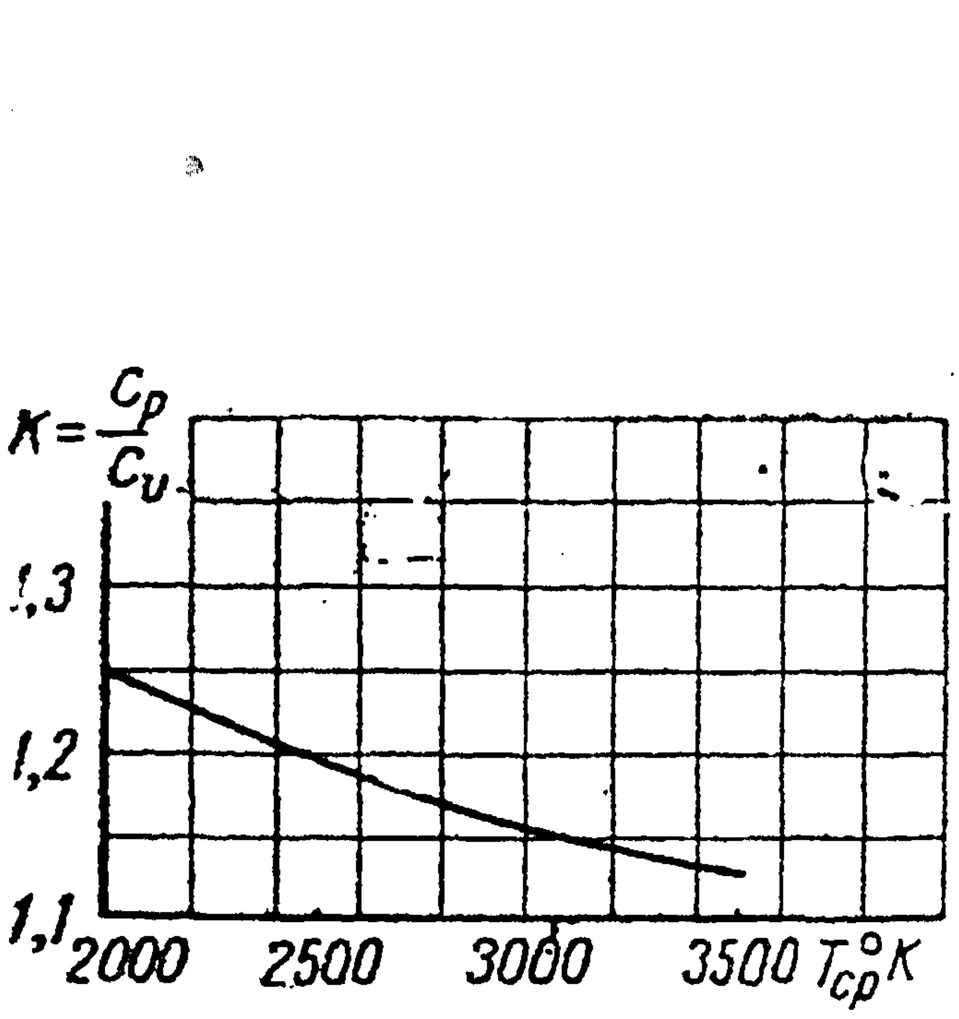
$$T_{k\,\text{ср}} = 0{,}95 T_i. \tag{33b}$$

Для этой температуры вычисляем $\mu_2 c_{v_2}$ и k, пользуясь вышеприведенными формулами. Затем по формуле (33) определяем критическую температуру T_k.

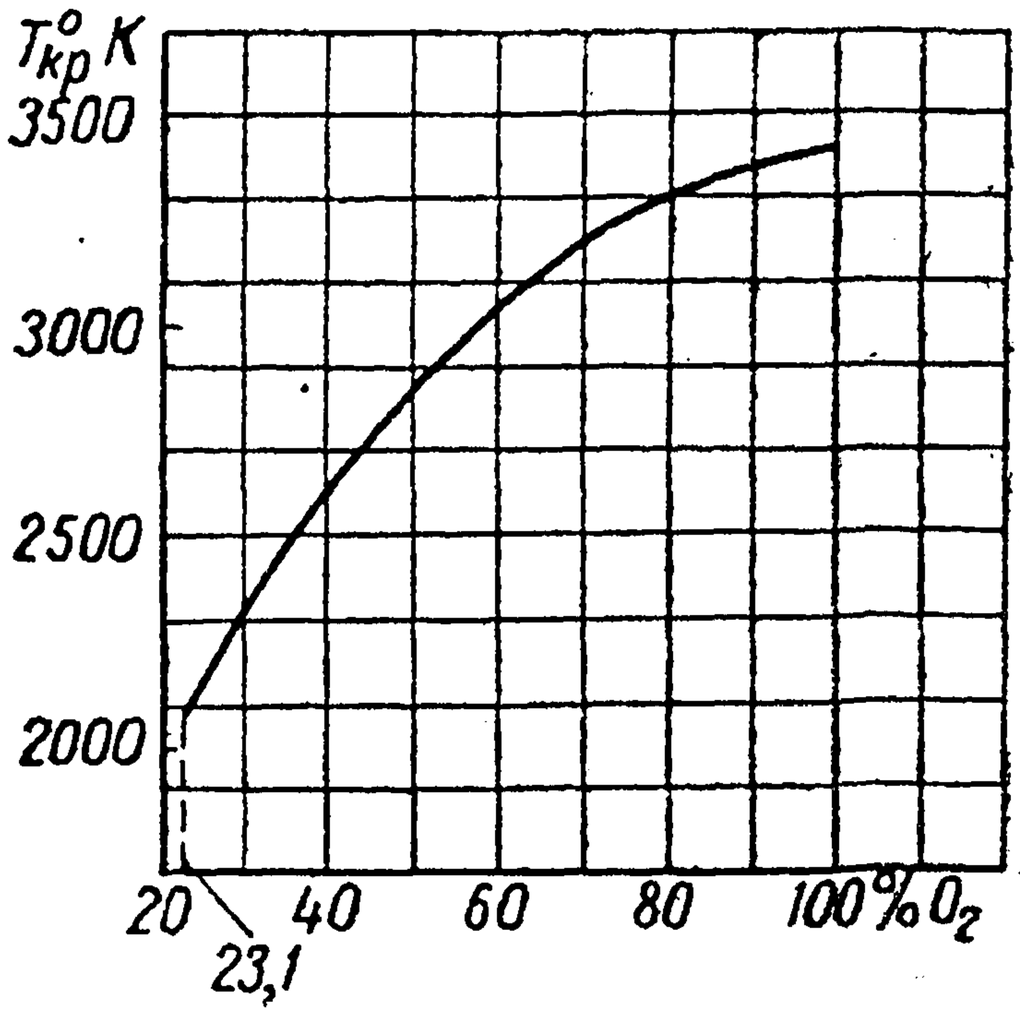
Более точно среднюю температуру $T_{k\,\text{ср}}$ для расширения от T_i до T_k, при котором принимаем значение k постоянным, можно определить по формуле

$$T_{k\,\text{ср}} = \frac{T_i + T_k}{2}. \tag{33c}$$

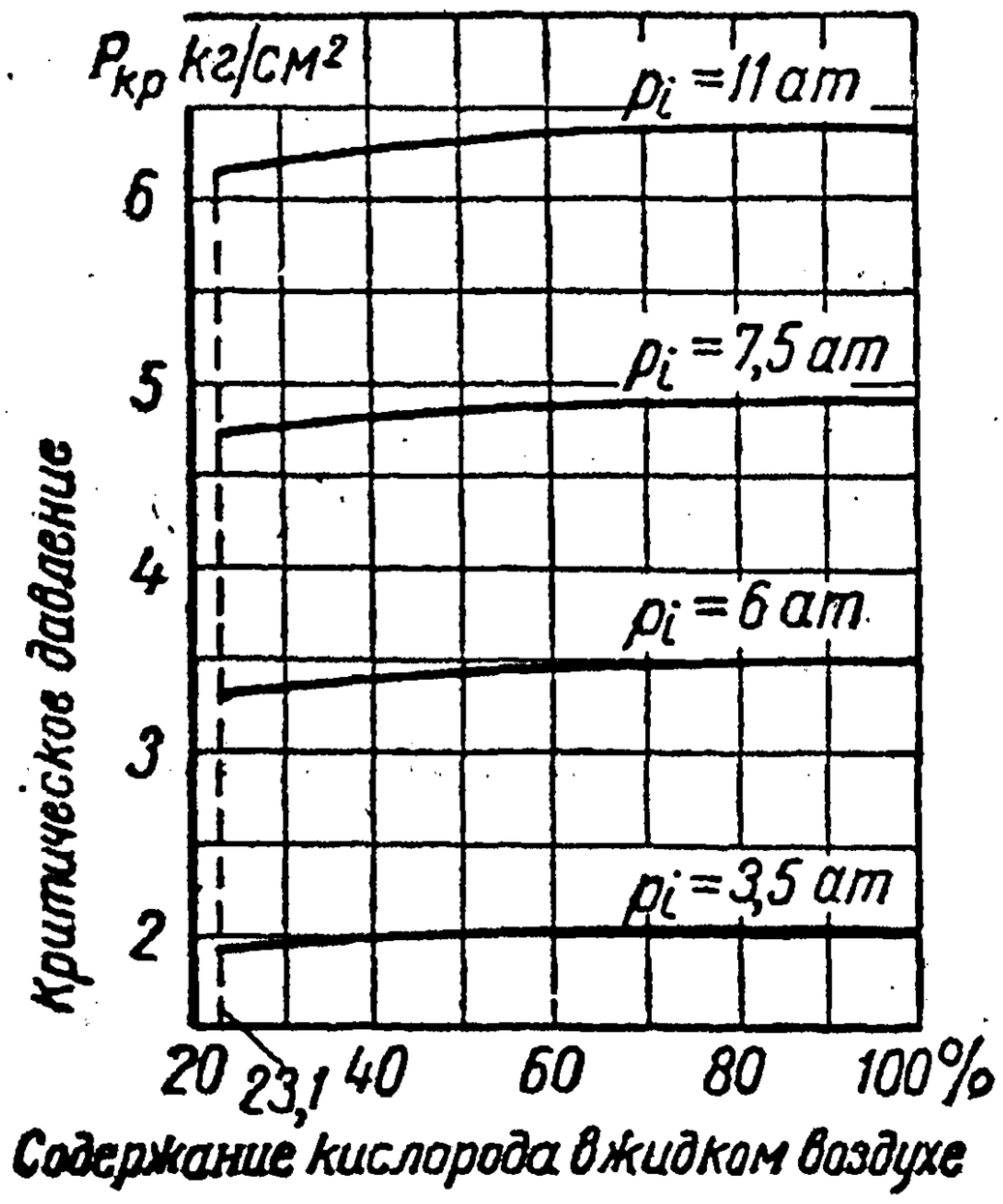
После этого точнее можно определить значения $\mu_2 c_{v_2}$ и k, а также T_k и действительное отношение $T_k : T_i$. Вычисления показывают, что это отношение $T_k : T_i$ равно 0,90 для воздуха, содержащего приблизительно 23—40% кислорода. При увеличении содержания кислорода отношение $T_k : T_i$ увеличивается и при чистом кислороде достигает величины 0,94.



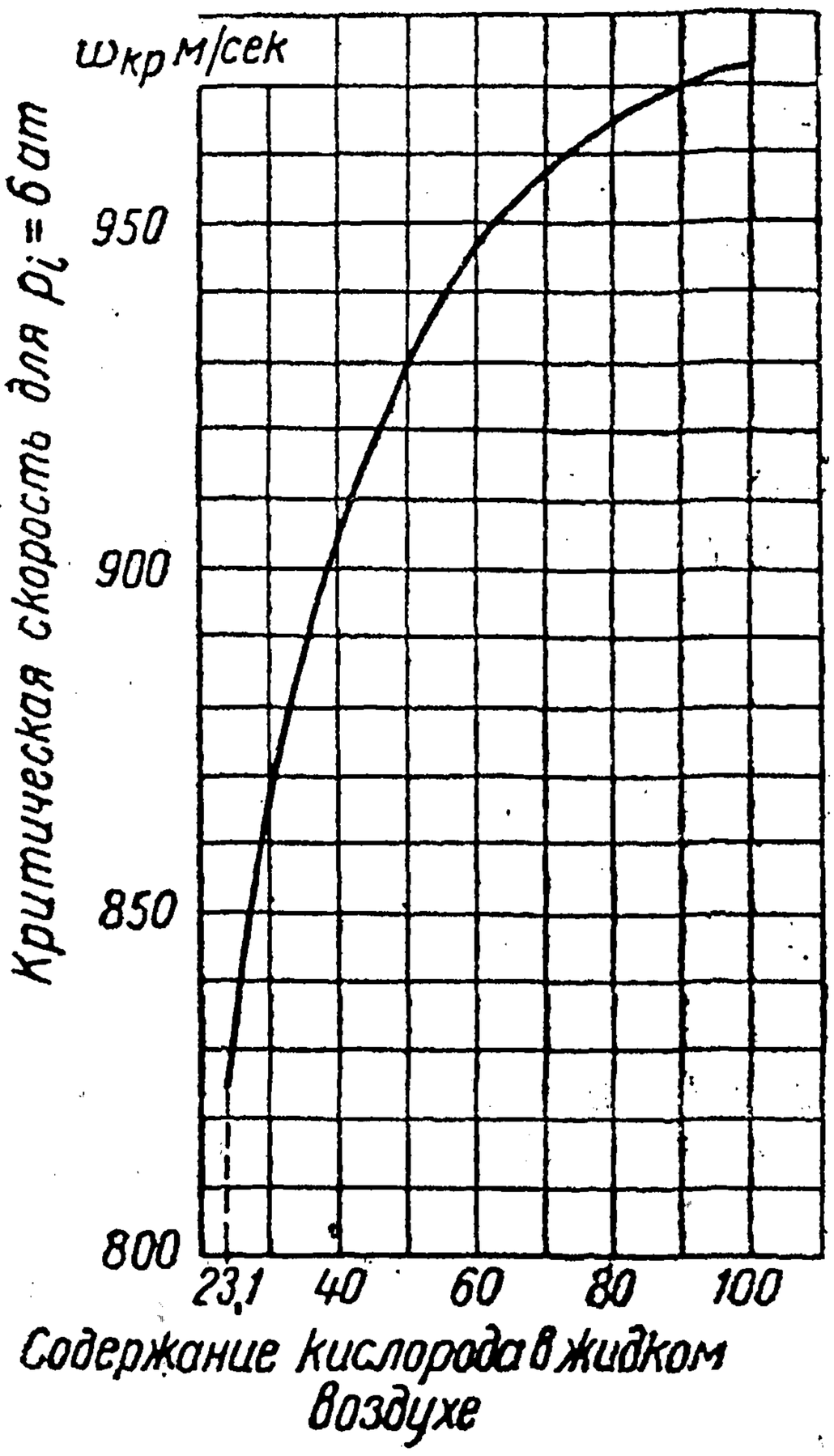
Фиг. 5. Изменение показателя степени адиабаты в зависимости от температуры.



Фиг. 6. Критическая температура в зависимости от содержания кислорода в воздухе.



Фиг. 7. Изменение критического давления в зависимости от давления в камере сгорания и от содержания кислорода в воздухе.



Фиг. 8. Критическая скорость продуктов сгорания в зависимости от содержания кислорода в воздухе.

На фиг. 5 даны значения K при различных температурах и давлениях; на фиг. 6 дано изменение величины T_k в зависимости от процентного содержания кислорода в воздухе.

Определим теперь критическое давление p_k, т. е. давление в критическом сечении сопла, и отношение $\frac{p_k}{p_i}$ по формулам

$$\frac{p_k}{p_i}=\left(\frac{T_k}{T_i}\right)^{\frac{k}{k-1}} \tag{34}$$

и

$$p_k=p_i\left(\frac{T_k}{T_i}\right)^{\frac{k}{k-1}}. \tag{34a}$$

На фиг. 7 представлено изменение критического давления в зависимости от температуры и давления в камере. Отношение давлений $\frac{p_k}{p_i}$ составляет приблизительно 0,56 и изменяется в зависимости от температуры незначительно, а именно: от 0,556 при $T_i=2000°$ (при 23% O_2) до 0,579 при $T_i=3500°$ (при 100% O_2), т. е. увеличение составляет 2,3%.

Критическая скорость, т. е. скорость в критическом сечении сопла, определяется по формуле, также известной из термодинамики:

$$w_k=\varphi\sqrt{2g\frac{k}{k+1}RT_k}. \tag{35}$$

На фиг. 8 даны значения w_k, вычисленные по предыдущей формуле в зависимости от температуры и давления в камере.

Температура и скорость истечения продуктов сгорания у выхода из сопла

Температуру продуктов сгорания у выхода из сопла определяем, предполагая адиабатический процесс, по формуле

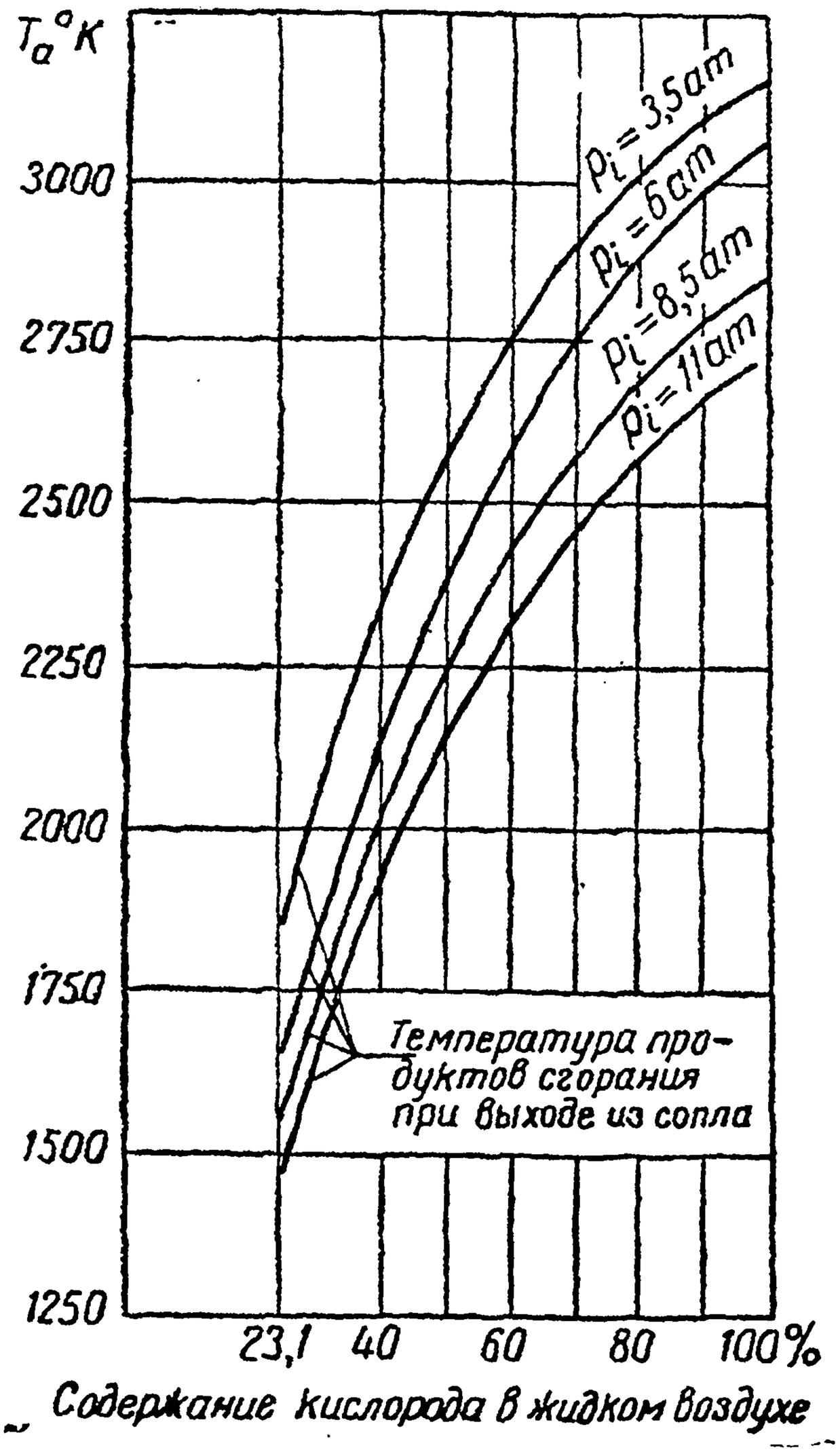
$$T_a=T_i\left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k-1}{k}}. \tag{36}$$

Давление в выходном сечении сопла задаем равным $p_a=1\ am$. Ход расчета тот же, что и для критического сечения сопла. Сначала T_a определяем приближенно при значении k, соответствующем T_k, т. е.

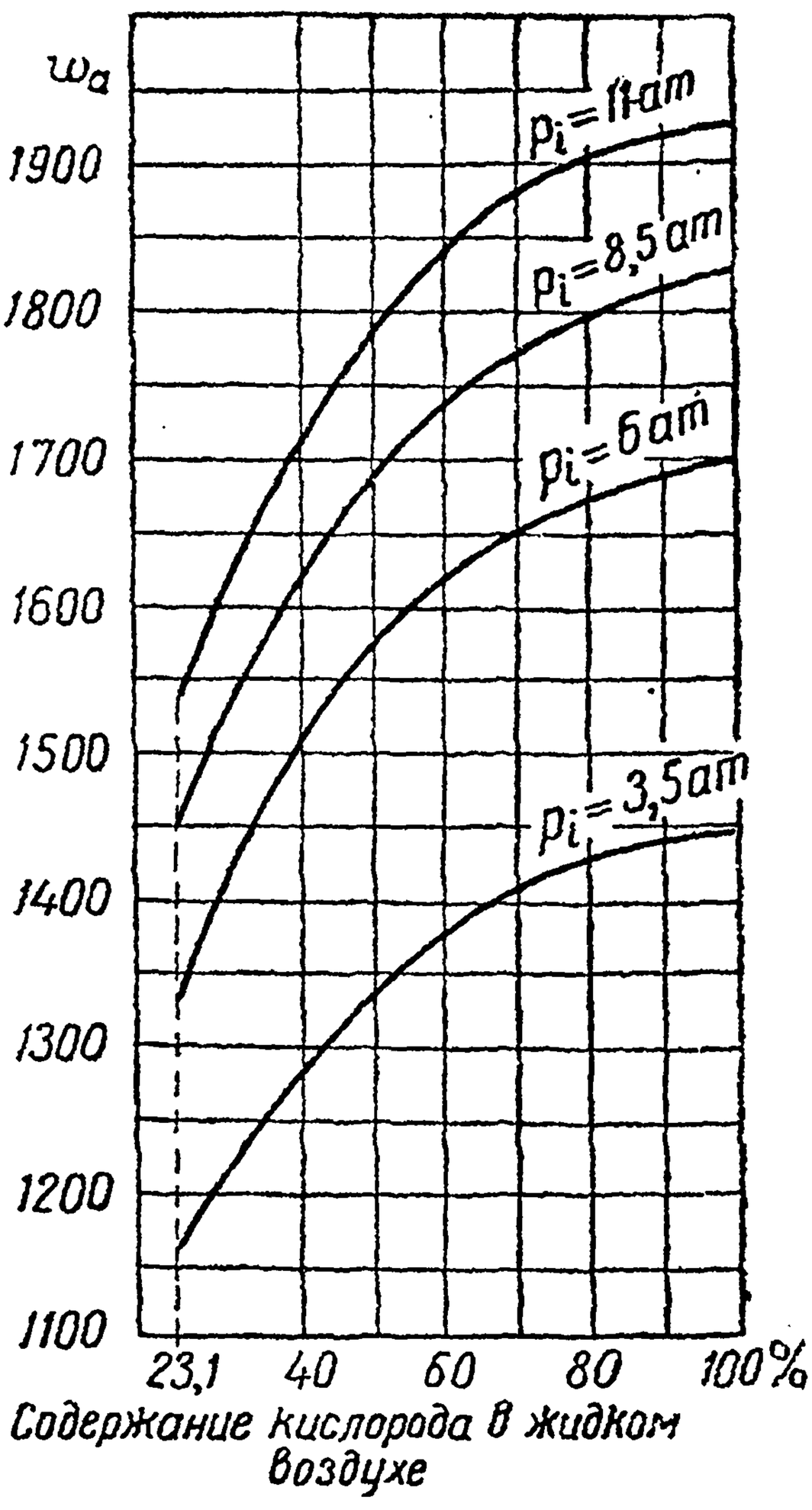
$$T_a=T_i\left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{kT_k-1}{kT_k}}; \tag{36a}$$

затем показатель адиабаты k определяем путем уточнения средней температуры, которая равна

$$T'_{a\,\text{ср}} = \frac{T_i + T'_a}{2}. \tag{36b}$$



Фиг. 9. Изменение температуры продуктов сгорания у выхода из сопла в зависимости от давления в камере и от содержания кислорода в воздухе.



Фиг. 10. Скорость истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя в зависимости от давления в камере и содержания кислорода в воздухе.

Окончательно температура продуктов сгорания у выхода из сопла будет равна:

$$T_a = T_i \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k_{T'_{a\,\text{ср}}} - 1}{k_{T'_{a\,\text{ср}}}}}. \tag{36c}$$

На фиг. 9 представлено изменение T_a при различном содержании кислорода в воздухе и при различном давлении в камере p_i, равном 3,5; 6; 8,5 и 11 *ат*.

Скорость истечения продуктов сгорания может быть определена по формуле (29b):

$$w_a = \varphi \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R_i (T_i - T_a)}.$$

Дополнительно здесь введен скоростной коэфициент истечения φ, в связи с потерей скорости за счет трения, принятый равным 0,95.

Численные значения скорости истечения продуктов сгорания из сопла, вычисленные по формуле (29b), представлены на фиг. 10.

Определение расхода рабочей смеси в единицу времени

Задаваясь реактивной силой P и зная скорость истечения газов w_a из сопла ракетного двигателя, необходимый секундный расход топливной смеси G легко определяется из формулы реактивной силы

$$P = \frac{G}{g} w_a, \tag{37}$$

откуда общий секундный расход равен

$$G = \frac{Pg}{w_a}. \tag{38}$$

Секундный расход бензина

$$G_1 = \frac{G}{L_0 + 1} \tag{38a}$$

и секундный расход воздуха

$$G_2 = G - G_1 = \frac{GL_0}{L_0 + 1}. \tag{38b}$$

Определение размеров критического и выходного сечений сопла

Размеры критического и выходного сечений сопла определяются из уравнения непрерывности струи (31) и уравнения состояния газов, а именно

$$G = \gamma_x f_x w_x$$

$$\gamma_x = \frac{1}{V_x} = \frac{p_x}{RT_x}.$$

Из указанных уравнений находим

$$f_x = \frac{GRT_x}{p_x w_x}. \tag{39}$$

Для определения размера критического сечения сопла имеем формулу

$$f_k = \frac{GRT_k}{p_k w_k}. \tag{40}$$

Для определения размера выходного сечения сопла имеем

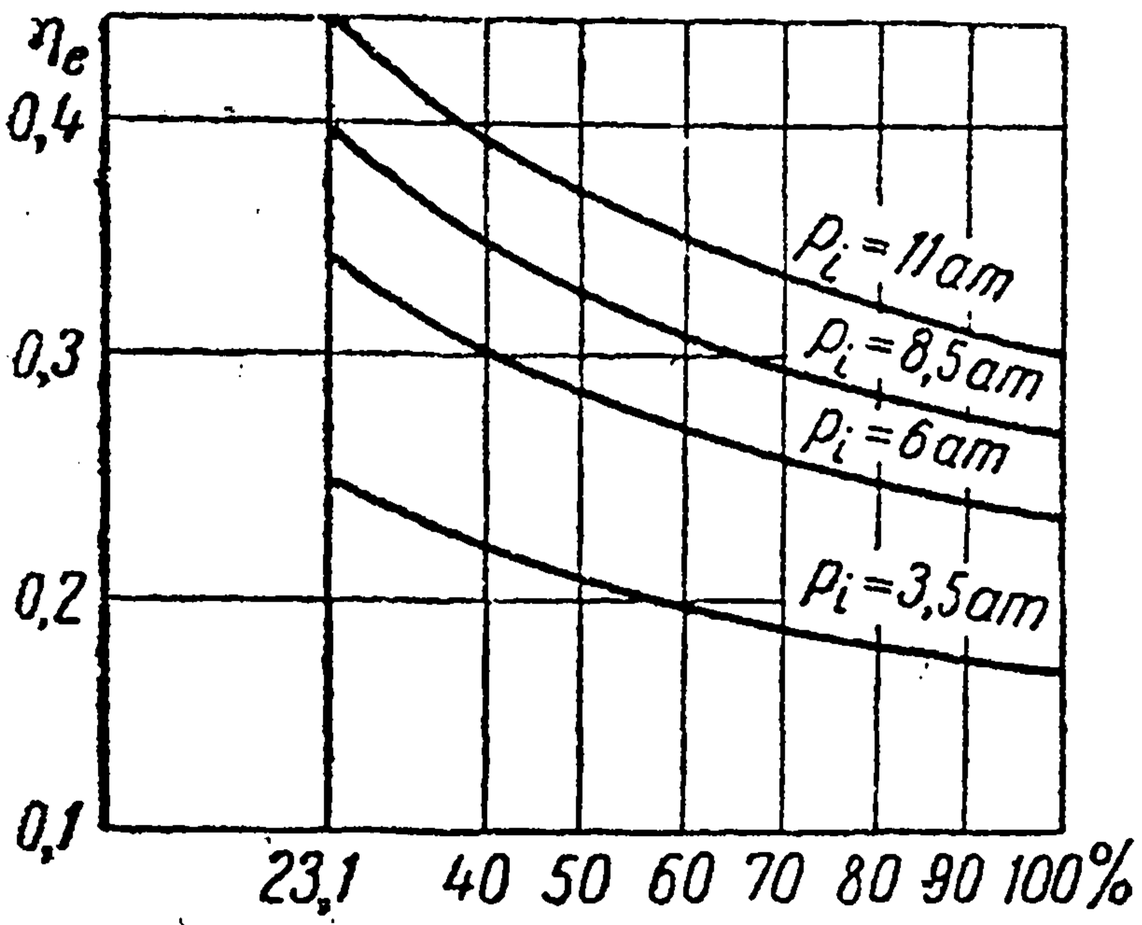
$$f_a = \frac{GRT_a}{p_a w_a}. \tag{41}$$

Соответствующие диаметры сечений сопла определяются по формулам

$$d_k = \sqrt{\frac{4}{\pi} f_k} \tag{40a}$$

и

$$d_a = \sqrt{\frac{4}{\pi} f_a}. \tag{41a}$$



Фиг. 11. Эффективный к. п. д. ракетного двигателя при различном содержании кислорода в воздухе и при различном давлении в камере сгорания.

Эффективный коэфициент полезного действия ракетного двигателя

Эффективный к. п. д. η_e ракетного двигателя равен отношению кинетической энергии 1 *кг* продуктов сгорания, т. е. $\frac{w_a^2}{2g}$, к тепловой энергии, приходящейся на 1 *кг* топлива, равной

$$\frac{H_u}{A(L_0+1)}, \quad \text{где } A = \frac{1}{427}.$$

Таким образом имеем

$$\eta_e = \frac{w_a^2 (L_0 + 1) A}{2 g H_u}. \tag{42}$$

На фиг. 11 даны значения эффективного к.п.д. ракетного двигателя при различном содержании кислорода в воздухе и различном давлении в камере сгорания.

Расчет температуры стенок камеры сгорания

Предположим, что при предварительном расчете уже определены вышеуказанным путем температура, плотность и давление газов, расход смеси и скорость газов внутри двигателя. Предположим также, что понижение температуры газов от прохождения тепла через стенки незначительно. В этом случае мы можем, зная начальную температуру и скорость охлаждающей жидкости или газа, определить температуру стенок и обмен тепла у стенок с охлаждающей средой.

Примем, что двигатель представляет собой цилиндрическую камеру сгорания с соплом, окруженную наружным кожухом такой же формы, как и сама камера. Кожух установлен таким образом, что между стенками камеры и кожуха имеется зазор для прохождения охлаждающей жидкости.

Расчет произведен в предположении, что стенка наружного кожуха в передаче тепла не участвует.

Для охлаждения двигателя используется окислитель, т. е. воздух, обогащенный кислородом. Температура воздуха перед входом в камеру принята равной $t_0 = 15°$ или $T_0 = 288°$ К.

Коэфициент прохождения тепла через стенки выражается формулой

$$k = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} + \frac{1}{\alpha_2} + \frac{\delta}{\lambda}}, \tag{43}$$

где α_2 и α_1 — коэфициенты передачи тепла от газов стенке и от стенки свежему воздуху;
λ — теплопроводность стенки;
δ — толщина стенки.

Коэфициенты α_2 и α_1 определяются по формуле Нуссельта-Нернста:

$$\alpha_1 = \frac{15{,}9\lambda_{1\,ст}}{d_1^{0.214}} \left(\frac{w_1 b_1}{\lambda_1}\right)^{0{,}786} \tag{44}$$

и

$$\alpha_2 = \frac{15{,}9\lambda_{2\,ст}}{d_2^{0{,}214}} \left(\frac{w_2 b_2}{\lambda_2}\right)^{0{,}786} \tag{45}$$

где w_1 — скорость воздуха в кольцеобразном пространстве между кожухом и камерой сгорания;
w_2 — скорость продуктов сгорания в пространстве сгорания;
b_1 — теплоемкость в *кал/м*^{3} для свежего воздуха;
b_2 — теплоемкость в *кал/м*^{3} для продуктов сгорания;

λ_1 — теплопроводность воздуха при температуре свежего воздуха;

$\lambda_{1\,ст}$ — теплопроводность воздуха при температуре, равной температуре стенок камеры;

λ_2 — теплопроводность продуктов сгорания при температуре сгорания;

$\lambda_{2\,ст}$ — теплопроводность продуктов сгорания при температуре, равной температуре стенок камеры;

d_1 и d_2 — средний расчетный диаметр для кольцеобразного пространства (приблизительно гидравлический радиус) и диаметр камеры сгорания.

Для толщины стенок $\delta = 2$ *мм* $= 0{,}002$ *м* и для

$$\lambda = 33 \frac{кал}{м^2\,час\,°C}$$

(среднее значение для стали) получаем

$$\frac{\delta}{\lambda} = \frac{0{,}002}{33} = \frac{1}{16\,500}.$$

Это настолько малая величина по сравнению с $\frac{1}{\alpha_1}$ и $\frac{1}{\alpha_2}$, что ею можно пренебречь для данного расчета. Разность температуры наружной и внутренней поверхностей стенок камеры сгорания мала.

Поэтому можем в уравнении (43) член $\frac{\delta}{\lambda}$ опустить и определить среднюю температуру стенки камеры сгорания при помощи формулы

$$k = \frac{1}{\left(\frac{1}{\alpha_1} + \frac{1}{\alpha_2}\right)}. \qquad (43а)$$

Количество $\frac{Q}{Fz}$ тепла, проходящее через 1 $м^2$ поверхности F стенок в течение 1 часа, может быть выражено формулой

$$\frac{Q}{Fz} \approx \alpha_2 (t_i - \vartheta_{ср}) \approx \alpha_1 (\vartheta_{ср} - t) = k (t_i - t_0) = \frac{\lambda}{\delta} (\vartheta_2 - \vartheta_1), \qquad (46)$$

где ϑ_1, ϑ_2 и $\vartheta_{ср}$ — соответственно наружная, внутренняя и средняя температуры стенок камеры сгорания.

Из формулы (46) получаем

$$\vartheta_{ср} = t_i - \frac{k}{\alpha_2} (t_i - t_0). \qquad (47)$$

В формулах (44) и (45) для рассматриваемого сечения трубок лишь $\lambda_{1\,ст}$ и $\lambda_{2\,ст}$ являются переменными величинами. Они возрастают линейно с температурой $\vartheta_{ср}$. Поэтому можем написать

$$\alpha_1 = \alpha_{1_0}(1+\beta_1\vartheta_{ср}) \tag{44a}$$

и

$$\alpha_2 = \alpha_{2_0}(1+\beta_2\vartheta_{ср})^*. \tag{45a}$$

Здесь индекс „о“ означает начальные значения α_1 и α_2.

Подставив значение k из выражения (43а) в формулу (47), получаем

$$(t_i-\vartheta_{ср}) = \frac{1}{\alpha_2\left(\frac{1}{\alpha_1}+\frac{1}{\alpha_2}\right)}(t_i-t_0) = \frac{\alpha_1(t_i-t_0)}{\alpha_1+\alpha_2}.$$

Подставив сюда значения величин α_1 и α_2 из формул (44а) и (45а), получаем после преобразований

$$\vartheta_{ср}^2 - \frac{t_i\alpha_{2_0}\beta_2 + t_0\alpha_{1_0}\beta_1 - \alpha_{1_0} - \alpha_{2_0}}{\alpha_{1_0}\beta_1+\alpha_{2_0}\beta_2}\vartheta_{ср} - \frac{t_0\alpha_{1_0}+t_i\alpha_{2_0}}{\alpha_{1_0}\beta_1+\alpha_{2_0}\beta_2} = 0. \tag{48}$$

Обозначив член при $\vartheta_{ср}$ через a, а свободный член через b, получаем

$$\vartheta_{ср}^2 - a\vartheta_{ср} - b = 0,$$

откуда

$$\vartheta_{ср} = \frac{a}{2} \pm \sqrt{\frac{a^2}{4}+b}, \tag{49}$$

причем

$$a = \frac{\alpha_{1_0}(1-\beta_1 t_0)+\alpha_{2_0}(1+\beta_2 t_i)}{\alpha_{1_0}\beta_1+\alpha_{2_0}\beta_2} \tag{50}$$

и

$$b = \frac{t_0\alpha_{1_0}+t_i\alpha_2}{\alpha_{1_0}\beta_1+\alpha_{2_0}\beta_2}. \tag{51}$$

При помощи формулы (48) можно легко определить температуру стенок камеры сгорания $\vartheta_{ср}$, если задаться величинами t_i, t_0, β_1, β_2 и вычислить величины α_{1_0} и α_{2_0}.

---

* β_1 и β_2 — температурные коэфициенты теплопередачи. *Прим. ред.*

Определение коэфициента теплопередачи α_{2o} и его температурного коэфициента β_2 для передачи тепла от продуктов сгорания стенкам камеры сгорания

Коэфициенты теплопроводности отдельных газов N_2, CO_2 и H_2O равны

$$\left.\begin{aligned}\lambda_{N_2}&=0{,}0190\,(1+0{,}0035t),\\ \lambda_{CO_2}&=0{,}0119\,(1+0{,}00542t),\\ \lambda_{H_2O}&=0{,}01405\,(1+0{,}00369t).\end{aligned}\right\} \qquad (52)$$

В первом приближении для данного расчета была принята формула смешения, которая дает для λ слишком большие значения. Более точное значение может быть получено после проведения опытов.

Весовые количества CO_2 и H_2O, получающиеся при полном сгорании 1 *кг* бензина, были вычислены ранее и соответственно равны 3,145 и 1,305 *кг*.

Весовое количество азота N_2, которое получается при сгорании 1 *кг* бензина, равно

$$N_2=\frac{3{,}44\,(1-x_0)}{x_0}\ кг.$$

По правилу смешения теплопроводность смеси продуктов сгорания

$$(N_2+CO_2+H_2O)\,\lambda=N_2\lambda_{N_2}+CO_2\lambda_{CO_2}+H_2O\lambda_{H_2O}, \qquad (53)$$

причем можем также написать для общего веса продуктов сгорания, получающихся при сжигании 1 *кг* горючего:

$$N_2+CO_2+H_2O=L_0+1. \qquad (54)$$

Таким образом имеем

$$\lambda=\frac{N_2}{L_0+1}\,0{,}0190\,(1+0{,}0035t)+\frac{1}{L_0+1}\,[3{,}145\cdot 0{,}0119\,(1+$$
$$+0{,}00542t+1{,}305\cdot 0{,}01405)\,(1+0{,}00369(t)]=$$
$$=\frac{N_2\,0{,}0190+0{,}0557}{L_0+1}+\frac{N_2\,66{,}5+271}{(L_0+1)\,10^6}\,t. \qquad (54a)$$

При помощи этой формулы определяем в формуле (45) λ_2 для температуры t_i и $\lambda_{2\,ст}$ — для температуры $\vartheta_{ср}$.

Далее в формулу (45) входит теплоемкость продуктов сгорания b_2 при температуре t_i. Она получается по формуле

$$b_{2\,t_i}=\frac{\gamma_i}{\mu_2 M_2}\,(A_2+2B_2t_i), \qquad (55)$$

где попрежнему

$$\nu_2 M_2 = L_0 + 1 \quad \text{и} \quad \gamma_1 = \frac{p_i}{R_2 T_i}.$$

Затем для диаметра камеры сгорания (беря внутренний диаметр $d_2 = 60$ *мм* $= 0{,}06$ *м*) имеем

$$\lg d_2^{0,214} = 0{,}2141 \lg 0{,}06 = -0{,}214 \cdot 1{,}2218 =$$

$$= -0{,}262 = \lg 0{,}548,$$

откуда получаем

$$d_2^{0,214} = 0{,}548.$$

Площадь поперечного сечения камеры сгорания равна

$$f_i = \frac{\pi}{4} 0{,}06^2 = 28{,}27 \ см^2.$$

Скорость продуктов сгорания в камере получается из уравнения непрерывности струи и уравнения состояния газов, т. е. из уравнения

$$G = \gamma_i f_i w_i,$$

откуда

$$w_i = \frac{G}{\gamma_i f_i} = \frac{G R_i T_i}{p_i f_i}. \tag{56}$$

Ввиду того что λ_{2t_i} и b_{2t_i}, а также и w_i представляют собой самостоятельные важные величины, они должны быть вычислены, а затем уже подставлены в формулу (45).

α_{2_0} получим, если в формулу (45) подставим λ_{2_0}, полученное для $t = 0$, а температурный коэфициент β_2 определим просто из (54а), вынеся член, свободный от t, за скобку; тогда получаем для коэфициента при t

$$\beta_2 = \frac{N_2\, 66{,}5 + 271}{10^6 (N_2\, 0{,}0190 + 0{,}0557)}. \tag{57}$$

Можем также написать

$$\beta_2 = \frac{N_2\, 0{,}665 + 2{,}71}{N_2\, 190 + 557}, \tag{57а}$$

Определение коэфициента теплопередачи α_{l_0} и его температурного коэфициента β_l для передачи тепла от стенок камеры сгорания свежему воздуху, движущемуся в кольцеобразном пространстве между наружным кожухом и стенками камеры сгорания

Коэфициент теплопроводности воздуха, получающегося из жидкого воздуха, был вычислен также по правилу смешения. Имеем

$$\lambda_1 = x\lambda_{N_2} + (1 - x_0)\,\lambda_{N_2}. \qquad (58)$$

Коэфициент теплопроводности азота дан в выражении (52), а для кислорода вычисляем его по формуле

$$\lambda_{O_2} = 0{,}0200\,(1 + 0{,}0035t), \qquad (52a)$$

где t соответствует $\vartheta_{ср}$.

Подстановкой в выражение (58) получаем

$$\lambda_1 = x\,0{,}0200\,(1 + 0{,}0035t) + (1 - x)\,0{,}0190\,(1 + 0{,}0035t) =$$

$$= (1 + 0{,}0035t)\,(0{,}0190 + 0{,}001x). \qquad (58a)$$

По этой формуле определяются значения λ_1 для температуры, при которой воздух, по предположению, входит в кожух, а также и для температуры ϑ_1 самих стенок.

Для $t_0 = 15°$ C имеем

$$\lambda_1 = (1 + 0{,}0035 \cdot 15)\,(0{,}0190 + 0{,}001x). \qquad (58b)$$

При теплоемкостях кислорода и азота

$$c_{p\,O_2} = 0{,}217\ кал/кг\ °C \quad и \quad c_{p\,N_2} = 0{,}247\ кал/кг\ °C$$

теплоемкость воздуха (1 *кг*) при температуре $t = 15°$ будет:

$$c_{p1} = x\,0{,}217 + (1 - x)\,0{,}247. \qquad (59)$$

Теплоемкость 1 $м^3$ воздуха при температуре t_0 равна

$$b_1 = \frac{\gamma_0 c}{v_0}\,p_i = \frac{1{,}188 \cdot 29{,}26 p_i\,[x \cdot 0{,}217 + (1 - x)\,0{,}247]}{R_1 p_0}, \qquad (60)$$

причем для плотности взята плотность атмосферного воздуха, измененная в обратном отношении газовых постоянных, т. е.

$$\gamma_0 = \frac{1{,}188 \cdot 29{,}26}{R_1}.$$

Для кольцеобразных сечений труб нет прямой формулы для определения коэфициента передачи тепла. Предположим, что диаметры сечения равны $d_a \approx 88$ *мм* и $d_i = 64$ *мм*.

Если принимать, что в формуле (44) значение d_1 соответствует удвоенному гидравлическому радиусу, то получаем

$$d_1 = d_a - d_i.$$

Если принять, что d_i равно расстоянию между наружной и внутренней стенками, то, введя здесь индекс „прим", получим

$$d_1' = \frac{d_a - d_i}{2},$$

так что

$$\frac{d_1}{d_1'} = 2.$$

Но для формулы (44) важна только величина $d_1^{0,214}$, поэтому имеем для отношения соответствующих коэфициентов теплопередачи

$$\frac{d_1'}{d_1} = 2^{0,214} = 1,160,$$

т. е., принимая первый случай, получаем d_1 лишь на 16% меньше и, значит, несколько более высокую расчетную температуру стенки камеры сгорания.

Итак, примем

$$d_1 = d_a - d_i. \tag{61}$$

Тогда имеем

$$d_1 = 88 - 64 = 24 \text{ мм}$$

и

$$d_1^{0,214} = 0,450.$$

Скорость воздуха определяем по формуле, аналогичной (56), а именно

$$w_1 = \frac{G_{\text{воз}} R_1 T_0}{p_i f_1}, \tag{62}$$

где $G_{\text{воз}}$—расход воздуха в *кг/сек*, R_1—газовая постоянная воздуха при соответствующем содержании кислорода и T_0—температура воздуха в данном сечении.

Для определения температуры стенок камеры сгорания необходимо сначала задаться размерами камеры сгорания и секундным расходом. Вычислив все промежуточные значения, т. е. α_{1_0}, α_{2_0}, β_1, β_2 и др., необходимо подставить их в формулы (48а), (50), (51).

Величину λ_2 берем из формулы (58а), причем откидываем члены, зависящие от температуры, т. е. считаем, что

$$\lambda_1 = (\lambda_{ст})_0.$$

Кроме того, в формулу (44) подставляем $d_1^{0,214} = 0{,}450$. Температурный коэфициент β_1 принимаем согласно формуле (58а) равным 0,0035.

Приближенное определение размеров необходимого пространства сгорания

Длина пламени представляет собой в общем функцию многих переменных. Она зависит от следующих факторов: скорости передвижения газов; давления, температуры и избытка воздуха; состава воздуха или сорта окислителя; сорта горючего; степени смешивания; температуры * примешиваемого воздуха; степени подогрева горючего; степени его распыливания и испарения; температур стенок камеры сгорания; наличия в камере посторонних разбрызгивающих горючее частей, а также частей, которые сильно накалены; направления, в котором впрыскивается горючее в камеру сгорания, и наличия вихревого движения или искусственного перемешивания газов; наконец также от предварительного частичного карбюрирования горючего. Сама форма камеры сгорания также играет большую роль.

Диссоциация газов, сказывающаяся особенно резко при высоких температурах, и особенно диссоциация углекислого газа, удлиняют пламя, получающееся внутри камеры сгорания, настолько, что конец его высовывается через сопло наружу, где примешивается атмосферный воздух, снижающий температуру сгорания и дающий возможность закончить горение. Внутри камеры сгорания процесс горения будет асимптотически приближаться к теоретическому, т. е. при малой камере сгорания процент несгоревшего горючего будет больше.

Подойти к определению величины камеры сгорания можно различными путями. Можно, как это сделали за границей (см. журнал «Die Rakete», № 3, 1929), ограничиться скоростью испарения капель, определяя длину пути капли, пройденного до ее полного испарения. Но будет неправильно принимать, что испаренное горючее внезапно догорает; это имело бы место только при наиболее совершенном перемешивании.

---

* Температура стенок камеры увеличивается от увеличения давления в камере за счет увеличения скоростей газов. Это увеличение настолько незначительно, что кривые для рассматриваемого интервала давлений практически совпадают.

Поэтому целесообразно исходить из опытных данных и вывести формулы, предусматривая возможность перехода от опытной камеры, удачно работавшей, к другой новой, подобной формы.

Отношение длины пламени L к внутреннему диаметру камеры сгорания d_i дает первую зависимость для определения размеров пространства сгорания

$$\frac{L}{d_i} = x. \tag{63}$$

Вторую зависимость получим из уравнения непрерывности струи, а именно

$$G = \frac{p_i \pi d_i^2 w_i}{R T_i 4}. \tag{64}$$

Третье уравнение можно составить, приняв, что независимо от сечения пространства сгорания длина пламени при данной температуре его приблизительно пропорциональна скорости передвижения газа, ввиду того, что при данной скорости реакции отдельные частицы сгорающей смеси будут перенесены при сгорании на расстояния, пропорциональные скорости газа в камере сгорания.

Далее естественно принимать, что длина пламени обратно пропорциональна плотности газа, или, что то же самое, при данной температуре обратно пропорциональна давлению его. При увеличенном давлении частицы газа находятся ближе друг к другу и пути отдельных молекул короче. Поэтому можно принимать, что интенсивность горения, т. е. количество молекул, соединяющихся в единицу времени в единице объема, пропорционально давлению газа, между тем как скорость горения не увеличится заметно, поскольку температура сгорания не увеличилась. Это означает, что объем в котором происходит горение, будет при данной скорости движения газа обратно пропорционален давлению и прямо пропорционален расходу рабочей смеси в единицу времени, т. е.

$$\left.\frac{V}{V_0}\right|_{w=\text{const}} = \frac{p_0 G_x}{p_x G_0}. \tag{65}$$

Ввиду того что общий объем камеры сгорания также будет пропорционален (при постоянном давлении) скорости газа, умноженной на квадрат диаметра, получим новое уравнение, в котором обозначим индексом «о» величины для исходного случая. Объем камеры сгорания обозначим V.

Имеем

$$\frac{V}{V_0} = \frac{w_x d_x^2}{w_0 d_0^2}. \tag{66}$$

При этом

$$V = \frac{\pi d_x^2}{4} L_x \tag{67}$$

и

$$V_0 = \frac{\pi d_0^2}{4} L_0. \tag{68}$$

Изменений температуры сгорания мы здесь рассматривать не будем, ввиду того что они почти постоянны, предполагая, что сорт горючего, окислителя и степень перемешивания не меняются.

Из выражения (64) находим

$$\frac{G_x}{G_0} = \frac{p_x d_x^2 w_x}{p_0 d_0^2 w_0}. \tag{69}$$

Подставляя значение $\frac{G_x}{G_0}$ из этого выражения в выражение (65), получаем для одинаковых давлений в камере

$$\frac{V}{V_0} = \frac{d_x^2 L}{d_0^2 L_0}\Bigg|_{p=\text{const}} = \frac{d_x^2 w_x p_x p_0}{d_0^2 w_0 p_x p_0} = \frac{d_x^2 w_x}{d_0^2 w_0}. \tag{70}$$

Для различных давлений опытной и проектируемой камеры имеем

$$\frac{V}{V_0} = \frac{w_x p_0 G_x}{w_0 p_x G_0}, \tag{71}$$

откуда, заменяя

$$V_0 = \frac{\pi d_0^2}{4} L_0,$$

получим формулу для определения объема в окончательном виде

$$V = \frac{w_x p_0 G_x}{w_0 p_x G_0} \pi \frac{d_0^2}{4} L_0. \tag{72}$$

Все выведенные формулы носят приближенный характер и нуждаются в уточнении на основе теоретических исследований и результатов опытов, непосредственно проведенных на ракетном двигателе.

ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ*

(Статья вторая)

1. Сила тяги ракеты

Из закона, по которому импульс силы равен изменению количества движения, следует, что полное осевое давление газов равно произведению массы газов, выходящих в единицу времени, на относительную скорость выхода газов из ракеты.

Примем обозначения:

P—осевое давление ракеты (реактивная сила);

dM—масса газов, выходящих из ракеты за время dt;

v—скорость полета ракеты;

c_1—абсолютная скорость горючего материала до его пропульсивного действия;

c_1'—абсолютная скорость газов у входа в сопло ракеты, считая ее положительной в направлении полета;

c_2—абсолютная скорость выхода газов из сопла ракеты, считая ее положительной в направлении полета;

w_1—относительная скорость горючего материала до его пропульсивного действия;

w_1'—относительная скорость газов по отношению к ракете у входа в сопло ракеты, считая ее положительной в направлении, противоположном направлению полета;

w_2—то же, что w_1, у выхода из сопла ракеты.

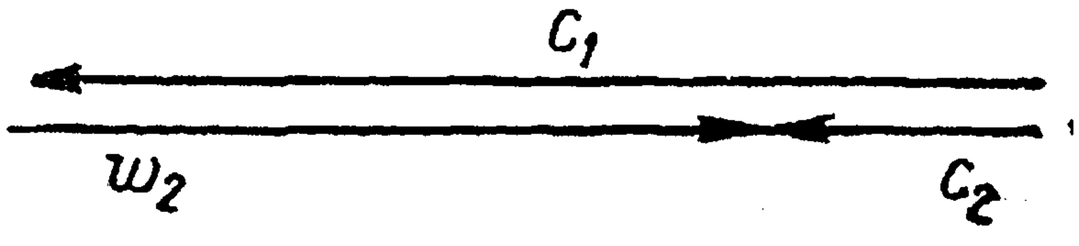
Если скорость ракеты увеличивается, то движется с ускорением, конечно, и горючий материал, находящийся в баках. Таким образом горючий материал приобретает некоторое количество кинетической энергии. Последняя впоследствии, при сгорании горючего в ракете, частью используется и поэтому при больших скоростях полета играет огромную роль. Абсолютная скорость c_1 горючего материала до его пропульсивного действия для ракет, не работающих атмосферным воздухом, а берущих весь запас горючего и кислорода с собой, конечно, всегда равна

---

* Статья была напечатана в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937.

скорости полета v, а соответствующая относительная скорость w_1 всегда равна нулю. В момент вступления в сопло ракеты горючий материал в общем уже производил некоторую малую пропульсивную силу, соответствующую изменению относительной скорости от $w_1 = 0$ до w'_1 или, что то же, изменению абсолютной скорости от c_1 до c'_1.

Поэтому для определения осевого давления P необходимо принимать в расчет изменение абсолютной скорости газов от $c_1 = v$ до c_2 или равное ему изменение относительной скорости от $w_1 = 0$ до w_2. Но (фиг. 1)



Фиг. 1.

$$w_2 = c_1 - c_2; \qquad (1)$$

тогда изменение количества движения массы dM будет

$$w_2\, dM = (c_1 - c_2)\, dM,$$

а равный ему импульс силы равен Pdt, т. е.

$$Pdt = w_2 dM, \qquad (2)$$

откуда

$$P = w_2 \frac{dM}{dt}. \qquad (3)$$

Обозначим еще через G_s расход топлива в единицу времени (в 1 сек.) в *кг* и через g_0 — ускорение силы тяжести на поверхности земли. Имеем

$$\frac{dM}{dt} = \frac{G_s}{g_0},$$

откуда

$$P = w_2 \frac{G_s}{g_0}. \qquad (4)$$

Скорость w_2 определима, если известны: теплотворная способность топлива, начальное и конечное состояния газов, а также данные для определения коэфициента теплоотдачи стенкам сопла и камеры сгорания.

Напишем общее уравнение энергии

$$\frac{i_1 - i_2}{m} + Ab = AL + Q_s + A\left(\frac{c_2^2}{2g_0} - \frac{c_1^2}{2g_0}\right), \qquad (5)$$

где m — молекулярный вес продуктов сгорания;

i_1 — теплосодержание топлива на 1 *кг-моль* продуктов сгорания до сжигания в ракете;

i_2—теплосодержание продуктов сгорания на 1 *кг-моль* после сгорания их;

$i_1 - i_2$—носит название теплового напора (термин, аналогичный водяному напору);

L—работа в *кгм*, полезно отданная двигателем ракете и отнесенная к 1 *кг* топливной смеси;

A—1 : 427 *кал/кгм*—тепловой эквивалент единицы работы;

Q_s—теплота, отданная стенкам ракеты на 1 *кг* топливной смеси;

b—кинетическая энергия, сообщенная топливу при его подаче в камеру сгорания.

Уравнение (5) словами может быть выражено следующим образом: сумма изменения теплосодержания и теплоты, эквивалентной работе, произведенной внешними силами, равна сумме трех величин:

1) теплового эквивалента полученной работы AL,

2) теплоты Q_s, отданной стенкам ракеты, и

3) кинетической энергии продуктов сгорания на 1 *кг* топливной смеси:

$$A\left(\frac{c_2^2}{2g_0} - \frac{c_1^2}{2g_0}\right).$$

Работа трения газов о стенки в эту формулу не введена. Мы можем написать, что работа G_sL, полученная ракетой в единицу времени, равна работе силы P, действующей на ракету при скорости v, т. е.

$$G_sL = Pv.$$

Подстановкой P из формулы (3) получаем

$$G_sL = \frac{w_2G_s}{g_0}v,$$

откуда

$$L = \frac{w_2c_1}{g_0}. \qquad (6)$$

Подстановкой L из формулы (6) и w_2 из формулы (1) в формулу (5) получаем

$$-Q_s + \frac{i_1 - i_2}{m} + Ab = A\frac{w_2c_1}{g_0} + \frac{A}{2g_0}(c_2 - c_1)(c_2 + c_1) =$$

$$= \frac{A}{2g_0}\left[2w_2c_1 - w_2(c_2 + c_1)\right] = \frac{Aw_2}{2g_0}(c_1 - c_2) = \frac{Aw_2^2}{2g_0};$$

отсюда

$$w_2 = \sqrt{\frac{2g_0}{A}\left(\frac{i_1 - i_2}{m} - Q_s + Ab\right)}. \qquad (7)$$

Если еще ввести коэфициент истечения φ, т. е. отношение действительной скорости истечения к теоретической, то получаем в общем

$$w_2 = \varphi\sqrt{\frac{2g_0}{A}\left(\frac{i_1 - i_2}{m} - Q_s + Ab\right)}. \qquad (8)$$

После подстановки численных значений $g_0 = 9{,}81$ *м/сек*^{2} и $A = \frac{1}{427}$ эта формула принимает вид

$$w_2 = 91{,}5\varphi\sqrt{\frac{i_1 - i_2}{m} - Q_s + Ab}\ \text{м/сек}, \qquad (9)$$

причем i_2 взято из диаграммы iS, вычерченной без учета трения.

Весь тепловой напор, отнесенный к молекулярному весу продуктов сгорания $\frac{i_1 - i_2}{m}$, равен теплотворной способности $H_0 = \frac{H}{1+x}$ 1 *кг* топливной смеси. Здесь H—теплотворная способность 1 *кг* горючего материала и x—вес кислорода или воздуха, необходимого для сжигания 1 *кг* горючего.

В частности, при использовании всего теплового напора, и если $\varphi = 1$, $Q_s = 0$ и $b = 0$, получаем для максимальной скорости истечения

$$w_{2\,\max} = \sqrt{\frac{2g_0}{A}\,\frac{i_1 - i_2}{m}} = 91{,}5\sqrt{H_0}\ \text{м/сек}. \qquad (10)$$

Рассматривая формулы (9) и (4), видим, что, во-первых, относительная скорость истечения w_2 зависит лишь от уменьшения теплового напора $\frac{i_1 - i_2}{m}$, от количества Q_s тепла, прошедшего через стенки ракеты, и от некоторого коэфициента φ, который тем ближе к единице, чем меньше трение в ракете.

Далее видим, что толкающая сила P ракеты равна произведению скорости w_2 на массу газов, выброшенных из ракеты в единицу времени. При постоянной скорости w_2, постоянном давлении в камере сгорания и постоянном выходном сечении сопла эта масса является также постоянной величиной. Отсюда следует, что толкающая сила P не зависит от скорости полета. Ракета представляет собой аппарат, имеющий при данном постоянном расходе топлива постоянную пропульсивную (толкаю-

щую) силу. Так как мощность ракеты равна Pv, то она увеличивается пропорционально скорости полета и может увеличиваться беспредельно, но, как мы увидим из рассмотрения к.п.д., последний при больших скоростях (лежащих, впрочем, много выше 11 *км/сек*) стремится к нулю.

2. Коэфициенты полезного действия ракеты*

Обозначим через η_m отношение воспринятой ракетой за время dt работы $G_s L dt$ к работе, соответствующей теплоте, превращенной за тот же промежуток времени в кинетическую энергию продуктов сгорания, т. е. к величине

$$dt\,\frac{G_s w_2^2}{2g_0} = G_s\left(\frac{i_1 - i_2}{Am} - Q_s\right)\varphi^2 dt.$$

Тогда получаем**

$$\eta_m = \frac{G_s L dt}{\frac{G_s}{A}\,\frac{i_1 - i_2 - mQ_s}{m}\,\varphi^2 dt} = \frac{LmA}{(i_1 - i_2 - mQ_s)\,\varphi^2}. \qquad (11)$$

Подставляя в (11) значения L из (6) и w_2 из (8), получаем также

$$\eta_m = \frac{w_2 c_1}{g_0}\,\frac{2g_0}{w_2^2}$$

или окончательно

$$\eta_m = \frac{2c_1}{w_2}. \qquad (12)$$

Из формулы (11) видно, что η_m при скоростях наших обыкновенных самолетов—очень малая величина; принимая, например, для водорода $H_u = 29\,000$ *кал/кг* и $x = 8$, получаем по предыдущим формулам: $H_0 = 29\,000 : 9 = 3220$ *кал/кг* и $w_{2\,max} = 91{,}5\sqrt{3220} = 5200$ *м/сек* при $\varphi = 1$. Если в действительности w_2 принимать равным лишь 3000 *м/сек*, то при скорости полета $v = c_1 = 45$ *м/сек* (162 *км/час*) согласно формуле (12) получаем

$$\eta_m = \frac{2 \cdot 45}{3000} = 0{,}03.$$

---

* Этот параграф является более полным изложением гл. 7 книги Ф. А. Цандера «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов». В указанной главе Ф. А. Цандером были сообщены только окончательные формулы для коэфициентов полезного действия. Здесь дается подробный их вывод. *Прим. ред.*

** Здесь Ф. А. Цандер пренебрегает величиной Ab, т. е. кинетической энергией, сообщенной топливу при подаче в камеру сгорания. Это можно сделать в связи с тем, что обычно эта энергия невелика. *Прим. ред.*

В связи с этим на малых высотах над поверхностью земли и при скоростях наших обыкновенных самолетов нельзя пользоваться ракетой, если она не приспособлена к использованию добавочного воздуха или если ей не сообщать огромных ускорений.

Термический к.п.д. η_t ракеты может быть представлен в виде отношения теплового напора $(i_1 - i_2)$, превращенного теоретически при адиабатическом расширении в энергию скорости w, к полному тепловому напору $(i_1 - i_0)$, т. е.

$$\eta_t = \frac{i_1 - i_2}{i_1 - i_0}. \tag{13}$$

В случае если под полным тепловым напором подразумевается высшая теплотворная способность, то $i_0 = 0$; но в общем на сжижение воды, входящей в состав продуктов сгорания, после выбрасывания ее паров из сопла нет надежды и поэтому часто принимают $i_0 \neq 0$. Знаменатель формулы (13) $(i_1 - i_0)$ есть низшая теплотворная способность, а i_0 — тепловой напор в момент начала сжижения.

Обозначая через η_i отношение энергии, переданной ракете, к работе, соответствующей полному тепловому напору для данного момента, будем иметь

$$\eta_i = \eta_m \varphi^2 \eta_t. \tag{14}$$

Если отнесем энергию, переданную аппарату за время dt, к сумме двух беличин: 1) энергии, соответствующей всей теплоте, содержащейся в расходуемом за время dt топливе, и 2) абсолютной кинетической энергии, которая имелась в горючем в момент до его расхода, то получим полный к.п.д. Обозначим его через η_{i+E}. Напишем формулу для работоспособности 1 *кг* топливной смеси

$$L_0 = \frac{i_1 - i_0}{Am} + \frac{c_1^2}{2g_0} \tag{15}$$

и для работы, отданной двигателем ракете,

$$L = \frac{i_1 - i_2 - Q_s m}{Am} \varphi^2 + \frac{c_1^2 - c_2^2}{2g_0}; \tag{16}$$

тогда

$$\eta_{i+E} = \frac{L}{L_0} = \frac{(i_1 - i_2 - mQ_s)\,\varphi^2\, 2g_0 + (c_1^2 - c_2^2)\,Am}{(i_1 - i_0)\,2g_0 + c_1^2\,Am}. \tag{17}$$

В формуле (15) первый член представляет собой полный тепловой напор, второй член — кинетическую энергию, которую

топливо имело до момента его расхода в ракете, когда оно еще находилось в баках. η_{i+E} не может быть больше единицы, между тем как другие, рассмотренные выше коэфициенты η_i и η_m при определенных больших скоростях имеют значения выше единицы и поэтому не представляют собой настоящих к.п.д.

Так как

$$G_s L = P v = P c_1$$

и

$$L = \frac{P c_1}{G_s} = \frac{w_2 c_1}{g_0},$$

а также

$$\frac{i_1 - i_0}{Am} = \frac{w_{2\,\max}^2}{2 g_0},$$

то

$$\eta_{i+E} = \frac{L}{L_0} = \frac{L}{\frac{i_1 - i_0}{Am} + \frac{c_1^2}{2 g_0}} = \frac{2 g_0 P c_1}{G_s (w_{2\,\max}^2 + c_1^2)} =$$

$$= \frac{L 2 g_0}{w_{2\,\max}^2 + c_1^2} = \frac{2 w_2 c_1}{w_{2\,\max}^2 + c_1^2}. \qquad (18)$$

Далее, принимая во внимание (11), (13) и (14), имеем

$$\eta_i = \eta_m \eta_t \varphi^2 = \frac{LAm}{(i_1 - i_2 - m Q_s)\varphi^2} \frac{(i_1 - i_0 - m Q_s)}{i_1 - i_0} \varphi^2 =$$

$$= \frac{LAm}{i_1 - i_0} = \frac{2 g_0 L}{w_{2\,\max}^2} = \frac{2 w_2 c_1}{w_{2\,\max}^2} = \frac{2 g_0 P c_1}{G_s w_{2\,\max}^2}. \qquad (19)$$

Отсюда получаем

$$\eta_{i+E} = \frac{\eta_i}{1 + \frac{c_1^2}{w_{2\,\max}^2}} = \frac{\eta_m \eta_t \varphi^2}{1 + \frac{c_1^2}{w_{2\,\max}^2}} =$$

$$= \frac{\eta_m \eta_t \varphi^2}{1 + \frac{\eta_m^2}{4} \eta_t \varphi^2} = \frac{\eta_i}{1 + \frac{\eta_m \eta_i}{4}}. \qquad (20)$$

Максимальное значение $\eta_{i+E} = 1$ получается, как видно из формулы (18), при $w_2 = c_1$, при $\eta_t = 1$ и $\varphi = 1$. Из формулы

(19) видно, что тогда $\eta_i = 2$, т. е. полезно произведенная работа равна двойному теплосодержанию горючего, и что, следовательно, полезно отданная кинетическая энергия равна теплосодержанию горючего. Абсолютная скорость выхода газов из ракеты в этом случае равна нулю; $c_2 = c_1 - w_2$.

Коэфициенты η_m, η_t и η_{i+E} дают наглядную картину выгодности полета ракеты при данной скорости полета v, а коэфициент η_t дает возможность определить: 1) как выгодно использована тепловая энергия и 2) как влияет на использование тепла противодавление (давление в конце расширения). Приравнивая последнее к давлению атмосферного воздуха на разных высотах над поверхностью земли, мы можем построить кривые η_t как функции высоты h над поверхностью земли для данного начального давления в камере сгорания.

По формуле (4) в ее комбинации с формулами (8) и (13) легко определить и осевое давление P в зависимости от η_t:

$$P = \frac{G_s}{g_0}\varphi\sqrt{\frac{2g_0}{A}\frac{i_1 - i_2}{m}} = \varphi G_s\sqrt{\frac{2(i_1 - i_2)\eta_t}{Amg_0}} =$$

$$= \varphi G_s\sqrt{\frac{2H_0}{Ag_0}\eta_t}. \qquad (21)$$

Например, при сжигании водорода в кислороде

$$P = \varphi G_s\sqrt{\eta_t}\sqrt{\frac{2\cdot 3220\cdot 427}{9{,}81}} = 530\varphi G_s\sqrt{\eta_t}. \qquad (22)$$

[Кривые, показывающие изменение η_t с h для водорода с кислородом, были даны автором в книге «Проблема полетов при помощи реактивных аппаратов».] *. При определении коэфициента η_t было принято, что расширение газов до внешнего давления было действительно произведено в ракете уменьшением наименьшего сечения сопла или увеличением наибольшего.

Все четыре коэфициента η_m, η_t, η_i и η_{i+E} вместе характеризуют действие ракеты в данный момент полета.

Однако, если проанализировать работу, передаваемую лишь той части ракеты, которая остается после всего периода действия двигателя, то, обозначая массу этой части через $M_1 = \frac{G_1}{g_0}$, где G_1 — вес, который будет иметь масса M_1 у поверхности земли, получаем, что работа, полезно затраченная за время dt на подъем и ускорение лишь массы M_1, меньше, чем $G_s L dt$. Пусть M означает массу всей ракеты в данный момент и dA — работу

---

* Фраза в тексте в квадратных скобках вставлена при редактировании. *Прим. ред.*

сопротивления воздуха за время dt. Тогда $G_s L dt - dA$ представит собой работу для подъема и ускорения всей ракеты, а

$$(GLdt - dA)\frac{M_1}{M}$$

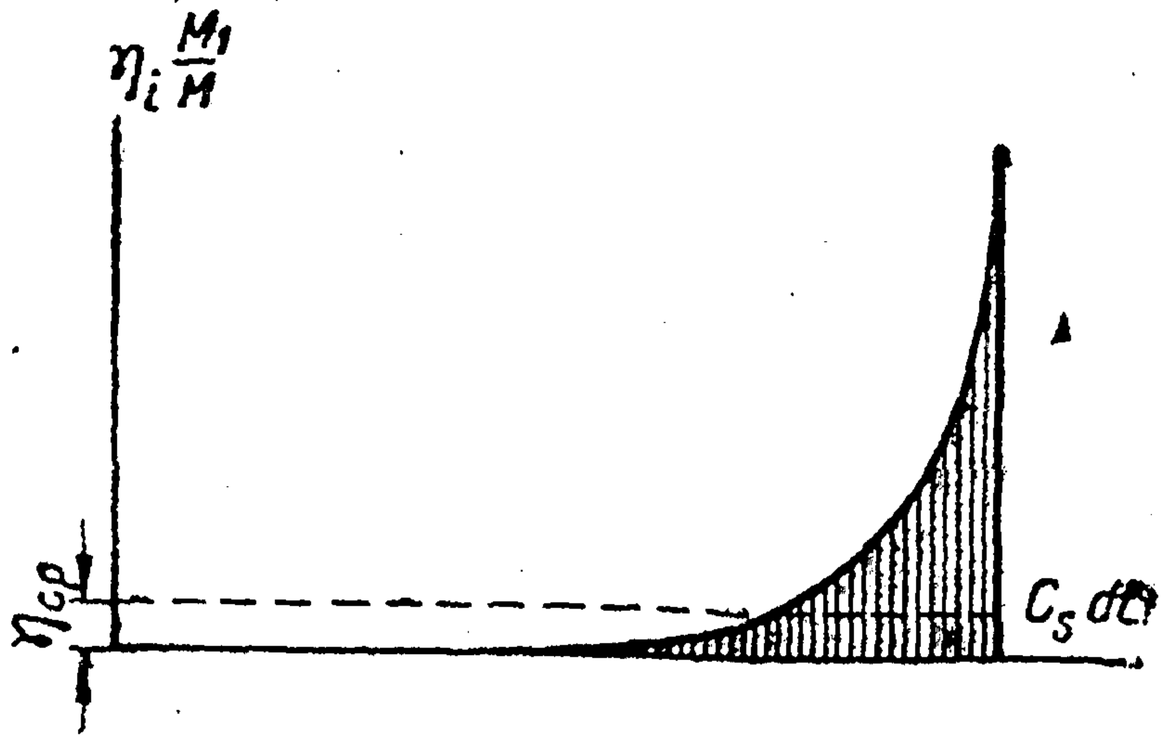
то же, но для массы M_1.

Следовательно, для той части пути, в которой можно пренебрегать сопротивлением воздуха, коэфициенты полезного действия, выведенные нами ранее, следует умножить на величину $\frac{M_1}{M}$, т. е. написать

$$\eta_m \frac{M_1}{M}; \quad \eta_t \frac{M_1}{M}; \quad \eta_i \frac{M_1}{M} \text{ и } \eta_{i+1} \frac{M_1}{M},$$

ибо, как и ранее, эти коэфициенты характеризуют действие ракеты в данный момент полета.

Если отложим $\eta_i \frac{M_1}{M}$ как ординаты и весь расход горючего $G_s dt$ как абсциссы, то ордината $\eta_{ср}$, т. е. высота прямоугольника, имеющего площадь, равную площади, ограниченной кривой $\eta_i \frac{M_1}{M}$ по $G_s dt$, представляет собой средний к. п. д. для всего полета (фиг. 2). Имеем



Фиг. 2.

$$\eta_{ср} = \frac{\int \eta_i \frac{M_1}{M} G_s dt}{\int G_s dt}.$$

3. Тепловой расчет ракеты

Сопла паровых турбин представляют собой маленькие ракеты; поэтому весь расчет давлений, удельных весов газов, скоростей, температур, уменьшения теплосодержания для разных сечений, перпендикулярных продольной оси сопла, а также и расчет трения о стенки можно производить, как для сопел турбин, с той, однако, разницей, что при ракетах, работающих сильно раскаленными газами, следует еще принимать в расчет охлаждение газов стенками ракеты.

Обращаясь к расчету явлений, происходящих внутри ракеты, приводим несколько обобщенный расчет, аналогичный расчету

сопел паровых турбин. Ввиду того что рассматриваемое движение газов в двигателе будет установившимся, количество G_s газов, проходящих в единицу времени, будет одинаковым для всех сечений сопла, перпендикулярных его оси. Обозначая через f площадь сечения сопла, p — абсолютное давление газов, γ — удельный вес газов, имеем

$$G_s = \gamma f w \quad \text{или} \quad f = \frac{G_s}{\gamma w}. \tag{23}$$

Далее имеем для уменьшения теплового напора формулу

$$\frac{i_1 - i_2}{m} = \frac{A w^2}{2 g_0} + Q_s. \tag{24}$$

Задаваясь начальным давлением p_i и зная полный тепловой напор i_1, находим в диаграмме iS (где S—энтропия) точку A (фиг. 3), соответствующую давлению p_i. Адиабатическому расширению соответствует тогда линия, параллельная оси ординат i. Если задано конечное давление в сопле p_a, причем соответствующий при передвижении по адиабате тепловой напор равен i'_2, то, зная потери от трения о стенки, составляющие согласно данным проф. А. Стодола* от 0,05 до 0,15 от теплового напора $i_1 - i'_2$, можем определить действительный конечный напор i_2, передвигаясь по линии $p = \text{const}$ вверх до

$$i_2 = i'_2 + \xi (i_1 - i'_2), \tag{25}$$

где ξ—коэфициент по Стодола.

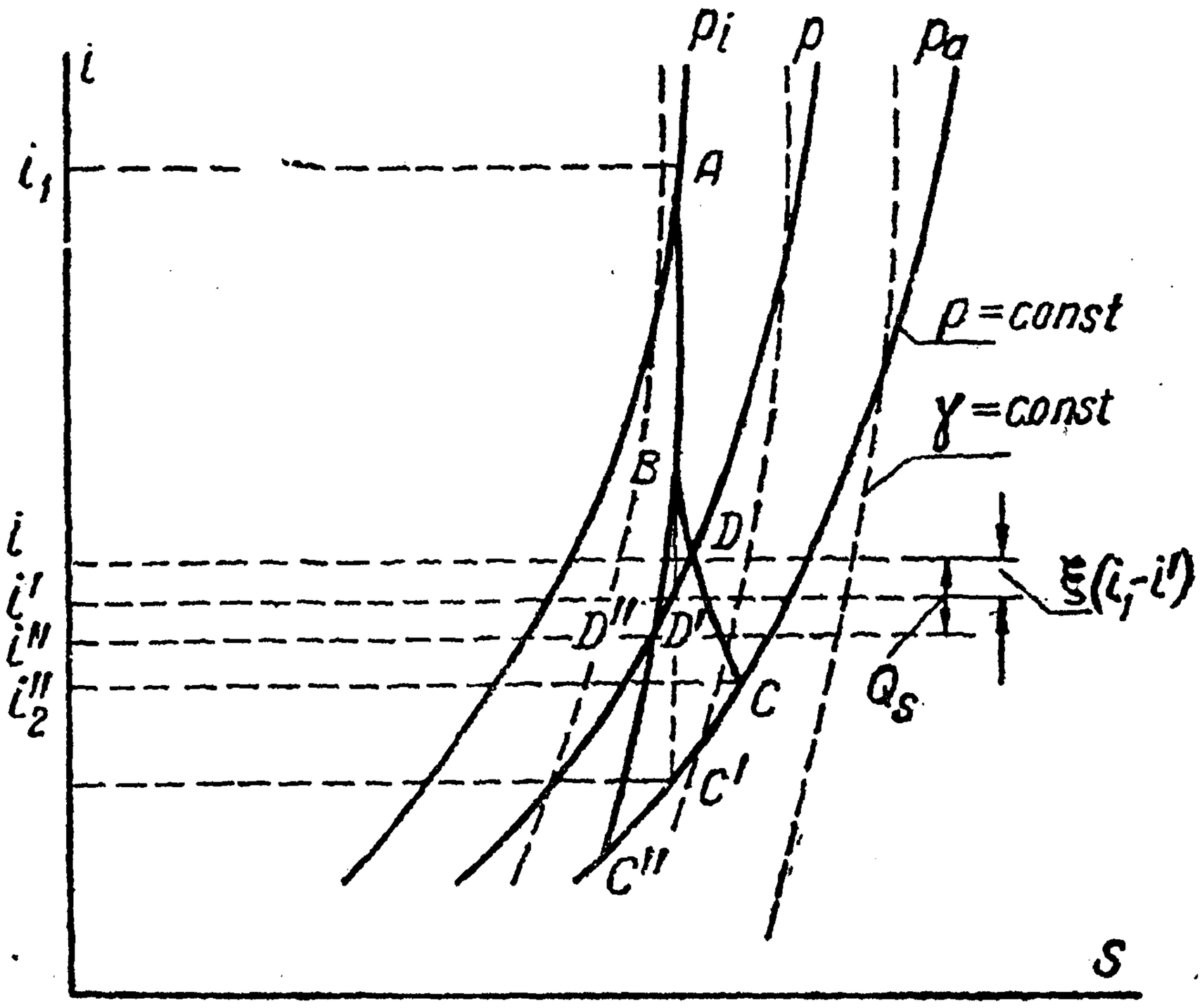
Для начала пренебрегаем теплотой, отводимой через стенки ракеты. До критического давления в точке B можно принимать адиабату, дальше можно принимать при первом расчете кривую расширения газов, соединяя B и C плавной кривой. Таким образом для каждой точки кривой известны p, γ и i. При этом предполагается, что в диаграмме iS нанесены кривые $p = \text{const}$ и $\gamma = \text{const}$. Определяя w из уравнения (24) как функцию давления p, мы при помощи уравнения (23), при данном расходе G_s в единицу времени получим величину f тоже как функцию от p. Эта функция имеет минимум. Давление при $f_{\min}$ называется критическим.

Конечное давление p_a определяет наибольшее конечное сечение сопла ракеты, критическое же давление — наименьшее

---

* A. Stodola, Die Dampf- und Gasturbinen, Aufgabe 6.

сечение. Ими и определяется сопло ракеты. При построении очертаний сопла необходимо сделать вблизи узкой части раструба плавный переход и не уширять сопло слишком резко, т. е. брать угол расширения в среднем равным 10° для предупреждения отделения струи от стенки (это явление происходит при больших углах растворения). Если же угол растворения взять слишком малым, то длина получается большой и вследствие этого потери на трение сильно увеличиваются. Температура зависит от i и может быть также определена.



Фиг. 3.

При помощи полученных значений T, w и γ можно определить количество теплоты, которое необходимо отводить через стенки сопла ракеты, для того чтобы последнее не слишком нагревалось, а также, если известен коэфициент трения газов о стенки, определить общую величину работы трения о стенки.

Затем можно при вторичном, более точном расчете провести на диаграмме iS новую кривую $ABD''C''$ (см. фиг. 3), которая нужна для определения коэфициента трения ξ не только для конечной точки C, но и для любой точки кривой. Для этой цели откладываем для любого давления p, т. е. для точки D', величину $\xi\ (i_1 - i')$ вверх. Получаем точку D. Откладывая еще вниз вдоль оси ординат тепловой напор, соответствующий теплоте, отведенной через стенки к данному моменту, и передвигаясь по горизонтали до встречи с линией p=const, получаем точку D'', т. е. точку искомой кривой расширения. Ввиду того что $-dQ_s + AR_s = di - AVdp$, а $dp=0$, то $di=-dQ_s+AR_s$, где R_s — работа трения.

Для каждой точки новой кривой будут известны p, γ и i. При определении площадей сечений сопла f мы должны пользоваться величинами γ, полученными из кривой $ABD''C''$, и ввиду того что теплота, ушедшая через стенки, не участвует в ускорении газов, определять w по разности $i_1 - i$ тепловых напоров в точках A и D кривой $ABDC$. Дальнейший расчет можно вести по предыдущему, причем температуры T'' следует определить по i'', соответствующему точке D'', лежащей на кривой $ABD''C''$.

В случае, если трение о стенки и отвод теплоты через них уже заметны до точки B, мы, конечно, получим расхождение кривых ADC и $AD''C''$ уже вблизи точки A. Впрочем, при опытах с соплами турбин Лаваля выявилось *, что практически потери от трения до критического сечения незаметны. То же самое получается и теоретически из диаграммы $w : d$ (см. далее в разделе 5 о трении). Из опытов следует далее, что в случае, если противодавление у конца сопла велико, то внутри ракеты происходит сначала расширение, а в дальнейшем — сжатие газов, сопровождающееся ударом, причем общее количество газов, проходящих в единицу времени через сечение, не меняется. Если противодавление достигает величины, близкой начальному давлению, то наблюдается уменьшение расхода горючего. Гутермут для этого случая наблюдал сосущее действие сопел **.

4. Совершенные газы

Если мы имеем дело с совершенными газами, то получаем для насадок формы сопел Лаваля, как прежде,

$$G_s = \frac{fw}{V_x}; \qquad (26)$$

где $V_x = \frac{1}{\gamma}$ — удельный объем газов в сечении f.

Пусть далее имеем обозначения:

n — показатель политропы расширения;

k — показатель адиабаты расширения;

p_i, V_i, T_i, f_i — давление, удельный объем, температура газов и площадь сечения камеры до сопла;

p_x, V_x, T_x, f_x — то же в сечении f сопла;

p_a, V_a, T_a, f_a — то же после расширения в конечном сечении сопла;

p_k, w_k, f_k — давление, скорость газов и площадь сопла в критическом сечении;

---

* Zerkowitz, Thermodynamik der Turbomaschinen, 1913, S. 39.

** Guthermuht, VDI, 1904.

L' — работа, соответствующая приращению энергии при расширении от p_i до p_x.

Имеем

$$w_a = \varphi w_{\text{теор}} = \varphi \sqrt{2g_0 \frac{k}{k-1} p_i V_i \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]}, \quad (27)$$

$$G_s = \varphi f_x \sqrt{\frac{2g_0 k}{k-1} \frac{p_i}{V_i} \left[\left(\frac{p_x}{p_i}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_x}{p_i}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]}, \quad (28)$$

$$p_k = p_i \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (29)$$

$$w_k = \varphi \sqrt{2g_0 \frac{k}{k+1} p_i V_i}, \quad (30)$$

$$G_{s\,\max} = \varphi f_k \sqrt{2g_0 \frac{k}{k+1} \left(\frac{p_k}{p_i}\right)^{\frac{2}{k}} \frac{p_i}{V_i}}, \quad (31)$$

$$L'_{\text{теор}} = -\int_{p_i}^{p_x} V_x dp = \frac{ck}{k-1}\left(p_i^{\frac{k-1}{k}} - p_x^{\frac{k-1}{k}}\right), \quad (32)$$

где

$$c = p_i^{\frac{1}{k}} V_i,$$

$$T_x = T_i - \frac{A}{c_p} \frac{w^2}{2g_0}, \quad (33)$$

$$V_x = V_i \left(\frac{p_i}{p_x}\right)^{\frac{1}{k}} + \frac{k-1}{kp_x}\left(\frac{1}{\varphi^2} - 1\right) \frac{w^2}{2g_0}. \quad (34)$$

Сопла, рассчитанные по этим формулам, имеют скоростной коэфициент истечения

$$\varphi = \frac{w}{w_{\text{теор}}} = 0{,}975 \div 0{,}92.$$

Приведенные здесь формулы даны у Стодола * для адиабатического расширения, причем принято в расчет лишь трение, ввиду того что при рассматриваемых им насадках потерей тепла через стенки пренебрегали; но формулы применимы также для расчета сопел ракет в случае, если мы примем во внимание политропическое расширение.

---

* A. Stodola, Die Dampf- und Gasturbinen, Aufgabe 6.

Расчет можно производить по следующему методу. Задаемся, например, начальным и конечным давлениями p_i и p_a и определяем температуру горения по общим правилам *, после чего удельный объем газов до расширения может быть найден из уравнения

$$V_i = \frac{RT_i}{p_i}. \tag{35}$$

Задаемся далее показателем политропы, о котором можно сказать, что он при больших ракетах будет лежать ближе к показателю адиабаты, нежели в двигателях внутреннего сгорания, а при малых, наверное, дальше от адиабаты.

Сила тяги ракеты по уравнениям (4), (27) и (28) равна

$$P = \frac{1}{g_0}\varphi^2 f_a 2g_0 \frac{n}{n-1}\ p_i \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]\left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{1}{n}}. \tag{36}$$

Здесь в формуле (28) величины f_x и p_x были заменены их значениями f_a и p_a для конечного сечения сопла ракеты.

Задаваясь силой тяги P ракеты, можем по формуле (36) определить f_a; далее по формулам (27) и (34) определим w_a и V_a, а затем из формулы (26) расход топлива G_s. Формулы (29), (30) и (31) дают p_k, w_k и f_k для самого узкого места сопла. По формулам (27), (28), (33) и (34) можем еще для любых давлений определить w_x, f_x, T_x и V_x. Строя, как в предыдущем случае, расширяющуюся часть сопла в виде конуса, мы можем, как будет показано дальше, определить трение и прохождение теплоты через стенки сопла для любого сечения, а затем уже определить общую потерю от трения и общее количество теплоты, проходящей через стенки до данного сечения.

Между коэфициентом φ и относительной потерей скоростной энергии ξ от трения существует зависимость

$$\varphi = \sqrt{1-\xi}, \tag{37}$$

которую можно вывести из уравнений (25) и (8). Таким образом мы можем для второго, более точного расчета определить φ для любого сечения; кроме того, можем определить для любого сечения показатель степени политропы.

Примечание. Для определения n можно воспользоваться двумя способами. Во-первых, определить его при помощи уравнения теплового баланса процесса истечения из сопла.

---

* См. статью „Тепловой расчет ракетного двигателя“ (статья первая). *Прим. ред.*

$$Q = q_1 + q_2 + q_3,$$

где Q — алгебраическая сумма теплот, участвующих в процессе
q_1 — теплота догорания;
q_2 — теплота ассоциации;
q_3 — тепло, отведенное через стенки.

$$Q = c_v \frac{n-k}{n-1}(T - T_1).$$

Во-вторых, n можно определить из соотношения теоретической и действительной скоростей; если в уравнении (27) заменим k через n, то можем написать

$$\varphi \sqrt{2g_0 \frac{k}{k-1} p_i V_i \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} =$$

$$= \sqrt{2g_0 \frac{n}{n-1} p_i V_i \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]}$$

откуда и определяется n.

Разбивая кривую расширения на отрезки, для которых φ и n почти постоянны, мы можем определить точнее кривую расширения. В случае надобности можно подобным образом получить и третье приближение.

5. Трение о стенки ракеты

Теплота, соответствующая работе трения в ракетном двигателе, выражается формулой

$$z = A\int \frac{U\xi}{4F} \frac{w^2}{2g_0} dl \text{ кал/кг}, \qquad (42)$$

где ξ — коэфициент, имеющий значение от 0,02 до 0,03 для водяного пара при гладких стенках;
U — периметр поперечного сечения сопла;
F — площадь поперечного сечения;
dl — диференциал длины, измеренной вдоль образующей сопла;
$A = 1:427$ — тепловой эквивалент работы.

При цилиндрическом сечении имеем

$$\frac{U}{4F} = \frac{1}{d},$$

где d — диаметр поперечного сечения. Для этого случая получаем

$$z = A\int \xi \frac{w^2}{2g_0 d} dl = \frac{A\xi}{2g_0}\int \frac{w^2}{d} dl. \qquad (43)$$

В случае если стенки очень гладкие, получаем, принимая $\xi=0{,}02$,

$$z=\frac{0{,}02}{2\cdot 9{,}81\cdot 427}\int\frac{w^2}{d}\,dl=\frac{2{,}39}{10^6}\int\frac{w^2}{d}\,dl. \qquad (44)$$

Если мы произведем сравнение двух подобных ракет разных размеров при условии, что они имеют одинаковые кривые изменения состояния газов по диаграмме iS, но вместе с тем имеют разные расходы G_s, то величины сечений f сопла будут пропорциональны расходу G_s горючего в единицу времени. Диаметры сечений сопел двух сравниваемых ракет будут относиться друг к другу как $\sqrt{f}:\sqrt{f_1}$ или так же, как $\sqrt{G_s}:\sqrt{G_{s1}}$. Работы же трения, как видно из уравнения (43), для одинаковой величины диференциала dl будут относиться как $d_1:d=\sqrt{G_{s1}}:\sqrt{G_s}$. При одинаковом для обеих ракет угле конуса α полные длины сопел этих двух ракет относятся как диаметры сечений; поэтому в этом случае имеем

$$\frac{dl_1}{dl}=\frac{d_1}{d},$$

и, следовательно, для таких сопел работы трения на 1 *кг* топлива одинаковы.

Поэтому можем сказать, что для больших ракет в общем относительная потеря на трение будет та же, что для малых ракет, если начальное и конечное состояния газов одинаковы.

[Далее в рукописи Ф. А. Цандера имеется черновик примера расчета водородо-кислородной ракеты. Расчет произведен методами, данными в этой статье, с учетом потерь на трение. Результаты этого расчета Ф. А. Цандером помещены в его книге «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов», гл. 5.]

6. Результаты расчета теплоты, проходящей через стенки камеры сгорания

Предположим, что при предварительном расчете уже определены температура, плотность, давление, расход и скорость газов для случая вполне теплонепроницаемых стенок.

Предположим далее, что понижение температуры газов в камере от потери тепла через стенки не очень значительно; в этом случае мы можем, зная начальную температуру и скорость охлаждающей жидкости или при охлаждении газами начальную температуру, плотность, расход и скорость газов, охлаждающих стенки, определить температуру стенок и обмен тепла у стенок. В случае если понижение температуры горючих газов по рас-

чету получится значительным, мы можем сказать, что из-за слишком большой разницы температур газов и охлаждающей среды действительное понижение температуры будет меньше, чем было найдено при расчете. Необходимо делать второй расчет, исходя из только-что полученных данных, который даст новые, более точные данные. Полученные результаты можно уточнять и дальше.

При выборе конструкции охлаждающей системы особенно важен метод охлаждения: можно охлаждать стенки, пуская охлаждающую среду вдоль стенок в том же направлении, в каком идут продукты сгорания, или в противоположном. Можно ее пускать по спирали вокруг стенок двигателя, можно самые опасные места охлаждать одним веществом (например, жидким), а остальные — другим (например, газообразным).

Для того чтобы холодная жидкость (или газ) приходила в соприкосновение со стенками около критического сечения сопла ракеты, где охлаждение требуется больше всего, выберем направления движения газов внутри сопла и охлаждающей среды одинаковыми. Это одновременно облегчает расчет.

Затем примем, что скорость охлаждающей среды — постоянная величина. Этого можно достигнуть при помощи соответствующего промежутка между рубашкой и камерой сгорания.

В начале теплового расчета ракеты мы пренебрегали количеством Q_s теплоты, отданной стенкам ракеты на 1 *кг* горючей смеси [см. формулу (24)]. Перейдем теперь к определению количества теплоты, отданной стенкам двигателя.

В случае если охлаждающая среда тоже газ, можно для него написать формулу, аналогичную (24), причем, однако, вместо Q_s надо писать — Q_s и, кроме того, скоростью w_1, т. е. скоростью движения охлаждающей среды относительно ракеты, пренебрегать нельзя. Для газа, используемого в качестве охлаждающей среды, будем иметь, если величины, относящиеся к нему, обозначим индексом a:

$$\frac{i_{1a} - i_{2a}}{m_a} = \frac{A_1 (w_{2a}^2 - w_{1a}^2)}{2g_0} - Q_s. \qquad (45)$$

Если бы мы взяли в качестве охлаждающей среды жидкий кислород, то можно было бы, держа его под давлением 20 *ат*, сначала испарить его (температура — 141° Ц), затем подогреть в газообразном состоянии и, наконец, использовать его в ракете для горения. Можно также охлаждать водой, используя скрытую теплоту парообразования, причем пар снова конденсировать в воду с охлаждением от жидкого кислорода, жидкого водорода или другого горючего с низкой температурой кипения. Для оценки охлаждающего действия, которое может быть произве-

дено жидким кислородом, определим количество калорий, которое можно снять при помощи 1 *кг* жидкого кислорода. Оно равно скрытой теплоте испарения, т. е. 51 *кал/кг*, в том случае если мы имеем кислород под давлением 1 *ат* и нагреванием превращаем его в пар.

Для водяного пара легко получаем количество калорий из диаграммы *iS*, если подогрев происходит при постоянном давлении, идя по линии $p=\text{const}$ от начальной температуры воды t_1 до конечной выбранной нами температуры t_2 и отсчитывая на диаграмме разность * теплосодержаний $i_2 - i_1$. Водяной пар может быть, конечно, снова сжижен, между тем как кислород и водород (или другие вещества) после подогрева будут лучше использованы в процессе горения.

Теплоту, проходящую через стенки двигателя ракеты, определим, пользуясь формулой Нуссельта:

$$\alpha_1 = 19{,}23\ \frac{\lambda_{ст}}{d^{1{,}786}}\left(\frac{G_s c_p}{\lambda}\right)^{0{,}786} = 15{,}9\ \frac{\lambda_{ст}}{d^{0{,}214}}\left(\frac{w c_p}{\lambda}\right)^{0{,}786}\ \textit{кал кг/м}^2\textit{час}\ ^\circ\text{C},$$

где $\lambda_{ст}$ — теплопроводность газа при температуре стенки трубы;
λ — теплопроводность газа при средней температуре в трубе;
w — средняя скорость газов, *м/сек*;
c_p — теплоемкость газа для 1 $м^3$ при постоянном давлении и при данном состоянии газа в трубе;
d — диаметр трубы, *м*;
G_s — вес газа, проходящего в 1 сек. через трубу.

Предположим, что стенки пространства сгорания изготовлены из дуралюмина. Определим потерю тепла для пространства сгорания. Охлаждающей средой пусть будет быстротекущая вода. Площадь $F=1{,}965$ $м^2$; секундный расход $G_s=3{,}33$ *кг/сек*. Топливом являются водород и кислород.

Необходимо заметить, что если температура внутренней стороны стенок ниже, чем температура насыщенного пара (при $p=20$ *ат* $t_{нас}=211{,}33^\circ$), то может произойти частичное сжижение газа; в этом случае, вероятно, α_1 будет значительно больше, чем следует по формуле Нуссельта.

Опуская все вычисления и обозначая через ξ процентную потерю тепла через стенки, т. е.

$$\xi = \frac{100q}{q_0},$$

---

* W. Schüle, Technische Thermodynamik, Aufgabe 4, B. 1 и 2, 1923, табл. III и IVa — для водяного пара, табл. IIa — для атмосферного воздуха и двухатомных газов.

где q_0 — теплосодержание топлива, расходуемого в 1 сек., и q — количество тепла, отдаваемого газами в 1 сек., получим при дуралюминовых стенках $\xi = 0{,}39\%$, причем температура стенок получается около $+100°$ Ц.

Ввиду того что в пространстве сгорания происходит сильное перемешивание смеси, лучше принимать, что α_1 к началу трубы увеличивается; для этого случая $\xi = 0{,}63\%$.

Определим теперь прохождение тепла через стенки той же камеры сгорания в случае, если они изготовлены из стали и имеют изнутри огнеупорную футеровку. Материал футеровки асбест * толщиной 2 *мм*. Охлаждение, как и раньше, водяное. Величина α_1 в этом случае будет незначительной. Опуская по-прежнему все вычисления, получим процентную потерю тепла $\xi = 0{,}97\%$, а при увеличенном значении α_1 в начале трубы $\xi = 1{,}207\%$. При этом температура асбеста достигает 2500° Ц, тогда как температура плавления его 1500° Ц. Необходимо брать изоляционный материал с большим коэфициентом λ (для асбеста по Хютте $\lambda = 0{,}186$ для 300° Ц и 0,180 для 200° Ц) или толщину футеровки еще более уменьшить. Неравномерность толщины, являющаяся следствием способа ее производства, вызывает опасность местного перегрева и, следовательно, расплавления футеровки.

Таким образом выгоднее делать пространство сгорания без огнеупорной футеровки, однако, в этом случае температура стенок должна быть такой, чтобы исключить возможность сжижения перегретого пара, находящегося в продуктах сгорания, так как в противном случае вероятно, что количество проходящей теплоты сильно увеличится. Особенно это важно в случае водородо-кислородной ракеты. Слой охлаждающей воды должен быть такой толщины, чтобы он нагрелся по мере прохождения трубы от 0 до 100° Ц. Чем больше скорость воды, тем меньше воды требуется, однако при больших скоростях воды потери от трения могут достичь такой величины, при которой станет необходимой подача ее при помощи насоса; при малых же скоростях можно будет обходиться самотеком.

Проделанные мною расчеты показывают, что, по всей вероятности, удастся воспользоваться самотеком для приведения воды в движение.

---

* Асбест, вообще говоря, не может считаться огнеупором для камер сгорания ракетных двигателей, так как он имеет сравнительно низкую точку плавления и, что самое важное, при 800° Ц крошится. Результаты расчета Ф. А. Цандера имеют относительный интерес, показывая, как сказывается плохая теплопроводность материала камеры на температуру стенок. *Прим. ред.*

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ТОПЛИВА В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

ОТ РЕДАКЦИИ*

В исследованиях Ф. А. Цандера по ракетным двигателям и применению их для космических полетов мысль об использовании металла в виде топлива, высказанная им впервые еще в 1909 г., проходит красной нитью на всем протяжении его многолетней деятельности в этой области.

Смысл применения металлического топлива для ракетных двигателей по идее Цандера состоит в том, что это топливо может быть использовано, во-первых, для увеличения скорости истечения продуктов сгорания жидкого топлива путем сжигания последнего совместно с металлами, обладающими большой теплопроизводительностью, например, с алюминием, магнием, литием, бериллием и др. в виде коллоидного раствора металла в жидком топливе; во-вторых, для увеличения весового содержания горючего в ракете по отношению к конечному весу ракеты путем использования металлических частей конструкции ракеты в качестве топлива, после того как надобность в них отпадает как для дальнейшего полета, так и для посадки.

Идея использования частей конструкции ракеты в качестве топлива является чрезвычайно важной, если принять во внимание, что при современных топливах, дающих ограниченную скорость истечения продуктов сгорания, обусловленную сравнительно небольшой теплопроизводительностью топлив, достижение больших высот даже в пределах атмосферы требует настолько большого относительного запаса топлива, что практическое осуществление такой ракеты становится невозможным.

Таким образом эта идея Цандера представляет собой оригинальное решение задачи о возможности осуществления ракет, в которых общее количество горючего может доходить до 90% от начального веса ракеты, что позволяет осуществить полеты на недосягаемые в настоящее время высоты.

---

* Эта статья Цандера была подготовлена к печати в сборнике «Ракетная техника» № 1, 1936. Л. С. Душкиным. В настоящем издании предисловие Л. С. Душкина и статья печатаются без изменений. *Прим. ред.*

В составных ракетах, в которых освобождаемые от работы части ракеты сбрасываются, отношение начальной массы к конечной также может быть сделано бо́льшим. Однако составные ракеты далеко уступают ракетам, сжигающим части конструкции, так как в последних запас энергии при одном и том же начальном весе благодаря дополнительному сжиганию металла значительно больше, чем в составных ракетах.

Цандер придавал огромное значение ракетам, использующим части конструкции в качестве горючего, и считал, что они будут первыми аппаратами, которым удастся преодолеть притяжение земли и улететь в мировое пространство.

Но проблема металлического топлива не должна рассматриваться только с точки зрения космической ракеты. Необходимость изыскания для высотных ракет наиболее эффективного топлива ясна и много раз подчеркивалась в технической литературе по ракетной технике.

Применение высококалорийных металлов как одной из составных частей горючего является общей проблемой ракетной техники. Неудивительно поэтому, что, несмотря на огромную трудность технического применения металлического топлива, Ф. А. Цандер с первых же дней, как только представилась возможность практической работы над ракетами на жидком топливе, занялся этим вопросом.

Неожиданная смерть Цандера 28 марта 1933 г. не дала возможности развернуться в полном объеме его большому таланту и обогатить ракетную технику новыми идеями, неисчерпаемым источником которых он был.

Печатаемая статья Ф. А. Цандера в его рукописи носит название «Реактивные двигатели, работающие материалами, дающими не только летучие, но и твердые продукты сгорания» и является одной из многочисленных его работ в области реактивного движения. В этой работе он рассматривает влияние твердых продуктов сгорания в смеси с газообразными на характер изменения реактивной силы.

В своих рассуждениях Цандер задается целью получить грубую оценку возможных результатов, поэтому выводы формул носят приближенный характер и не учитывают ряда факторов, которые, впрочем, не могут изменить качественной стороны этих результатов.

В других рукописях Ф. А. Цандера имеются ссылки на выполненные им более точные исследования, которые, к сожалению, до сих пор не найдены.

Статья печатается без существенных изменений; внесены некоторые стилистические исправления, а также произведена замена некоторых малоупотребительных обозначений.

ВВЕДЕНИЕ

Рассмотрим реактивные двигатели, в которых при нормальной работе часть продуктов сгорания выделяется в твердом или капельно-жидком состоянии. К этим реактивным двигателям можно отнести все пороховые * и фейерверочные ракеты; к ним же относятся ракетные двигатели, которые, по мнению автора, будут, вероятно, первыми, при помощи которых удастся вполне отделиться от земного шара и улететь в космическое пространство, благодаря тому что в них часть конструкции может быть использована как дополнительное горючее для ракеты.

В качестве материала для изготовления ракетного двигателя и связанных с ним частей могут быть применены легкие металлы и их сплавы: алюминий, магний, бериллий, литий, а также ряд других элементов, которые могут быть употреблены затем в качестве горючего.

При сгорании металлов (в кислороде, который берется с собой) на 1 *кг* продуктов сгорания выделяется громадное количество тепла, значительно превосходящее то, которое получается при горении водорода в кислороде (см. табл.).

Теплотворная способность некоторых металлов по сравнению с теплотворной способностью водорода и бензина

Горючее	Теплотворная способность смеси *кал/кг*	Теоретическая скорость истечения *м/сек*
Литий	4780	6330
Алюминий	3700	5560
Бериллий	5430	6750
Магний	3600	5500
Водород	3240	5170
Бензин	2350	4430

Примечание. Теплотворные способности металлов взяты по Landolt.

* Здесь речь идет об обычных ракетах на черном порохе.

Если в ракете сжигать какое-либо вещество, дающее твердые продукты сгорания, совместно с веществами, дающими летучие (газообразные) продукты сгорания *, то образующийся «дым», ускоряясь по мере приближения к выходному отверстию ракеты, будет принимать все более и более неоднородное строение, вследствие того что твердые продукты сгорания будут увлекаться газообразными лишь до некоторой степени даже при весьма малых величинах твердых частиц из-за наличия громадных ускорений, имеющих место в сопле. Но ввиду того что разность скоростей твердых и газообразных продуктов сгорания велика, теплота от твердых частиц будет быстро передаваться газообразным, и «дым» будет иметь почти однородную температуру.

В общем молекулярный вес твердых частиц будет значительно превышать молекулярный вес газообразных, и, ввиду того что молекулярная теплоемкость одинаково построенных соединений приблизительно постоянная величина, теплосодержание твердых частиц будет составлять, как правило, лишь малую долю от теплоемкости газов. Поэтому почти вся теплота перейдет от твердых частиц к газообразным еще в камере сгорания и температура газов вследствие этого сильно увеличится. Таким образом применение материалов, дающих твердые продукты сгорания, даст благоприятные результаты, в особенности если принять во внимание, что наши ракеты пока еще не в состоянии взять с собой достаточного количества жидкого горючего, необходимого для полного отделения ракеты от земного шара.

Приближенное определение реактивной силы, получаемой от двигателя, из сопла которого извергаются одновременно частицы с двумя существенно отличающимися скоростями

Молекулы газов в различные моменты времени движутся не только в камере сгорания, но и в сопле ракеты с весьма различными скоростями. Скорость истечения представляет лишь среднюю величину скоростей молекул, и, только в том случае когда конечное давление весьма мало по отношению к начальному, относительное движение отдельных молекул делается вследствие падения температуры столь малым по сравнению со скоростью истечения, что можно говорить о более или менее одинаковой скорости движения всех молекул.

---

* Необходимость сжигания веществ, дающих твердые продукты сгорания, совместно с другими, дающими газообразные продукты сгорания, обусловливается тем, что твердые продукты сгорания не обладают молекулярными скоростями, как газы, поэтому они неспособны давать реактивную силу. Газообразные продукты сгорания, вылетая из сопла ракеты, будут уносить с собой и твердые частицы. *Прим. Л. С. Душкина.*

Если вылетающие частицы разнородны, то полного выравнивания скоростей вообще не может быть, и при неупругих ударах, происходящих между молекулами газа и частицами твердых или жидких продуктов сгорания, часть энергии всегда превращается в теплоту.

То же самое, но в значительно меньшей степени должно происходить и в том случае, когда газ, вырывающийся из сопла, состоит из газов с весьма различными атомными весами. Как увидим ниже, неодинаковость скоростей движения частиц влечет за собой уменьшение реактивной силы при данной кинетической энергии всех частиц. Некоторое уменьшение реактивной силы, в особенности при малых избыточных давлениях в пространстве сгорания, замечается также и при однородном газе, ввиду того что импульс силы за единицу времени равен произведению массы одной молекулы на арифметическую сумму всех скоростей молекул, а кинетическая энергия всех взятых вместе молекул, по которой вычисляется средняя скорость истечения, равна произведению массы половины молекулы на сумму квадратов всех скоростей молекул.

Исследуем вопрос о двух материальных системах, частицы которых вылетают с неодинаковыми средними скоростями.

Примем обозначения:

g — ускорение силы тяжести на поверхности земли;

m_1 и m_2 — массы частиц первой и второй среды (газов и твердых частиц), вылетающих из сопла в единицу времени;

G_1 и G_2 — соответствующие веса;

w_1 и w_2 — скорости этих частиц у выхода из сопла;

E_1 и E_2 — кинетическая энергия масс m_1 и m_2 у выхода из сопла;

$E_0 = E_1 + E_2$ — сумма энергий E_1 и E_2;

w_3 — общая скорость масс m_1 и m_2 после выравнивания скоростей и в том предположении, что при ударе не меняется количество движения и выделяется теплота;

E' — кинетическая энергия всей массы m_1 и m_2, вылетающей из сопла со скоростью w_3;

Δt — приближенное повышение температуры обеих систем, получаемое вследствие выделения тепла при выравнивании скоростей;

P — реактивная сила (предполагается, что m_1 и m_2 — секундные расходы);

$A = \frac{1}{427}$ — механический эквивалент тепла;

w_4 — общая скорость масс m_1 и m_2 после выравни-

вания скоростей для случая, когда вся теплота, развившаяся при постепенном выравнивании скоростей у выхода сопла, превращена в кинетическую энергию;

H_1 и H_2 — теплотворные способности материальных систем в калориях на 1 *кг* продуктов сгорания соответственной системы;

P_{max} — максимальная реактивная сила, которая может получиться только при полном использовании всего теплового эффекта и при равенстве скоростей w_1 и w_2;

P_{min} — реактивная сила, которая может получиться для одного частного значения $q = \frac{w_2}{w_1}$ (далее будут указаны условия, при которых реактивная сила имеет наименьшее значение);

c_1 и c_2 — величины удельной теплоты обеих систем при процессе выравнивания скоростей.

Мы можем для кинетической энергии движения относительно ракетного двигателя написать:

$$E_1 = \frac{m_1 w_1^2}{2} \tag{1}$$

и

$$E_2 = \frac{m_2 w_2^2}{2}. \tag{2}$$

Следовательно *,

$$E_0 = E_1 + E_2 = \frac{m_1 w_1^2 + m_2 w_2^2}{2}. \tag{3}$$

Предположим, что более быстро летающие частицы увлекают медленно летающие таким образом, что при этом происходит только удар между частицами, а давление на стенки сопла не меняется. Это явление связано с потерей энергии движения частиц по направлению к выходу сопла, но одновременно с этим получается еще движение частиц во все стороны, т. е. образуется некоторое количество тепла.

В данном случае имеем некоторую аналогию с неупругим ударом двух шаров. Поэтому скорость, которую примут частицы, будет наименьшей, которую можно ожидать.

* Формула (2) носит условный характер, так как в действительности окиси металлов не обладают кинетической энергией, как газы, поэтому смысл ее состоит в том, что она определяет запас тепловой энергии, содержащейся в металлическом топливе. *Прим. Л. С. Душкина.*

Общее количество движения до выравнивания скоростей равно $m_1w_1+m_2w_2$, а после него $(m_1+m_2)w_3$.

Отсюда получаем

$$w_3=\frac{m_1w_1+m_2w_2}{m_2+m_2}. \tag{4}$$

Кинетическая энергия всей массы после выравнивания скоростей равна

$$E'=(m_1+m_2)\frac{w_3^2}{2}. \tag{5}$$

После подстановки значения w_3 из выражения (4) в выражение (5) получаем

$$E'=\frac{(m_1w_1+m_2w_2)^2}{2(m_1+m_2)}. \tag{6}$$

Величина кинетической энергии, превращенной в теплоту, определяется по формуле

$$E_0-E'=\frac{1}{2(m_1+m_2)}[(m_1w_1^2+m_2w_2^2)(m_1+m_2)- \\ -(m_1w_1+m_2w_2)^2]=\frac{m_1m_2(w_2-w_1)^2}{2(m_1+m_2)}. \tag{7}$$

Вопрос о том, какое количество тепла передается каждой из материальных систем, остается открытым. Для случая двух газов можно было бы принимать, что оба газа нагреваются одинаково, но для случая, рассматриваемого в настоящей главе, а именно при наличии, кроме газовых молекул, еще относительно больших и очень горячих частиц окиси металла вернее принимать, что почти вся кинетическая энергия, освобождаемая в виде тепла, будет сосредоточена в газовых молекулах.

Ради общности пишем

$$m_1c_1\Delta t_1+m_2c_2\Delta t_2=(E_0-E')A= \\ =\frac{Am_1m_2}{2(m_1+m_2)}(w_2-w_1)^2,$$

откуда получаем

$$\Delta t_1=\frac{Am_1m_2(w_2-w_1)^2}{2(m_1+m_2)\left(m_1c_1+m_2c_2\frac{\Delta t_2}{\Delta t_1}\right)} \tag{8}$$

При этом в каждом отдельном случае необходимо исследовать, какое изменение состояния газов происходило при выравнивании скоростей.

Вычисленная скорость w_3 представляет собой ту среднюю скорость движения продуктов сгорания, которой определяется величина реактивной силы струи. Действительно, по закону количества движения для промежутка времени, равного единице, получим

$$P = m_1 w_1 + m_2 w_2 = (m_1 + m_2) w_3. \qquad (4a)$$

Большую среднюю скорость мы могли бы получить, если бы удалось превратить теплоту, соответствующую $E_0 - E'$, в кинетическую энергию при выравнивании скоростей. Но это возможно лишь в том случае, если скорости w_1 и w_3 будут получены не у выхода из сопла, а внутри сопла. В этом случае вся кинетическая энергия E превратилась бы в энергию скорости [1] однородной струи и тогда мы имели бы

$$\frac{(m_1 + m_2) w_4^2}{2} = E = \frac{m_1 w_1^2 + m^2 w_2^2}{2}$$

или

$$w_4 = \sqrt{\frac{m_1 w_1^2 + m_2 w_2^2}{m_1 + m_2}}. \qquad (9)$$

Максимальная реактивная сила, которая при этом получится, равна

$$P_{max} = (m_1 + m_2) w_4. \qquad (10)$$

Подставляя сюда значение w_4 из выражения (9), получаем

$$P_{max} = \sqrt{(m_1 w_1^2 + m_2 w_2^2)(m_1 + m_2)}. \qquad (10a)$$

Для удобства введем еще следующие обозначения:

$$q_0 = \frac{w_2}{w_1}$$

и

$$p = \frac{m_2}{m_1}.$$

---

[1] В действительности такая скорость [формула (9)] не может быть достигнута, так как окислы металлов, не обладающие энергией движения, будут отдавать свою энергию в виде тепла газообразным продуктам сгорания и в то же время будут частично поглощать энергию движения газообразных частиц, когда последние будут сталкиваться с твердыми частицами. Эта потеря здесь не учтена. *Прим. Л. С. Дуцкина.*

Обозначим, кроме того, силу реакции, получающуюся от массы, истекающей со скоростью w_1, через P_1; тогда

$$P_1 = m_1 w_1. \tag{11}$$

Вынося $m_1 w_1$ в формуле (10a) за знак радикала, получаем после подстановки g, p и P_1

$$P_{max} = P_1 \sqrt{(1+pq^2)(1+p)}. \tag{10b}$$

Аналогичным путем получаем из формулы (4a) для фактической силы

$$P = P_1 (1+pq). \tag{4b}$$

Деля выражение (4b) на выражение (10b), получаем важную формулу, дающую отношение фактической тяги, достигаемой при известном отставании частиц одной системы от материальных частиц другой системы, к теоретической силе реакции, которая имела бы место в случае, если бы скорости частиц сравнялись и вся теплота превратилась также в энергию истечения.

Эта формула имеет вид

$$\frac{P}{P_{max}} = \frac{1+pq}{\sqrt{(1+pq^2)(1+p)}}. \tag{12}$$

Исследуем эту формулу детальнее. Для

$$q = \frac{w_2}{w_1} = 1$$

находим

$$\frac{P}{P_{max}} = 1,$$

т. е. если обе скорости одинаковы, то и фактическая сила равна максимальной, как это и должно быть.

Далее для

$$q = \frac{w_2}{w_1} = 0$$

получаем

$$\frac{P}{P_{max}} = \frac{1}{\sqrt{1+p}}. \tag{13}$$

Эта формула дает величину фактической тяги для случая, когда скоростью частиц одной системы можно пренебречь ($w_2=0$) или когда одна система служит только для подогрева

частиц другой системы. Из выражения (13) видим (помня, что $p=\frac{m_2}{m_1}$) довольно быстрое падение величины осевого давления P по отношению к величине максимального давления P_{max} для относительно малого количества твердых частиц. Для малого p имеем приближенно после разложения в ряд

$$\frac{P}{P_{max}}=1-0{,}5\,p.$$

Для бо́льших значений p, как видно из выражения (13), для отношения $\frac{P_{max}}{P}$ имеет место параболический закон. Сила P, будучи небольшой, убывает крайне медленно. Например, если масса подогревающего вещества в три раза превышает массу вылетающих частиц ($p=3$), то

$$\frac{P}{P_{max}}=\frac{1}{\sqrt{1+3}}=\frac{1}{2},$$

т. е. фактическая сила P составляет половину от той максимальной силы P_{max}, которая получилась бы, если бы оба вещества вылетали из сопла с одной и той же скоростью. Если же $p=100$, то

$$\frac{P}{P_{max}}\approx 0{,}10.$$

Для общего случая, т. е. для любого значения $q=\frac{w_2}{w_1}$, построена диаграмма (фиг. 1). Здесь по оси абсцисс отложены отношения масс, а по оси ординат — отношения тяг. При рассмотрении мы видим, во-первых, что кривые

$$p=f\left(\frac{P}{P_{max}}\right)$$

имеют определенный минимум и, во-вторых, что при малом отставании частиц одного вещества от частиц другого достигаемая сила реакции P почти равна максимальной силе, которая получилась бы, если бы скорости выравнивались без потери энергии. Если даже отставание достигает 50% ($q=50\%$), то потеря в силе составляет в этом наиболее невыгодном случае 5,5%.

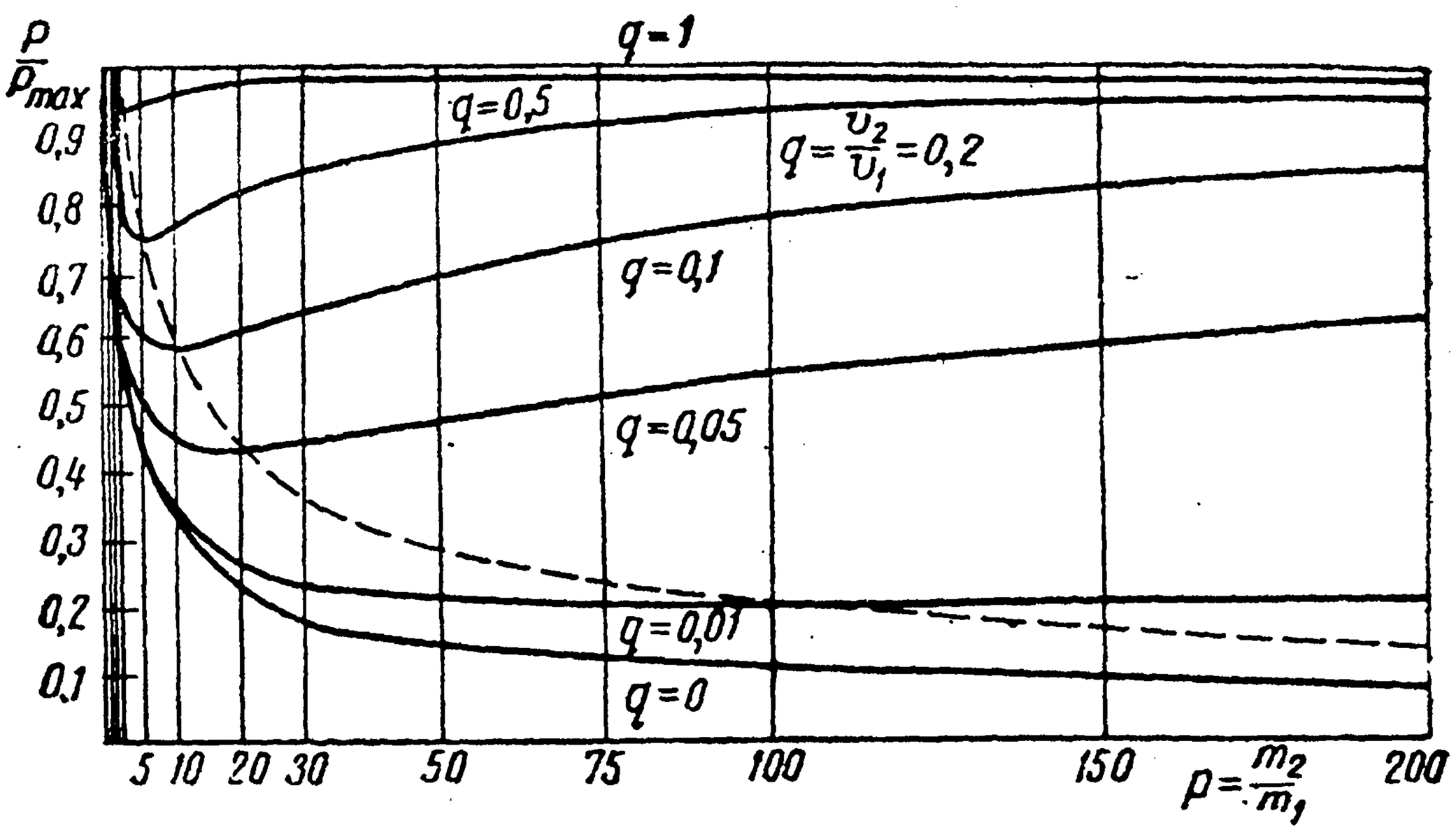
Положение минимума отношения $\frac{P}{P_{max}}$ для определенного $q=\frac{w_2}{w_1}$ легко определяется вычислением первой производ-

ной $\frac{P}{P_{max}}$ по p и приравниванием ее нулю. Из формулы (12) получаем

$$\frac{d\frac{P}{P_{max}}}{dp} = \frac{q\sqrt{(1+pq^2)(1+p)}}{(1+pq^2)(1+p)} -$$

$$- \frac{(1+pq)\frac{1}{2}[(1+pq^2)(1+p)]^{\frac{1}{2}}[q^2(1+p)+(1+pq^2)]}{(1+pq^2)(1+p)} =$$

$$= \frac{2q(1+pq^2)(1+p)-(1+pq)(1+q^2+2pq^2)}{2[(1+pq^2)(1+p)]^{\frac{3}{2}}} = 0. \quad (14)$$



Фиг. 1. Отношение фактической силы реакции струи к теоретической максимальной силе, получающейся при выравнивании скоростей, в зависимости от отношения масс.

Здесь числитель содержит p во второй степени, а знаменатель — p в третьей степени, поэтому для $p = \infty$ имеем

$$\frac{d\frac{P}{P_{max}}}{dp} = 0,$$

т. е., как видно из диаграммы, здесь имеет место максимум. Этот результат можно формулировать следующим образом.

Если масса твердых частиц, вылетающих из сопла, во много раз больше, чем масса газа, т. е. если $p = \frac{m_2}{m_1} \approx \infty$, то сила реакции струи приближается к максимально возможной силе, имеющей место при выравнивании скоростей.

Здесь необходимо, однако, заметить, что практически как раз при $p \approx \infty$ много тепла останется в твердых частицах и не будет использовано, а в данной формуле было предположено, что сумма кинетических энергий обоих веществ есть величина постоянная.

Если в формуле (14) числитель приравняем нулю, то получим

$$2q(1+pq^2)(1+p)-(1+pq)(1+q^2+2pq^2)=0$$

или, после раскрытия скобок

$$p(q-2q^2+q^3)=1+q^2-2q,$$

откуда

$$pq=1. \tag{15}$$

Подставляя в эту формулу значения для p и q, получаем

$$m_1 w_1 = m_2 w_2. \tag{15a}$$

Для этих значений q и p получается минимум отношения $\frac{P}{P_{max}}$, как видим из диаграммы, представленной на фиг. 1.

Этот результат можно формулировать следующим образом. Реакция струи, в которой имеются два рода частиц, обладающих разными скоростями движения, делается наименьшей по отношению к максимальной (которая получилась бы при полном использовании всего теплового эффекта) в том случае, если количества движения обоих родов частиц равны между собой.

Подстановкой выражения (15) в выражение (12) получаем также значение для наименьшего отношения сил:

$$\frac{P_{min}}{P_{max}} = \frac{2\sqrt{q}}{1+q} = \frac{2\sqrt{p}}{1+p}. \tag{16}$$

Далее представляет интерес для общего случая отношение силы P, получаемой от всей струи, к силе P_1, развиваемой одной массой m_1. Из формулы (4 b) усматриваем, что для данного q величина $\frac{P}{P_1}$ есть линейная функция от p и для данного p — линейная функция от q. При этом мы можем задавать постоянные значения или для p или для q.

Если отыскивается наибольшая теоретическая сила, которая вообще может получиться, то необходимо исходить из максимальных скоростей истечения, которые получились бы, если бы вся теплота, соответствующая теплотворной способности, превратилась в энергию скорости истечения. Для твер-

дых частиц, которые не могут приобретать скорости движения самостоятельно, эта величина имеет условный характер.

Введя для этих скоростей обозначения $w_{1\,max}$ и $w_{2\,max}$, можем, принимая во внимание выражения (1) и (2), написать

$$E_1 = \frac{m_1 w_{1\,max}^2}{2} = q m_1 \frac{H_1}{A}, \tag{17}$$

откуда получаем

$$w_{1\,max} = \sqrt{\frac{2gH_1}{A}} = 91{,}5\sqrt{H_1}. \tag{17a}$$

Аналогично имеем для скорости $w_{2\,max}$

$$E_{2\,max} = \frac{m_2 w_{2\,max}^2}{2} = g m_2 \frac{H_2}{A}, \tag{18}$$

откуда

$$w_{2max} = \sqrt{\frac{2gH_2}{A}} = 91{,}5\sqrt{H_2}. \tag{18a}$$

Деля выражение (18a) на выражение (17a), получаем

$$\frac{w_{2\,max}}{w_{1\,max}} = \frac{\sqrt{H_2}}{\sqrt{H_1}}$$

или, обозначая

$$x = \frac{H_2}{H_1}$$

и зная, что

$$\frac{w_2}{w_1} = q,$$

имеем

$$q_{max}^2 = x. \tag{19}$$

Подставляя это значение для q_{max} в (4b), получаем для фактически появляющейся реактивной силы формулу

$$P = P_1 (1 + p x^{\frac{1}{2}}), \tag{20}$$

а в случае выравнивания скоростей с полным использованием тепла, соответствующим теплотворной способности, подстановкой q_{max} в выражение (10b) получим формулу

$$P_{max} = P_1 \sqrt{(1+px)(1+p)}, \tag{21}$$

при этом

$$P_1 = m_1 w_{1\,max} = 91{,}5\, m_1 \sqrt{H_1}, \tag{11a}$$

Подставляя в выражения (20) и (21) вместо x и p их значения:

$$x = \frac{H_2}{H_1},$$

$$p = \frac{m_2}{m_1},$$

а вместо P_1 — выражение из формулы (11а), находим также

$$P = 91{,}5\,(m_1\sqrt{H_1} + m_2\sqrt{H_2}) \tag{20a}$$

и

$$P_{max} = 91{,}5\sqrt{(m_1H_1 + m_2H_2)(m_1 + m_2)}. \tag{21a}$$

Принимая во внимание, что

$$m_1 = \frac{G_1}{g} \tag{22a}$$

и

$$m_2 = \frac{G_2}{g}, \tag{22b}$$

а также, что

$$p = \frac{G_2}{G_1},$$

получаем формулы для реактивной силы в виде

$$P = 91{,}5\,\frac{1}{g}\,(G_1\sqrt{H_1} + G_2\sqrt{H_2}) \tag{20b}$$

и соответственно

$$P_{max} = 91{,}5\,\frac{1}{g}\sqrt{(G_1H_1 + G_2H_2)(G_1 + G_2)}. \tag{21b}$$

Приближенное определение разности скоростей летучих и твердых продуктов сгорания у выхода из сопла

Примем обозначения:

$w' = w_1 - w_2$ — разность между скоростями летучих и твердых продуктов сгорания у выхода из сопла, *м/сек*;

γ_1 — средний удельный вес летучих продуктов у выхода из сопла, *кг/м*^{3};

γ_2 — удельный вес твердых продуктов во время их пребывания в раструбе сопла, *кг/м*^{3};

F_2 — наибольшее (миделевое) сечение твердых частиц, *мм*^{2};
d_2 — средний диаметр твердых частиц, *мм*;
t — время в секундах;
M_2 — средняя масса одной твердой частицы;
W — среднее аэродинамическое сопротивление одной твердой частицы.

Среднее аэродинамическое сопротивление одной твердой частицы определяется формулой *

$$W = \psi\gamma_1 \frac{(w')^2}{2g} F_2, \tag{23}$$

где ψ_1 — коэфициент сопротивления воздуха для твердых частиц.

С целью определения формы твердых частиц и их приближенных размеров был проделан опыт для случая применения магния в качестве горючего, дающего окись магния. Была зажжена лента магния и получившийся при этом дым был нанесен на стеклышко микроскопа. Затем под микроскопом были определены форма и размеры осевших частиц. Оказалось, что частицы имеют овальную и шарообразную форму диаметром от 0,001 до 0,0005 *мм*.

По мере удаления твердых частиц от места горения температура их быстро уменьшается и свет гаснет. Это явление указывает на то, что теплота от окиси действительно быстро передается окружающему воздуху. Тот же результат получается при сгорании магниевого порошка, например, для фотографических целей: вспышка получается кратковременной и теплота быстро передается окружающей среде.

Опыт дает нам право в первом приближении считать частицы шарообразными.

Исследуем случай, когда ускорение частиц окиси при их движении есть постоянная величина.

Ускорение j равно $\frac{dw_2}{dt}$ и, если скорость движения частиц в сопле увеличивается на длине сопла l от нуля до w_2, то

$$j_2 = \frac{w_2^2}{2l}. \tag{24}$$

---

* Это — общепринятая экспериментальная формула для сопротивления тел при движении их в воздухе со звуковыми скоростями. Она не проверена для рассматриваемого случая, т. е. для мельчайших частиц диаметром порядка 0,001 *мм*. *Прим. Л. С. Душкина.*

Принимая, что частицы окиси получают ускорение за счет силы аэродинамического сопротивления, находим

$$W = M_2 \frac{dw_2}{dt}. \tag{25}$$

Масса и поперечное сечение для частицы окиси шарообразной формы подсчитываются по формулам

$$M_2 = \frac{\gamma_2}{g} \frac{1}{6} \pi d_2^3 \tag{26}$$

и

$$F_2 = \frac{\pi d_2^2}{4}. \tag{27}$$

Исключая величину W из выражений (25) и (23) и подставляя в полученное уравнение выражения для M_2, F_2 и $\frac{dw_2}{dt}$ из выражений (26), (27) и (24), находим

$$\frac{\gamma_2}{g} \frac{1}{6} \pi d_2^3 \frac{w_2^2}{2l} = \psi \gamma_1 \frac{(w')^2}{2g} \frac{\pi}{4} d_2^2$$

или

$$\frac{(w')^2}{w_2^2} = \frac{2\gamma_2 d_2}{F\gamma_1 \psi l}. \tag{28}$$

Принимая во внимание, что $w' = w_1 - w_2$, получаем окончательно для отношения скорости движения частиц окиси к скорости движения газовых частиц следующее выражение:

$$\frac{w_2}{w_1} = \frac{1}{1 + \sqrt{\frac{2\gamma_2 d_2}{3\gamma_1 \psi l}}}. \tag{29}$$

В виде примера рассмотрим случай увеличения окиси магния продуктами сгорания гремучего газа. Средний диаметр частиц окиси примем равным $d_2 = 0{,}00075$ *мм* $= 10^{-6} \cdot 0{,}75$ *м*.

Удельный вес частиц, как для магнезии, примем равным $\gamma_2 = 3{,}2 \cdot 10^3$ *кг/м*^{3}. Для шара имеем $\psi = 0{,}60$. Для кислородо-водородной ракеты можно в первом приближении пользоваться теоретическими кривыми расширения газов, данными мною в 1932 г.*. Эти кривые рассчитаны для ракеты, в которой на-

---

* См. статью «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов». *Прим. ред.*

чальное давление газов 20 *ат*, секундный расход смеси 3,33 *кг/сек*, угол между осью и образующей конуса 10°.

Предположим, что количество окиси так мало, что температура, а значит, и удельный вес газов для заданного давления не меняются заметным образом. Тогда из диаграммы расширения газов находим, что для давлений в конце сопла от 1 до 0,01 *ат* среднее произведение $\gamma_1 l$, встречающееся в знаменателе формулы (29), принимает значения для всего процесса расширения газов в пределах от 0,014 до 0,0073 *кг/м*. Подставляя все означенные выше численные значения в формулу (29), находим, что отношение $\frac{w_2}{w_1}$ колеблется в пределах от 0,70 до 0,62.

Из формулы (12) для указанных значений $q=\frac{w_2}{w_1}$ находим весьма важный результат, а именно: фактическая тяга при данных условиях составляет около 97% от той максимальной тяги, которая получилась бы, если бы скорость частиц окиси была равна скорости газовых частиц. При малом количестве окиси ($p<1{,}5$) потеря будет меньше 3%.

Из формулы (29) видим, что отношение скоростей движения частиц окиси и газовых частиц будет тем ближе к единице, чем больше длина сопла и средний удельный вес газа, а также чем меньше удельный вес и средний диаметр частиц окиси. Следовательно, у ракет с большим расходом горючего и малым углом конусности отставание окиси будет мало.

При удобообтекаемой форме частиц относительное отставание твердых частиц будет, конечно, больше, чем отставание частиц шаровидной формы. Если же частицы окиси имеют кристаллическую структуру, например, форму снежинок, то относительное отставание будет еще меньше, чем вычисленное выше.

Для частиц окиси нешаровидной формы из формул (23), (24) и (25) легко определяем:

$$W=\psi\gamma_1\frac{(w')^2}{2g}F_2=M_2\frac{w_2^2}{2l},$$

откуда находим

$$\frac{(w')^2}{w_2^2}=\frac{M_2g}{F_2\gamma_1\psi l}=\frac{G_2}{F_2\gamma_1\psi l}, \qquad (30)$$

где $G_2=M_2g$—средний вес одной твердой частицы.

Здесь можно еще ввести отношение

$$\delta=\frac{G_2}{F_2}, \qquad (31)$$

представляющее собой удельную нагрузку от собственного веса частицы, приходящуюся на единицу наибольшего поперечного сечения частицы. Вводя опять относительную скорость $w' = w_1 - w_2$ между твердыми и летучими продуктами сгорания, получаем для отношения $\frac{w_2}{w_1}$ формулу

$$\frac{w_2}{w_1} = \frac{1}{\sqrt{\frac{\delta}{\gamma_1 \psi l} + 1}}. \tag{32}$$

Сравнивая формулу (32) с формулой (29), видим, что для шара

$$\delta = \frac{2}{3} \gamma_2 d_2. \tag{33}$$

Ускорения, которым подвергаются твердые частицы в раструбе, очень велики, ввиду того что скорости движения на сравнительно небольшой длине сильно возрастают.

Значения всех величин, которые могут быть получены на основании выведенных формул, представляют только первое приближение, ввиду того что мы пренебрегали, с одной стороны, влиянием диссоциации, уменьшающей скорость газовых частиц, а с другой — увеличением коэфициента ψ в формуле (23), имеющим место при сверхзвуковых скоростях. При большом процентном содержании твердых или жидких частиц и большом противодавлении у выхода из сопла относительная скорость не очень велика, и поэтому в первом приближении лучше исходить не из скорости движения газовых частиц, а из скорости движения, которая получалась бы при выравнивании скоростей.

Кроме ускорения твердых частиц, необходимо также определить замедление газообразных. Пользуясь приближенными данными, полученными при первом расчете, можно второй расчет вести точнее.

Время пребывания газов и твердых частиц в раструбе ракеты в общем случае определяется из формул

$$t_1 = \int_0^l \frac{dl}{w_1} \tag{34}$$

и

$$t_2 = \int_0^l \frac{dl}{w_2}, \tag{35}$$

причем w_1 и w_2 меняются в этих двух формулах от нуля до максимального значения. В случае же когда ускорение постоянно, получим формулы

$$t_1 = \frac{2l}{w_1} \tag{34a}$$

и

$$t_2 = \frac{2l}{w_2}, \tag{35a}$$

причем здесь w_1 и w_2 — значения скоростей у выхода из сопла. Вычисления показывают, что время пребывания частиц в сопле крайне мало. Для рассматриваемого большого сопла оно составляет для частиц окиси магния величину от $^1/_{5000}$ до $^1/_{370}$ сек.

Падение температуры частиц окиси во время их пребывания в сопле *

Ввиду крайне высокой температуры в сопле излучение будет преобладать над передачей тепла конвекционными токами. Поэтому для упрощения рассмотрим сначала передачу тепла излучением.

Примем обозначения:

T_1 и T_2 — абсолютные температуры газов и окиси в данный момент;

dQ — количество тепла, отданное одной частицей окиси за время dt;

c_2 — теплоемкость твердых (или жидких) частиц;

C_s — коэфициент излучения в формуле Стефан-Больцмана.

Рассмотрим случай, когда частица окиси имеет шарообразную форму. В этом случае отношение ее поверхности к объему — наименьшее из всех возможных и, следовательно, частица будет охлаждаться менее всего.

Количество тепла, отданное газом при понижении температуры на dT_2, равно для одной частицы

$$dQ = -c_2\gamma_2 \frac{\pi d_2^3}{6} dT_2. \tag{36}$$

С другой стороны, шарообразная поверхность πd_2^2 излучает за время dt теплоту

$$dQ = C_s \pi d_2^2 (T_2^4 - T_1^4)\, dt. \tag{37}$$

---

* Изложение этого параграфа не вполне закончено, так как Ф. А. Цандер предполагал более точный и окончательный расчет произвести после ряда опытов, программа которых была им разработана. *Прим. ред. Душкина.*

Из формул (36) и (37) получаем

$$-c_2\gamma_2 \frac{\pi d_2^2}{6} dT_2 = C_s \pi d_2^2 (T_2^4 - T_1^4)\, dt$$

или

$$dt = -\frac{c_2\gamma_2 d_2}{6C_s} \frac{dT_2}{T_2^4 - T_1^4}. \tag{38}$$

В случае когда T_1 мало по сравнению с T_2, мы можем вместо переменной величины T_1 принимать среднюю величину T_{1m} и интегрировать. Тогда получим

$$t = -\frac{c_2\gamma_2 d_2}{6C_s} \int_{T_2'}^{T_2''} \frac{dT_2}{T_2^4 - T_{1m}^4}. \tag{39}$$

Здесь t—время, в течение которого температура окиси уменьшается от T_2' до T_2''.

Решение интеграла последней формулы дает

$$t = \frac{c_2\gamma_2 d_2}{24 C_s T_{1m}^3} \left[2 \operatorname{arc\,tg} \frac{T_2''}{T_{1m}} - 2 \operatorname{arc\,tg} \frac{T_2'}{T_{1m}} + \right.$$

$$\left. + \ln \frac{(T_2'' + T_{1m})(T_2' - T_{1m})}{(T_2'' T_{1m})(T_2' + T_{1m})} \right]. \tag{39a}$$

Задаваясь значениями теплоемкости c_2 твердых частиц, их плотностью γ_2, коэфициентом излучения C_s, диаметром d_2, а также средней температурой газа и начальной температурой твердых частиц T_2' до передачи тепла газам, можно вычислить время t в зависимости от T_2'', а затем и T_2'' в зависимости от времени t.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрение всего изложенного выше показывает на определенные выгоды, получаемые в результате применения металлов как дополнительного горючего для ракетного двигателя. Возможно сжигание металла в таких пропорциях с жидким горючим, при которых уменьшение тяги наблюдаться не будет. Мы не учитываем того, что окиси металлов (как, например,

Al_2O_3 и MgO), вероятно, будут находиться в камере и частично в сопле в газообразном состоянии, поскольку температура сгорания превышает температуру парообразования некоторых окисей. Этот вопрос требует дополнительного исследования.

Мы совсем не рассмотрели вопросов динамики ракеты, в которой часть конструкции, сделанная из высококалорийных металлов, используется в качестве горючего. Если включить в рассмотрение все эти вопросы, то выгода от применения металлического топлива получится больше той, которую мы показали в данной статье.

ВОПРОСЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ РАКЕТЫ, ИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ МЕТАЛЛИЧЕСКОЕ ТОПЛИВО*

1. Сплавы металлов, применяемые в конструкции и используемые в качестве горючего

В случае если сжигаемый металл до расплавления составляет часть конструкции ракеты, то от него необходимо требовать одновременного наличия следующих качеств:

1) достаточно низкой температуры плавления;

2) достаточной крепости при температурах, которым он подвержен до попадания в сосуд для расплавления;

3) теплота, требуемая для подогрева и расплавления металла, должна быть не слишком большой, для того чтобы время, необходимое для расплавления, было по возможности коротким;

4) теплотворная способность металла должна быть по возможности большой;

5) температура воспламенения металла должна быть по возможности низкой.

К п. 1 можно добавить, что в случае если в конструкции встречаются боковые сосуды для расплавления металлов, то и эти сосуды должны в свою очередь тоже расплавляться в одном или нескольких центральных сосудах**, и, следовательно, целесообразно применение металлов, различающихся температурами плавления:

а) для баков для жидкого кислорода могут быть применены сплавы, плавящиеся при температурах от 50 до 200°;

б) для частей, подверженных приблизительной средней температуре в 28—50°,— сплавы, плавящиеся при 200—500°;

в) для сосудов, служащих для расплавления частей, указанных в п. а,— сплавы, плавящиеся при 500—700°;

г) для сосудов, предназначенных для расплавления частей, указанных в п. б,— сплавы, плавящиеся при 500—900°; эти сплавы могут быть применены также для сильно охлажденных стенок сопел ракеты;

---

* Статья была напечатана в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937.

** Пример такой конструкции см. статью «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов». *Прим. ред.*

д) для сосудов, служащих для расплавления частей, указанных в пп. в и г,— сплавы, плавящиеся при 900—2000°; эти сплавы могут быть применены для стенок камер сгорания ракет и слабо охлажденных частей сопел ракет, а также и для носовых частей ракет *.

Для сильно нагреваемых частей ракет, которые не подлежат расплавлению, можно взять огнеупорные материалы и весьма тугоплавкие сплавы. В конструкциях, расплавляемых при низкой температуре, могут встречаться и сплавы, плавящиеся при высокой температуре, в случае если они не мешают расплавлению. Эти части могут впоследствии расплавляться вместе с сосудами, в которые они попали, или они могут быть удалены из сосуда особыми автоматическими сетками, приделанными к рычагам.

К п. 4 необходимо добавить следующее:

а) в случае если воздух для сгорания берется из атмосферы, должна быть наибольшей теплотворная способность, отнесенная к 1 *кг* самого сплава;

б) в случае если берут с собой чистый жидкий кислород для горения, необходимо принимать во внимание теплотворную способность, отнесенную к 1 *кг* окиси металла;

в) в случае если берут с собой материал, содержащий лишь отчасти кислород [например, жидкий воздух с 85% O_2 или H_2O_2 или $Al(NO_3)_3$], то теплотворная способность должна быть определена для всех продуктов сгорания, взятых вместе.

К п. 5 можно добавить, что в случае если предполагается одновременно сжигать бензин или нефть, или, например, целлулоид, то можно расплавленный металл распыливать при помощи горелки, в которой сгорает бензин или нефть с большим избытком кислорода.

2. Определение зависимости между весами металла, водорода, твердых и летучих продуктов горения, твердых и жидких горючих (включая кислород)

[Ввиду того что при сжигании металла необходимо одновременно с ним сжигать какие-либо другие вещества, дающие при сгорании летучие продукты, ракета, приспособленная к сжиганию своих металлических частей, должна нести с собой также другое жидкое горючее (например, сжиженный водород, бензин, нефть и т. п.) или твердое (например, целлулоид и др.). Интересным и важным является определение весовых соотношений между отдельными компонентами топлива в этом случае.]

---

* Эти части могут сильно нагреваться при полете с большими скоростями в атмосфере. *Прим. ред.*

Для примера возьмем ракету, которая приводится в действие жидким кислородом, жидким водородом и алюминием.

Примем обозначения:

A_0, $A_н$, A_{Al} — атомные веса кислорода, водорода и алюминия ($A_0=16$, $A_н=1{,}008$, $A_{Al}=27{,}1$);

$a_н$, a_{Al} — число атомов водорода и алюминия, которое соединяется с одним атомом кислорода $\left(a_н=2;\ a_{Al}=\frac{2}{3}\right)$ соответственно формулам H_2O и Al_2O_3;

G_0, $G_{0н}$, $G_{0\,Al}$ — общий и частичные веса кислорода, необходимого для горения, *кг*;

$G_н$, G_{Al} — веса водорода и алюминия, необходимых для горения, *кг*;

G, $G_к$ — начальный и конечный веса далеколетающей ракеты (до и после получения всей кинетической энергии), *кг*;

G_{H_2O}, $G_{Al_2O_3}$ — веса образованной воды и окиси алюминия, *кг*;

$G_в$ — вес всего топлива, включая и кислород.

Тогда можем написать

$$G_0=G_{0н}+G_{0\,Al}, \tag{1}$$

$$G=G_0+G_н+G_{Al}+G_к=G_{H_2O}+G_{Al_2O_3}+G_к, \tag{2}$$

$$G_в=G-G_к=G_0+G_н+G_{Al}, \tag{3}$$

$$G_{H_2O}=H_{0н}+G_н, \tag{4}$$

$$G_{Al_2O_3}=G_{0\,Al}+G_{Al}, \tag{5}$$

$$G_{0н}=G_н\frac{A_0}{A_н a_н}, \tag{6}$$

$$G_{0\,Al}=G_{Al}\frac{A_0}{A_{Al}a_{Al}}. \tag{7}$$

Теплотворная способность гремучего газа на 1 *кг* H_2O составляет 3230 *кал/кг*, а окиси алюминия Al_2O_3 3690 *кал/кг* (см. «Chimiker Kalender»). Принимая, что коэфициент использования для Al_2O_3 несколько меньше, чем для водорода, вследствие необходимости перехода тепла от частиц Al_2O_3 к газам, можем в первом приближении Al_2O_3 и H_2O предполагать равноценными горючими. Равноценными горючими будем считать такие, которые по формуле для скорости, приобретаемой ракетой,

$$v=w\ln\frac{G}{G_к},$$

дают одинаковую величину v; в данном случае мы это можем считать, так как скорость w истечения газов и твердых продуктов горения при колебаниях процентного содержания Al_2O_3 мало изменяется. Если $\frac{G}{G_к}$ дано, то при данном w получается и определенное v.

Итак, при изменении количества используемого алюминия можно принимать при данном конечном весе $G_к$, что вес всего топлива $(G-G_к)$ не меняется, так что и начальный вес G является постоянной величиной.

Из уравнений (1), (2), (3), (6) и (7) получаем

$$G-G_к=G_o+G_н+G_{Al}=G_н\left(1+\frac{A_o}{A_н a_н}\right)+$$
$$+G_{Al}\left(1+\frac{A_o}{A_{Al}a_{Al}}\right), \qquad (8)$$

откуда

$$G_{Al}=\frac{(G-G_к)-G_н\left(1+\frac{A_o}{A_н a_н}\right)}{1+\frac{A_o}{A_{Al}a_{Al}}}. \qquad (9)$$

[Далее в рукописи Ф. А. Цандера находится вывод формул стоимости ракеты в зависимости от варьирования в ней количества водорода, кислорода и алюминия. Ф. А. Цандер пишет:

«Цены, а также и требуемые количества жидкого кислорода, жидкого водорода или бензина, алюминия или магния и прочих горючих материалов весьма различны. Если отчасти воспользоваться в ракете в качестве горючего расплавленным металлом или другим веществом, который до расплавления находился в ракете не в качестве болванок или порошка, а в виде стоек, лонжеронов, нервюр самолета, частей двигателя, винтов и т. д., то цены будут варьировать еще более и возникнет весьма серьезный вопрос: окупится такое использование частей ракеты или нет. Найдем поэтому, при каких условиях будет экономно пользоваться металлами в качестве горючего в ракете и насколько изменится цена ее по отношению к случаю, в котором сжигается лишь жидкий горючий материал».

Следующий далее расчет не имеет актуальной ценности, но результаты его любопытны. При цене жидкого кислорода 0,15 руб. за 1 *кг* и при цене обработанных алюминиевых частей ракеты в 10 руб. за 1 *кг* получается, что в случае если 1 *кг* жидкого водорода стоит больше чем 46,8 руб., то ракета, использующая в качестве топлива алюминиевые части конструкции, будет дешевле чисто водородо-кислородной ракеты.

В противном случае — наоборот. Если представить себе ракету на кислороде и алюминии, то при

$$\frac{G_в}{G} = \frac{19}{20}$$

получается стоимость 1 *кг* ракеты на старте 5,6 руб. Сюда входит только стоимость материала, топлива и изготовления.]

Пусть означают

$$V_{Al} = \frac{G_{Al}}{G_в}; \quad V_н = \frac{G_н}{G_в}; \quad V_o = \frac{G_o}{G_в}$$

отношения соответственно весов алюминия, водорода и кислорода ко всему весу топлива (включая и кислород).

Далее обозначим через

$$\xi = \frac{G_{Al} + G_{o\,Al}}{G_н + G_{oн}} = \frac{G_{Al_2O_3}}{G_{H_2O}}$$

отношение веса окиси алюминия к водяному пару (отношение между твердыми и летучими продуктами горения) и, наконец, через

$$\varphi = \frac{G_o + G_н}{G_{Al}} = \frac{G_o + V_н}{V_{Al}}$$

отношение суммы весов кислорода и водорода к весу сжигаемого алюминия (отношение между весами жидких и твердых горючих).

Из формулы (3) получаем

$$\frac{G_o}{G_в} + \frac{G_н}{G_в} + \frac{G_{Al}}{G_в} = V_o + V_н + V_{Al} = 1. \tag{10}$$

Далее, разделив обе части уравнения (1) на $G_в$ и введя соотношения (6) и (7), получим

$$V_o = A_o\left(\frac{V_н}{A_н a_н} + \frac{V_{Al}}{A_{Al} a_{Al}}\right). \tag{11}$$

Подстановкой в уравнение (10) получаем

$$V_o = 1 - V_н - V_{Al} = \frac{A_o V_н}{A_н a_н} + \frac{A_o V_{Al}}{A_{Al} a_{Al}}$$

или

$$V_н\left(\frac{A_o}{A_н a_н} + 1\right) + V_{Al}\left(\frac{A_o}{A_{Al} a_{Al}} + 1\right) = 1, \tag{12}$$

откуда

$$V_{Al} = \frac{1 - V_H\left(\frac{A_0}{A_H a_H} + 1\right)}{\frac{A_0}{A_{Al} a_{Al}} + 1}. \qquad (13)$$

Далее имеем, деля (6) и (7) на $G_в$:

$$\frac{G_{0H}}{G_в} = V_H \frac{A_0}{A_H a_H} \qquad (14)$$

и

$$\frac{G_{0Al}}{G_в} = V_{Al} \frac{A_0}{A_{Al} a_{Al}}. \qquad (15)$$

Подстановкой в выражение для ξ получаем

$$\xi = \frac{V_{Al} + \frac{G_{0\,Al}}{G_в}}{V_H + \frac{G_{0H}}{G_в}} = \frac{V_{Al}\left(1 + \frac{A_0}{A_{Al} a_{Al}}\right)}{V_H\left(1 + \frac{A_0}{A_H a_H}\right)}. \qquad (16)$$

Подставляя в (16) V_{Al} из (13), получаем

$$\xi = \frac{1}{V_H\left(1 + \frac{A_0}{A_H a_H}\right)} - 1. \qquad (17)$$

Исходя из этого уравнения, можно определить V_H, V_{A_1} и V_0 как функции ξ. Непосредственно находим

$$V_H = \frac{1}{(\xi+1)\left(1 + \frac{A_0}{A_H a_H}\right)}. \qquad (18)$$

Подстановкой V_H в уравнение (13) получаем

$$V_{Al} = \frac{\xi}{(\xi+1)\left(1 + \frac{A_0}{A_{Al} a_{Al}}\right)}. \qquad (19)$$

Наконец получаем V_0 из уравнений (11) подстановкой найденных значений V_H и V_{Al}:

$$V_0 = \frac{\xi\left(1 + \frac{A_0}{A_H a_H}\right)\frac{A_0}{A_{Al} a_{Al}} + \left(1 + \frac{A_0}{A_{Al} a_{Al}}\right)\frac{A_0}{A_H a_H}}{(\xi+1)\left(1 + \frac{A_0}{A_{Al} a_{Al}}\right)\left(1 + \frac{A_0}{A_H a_H}\right)}. \qquad (20)$$

Далее из (10) имеем

$$V_0 + V_н = 1 - V_{Al};$$

подставляя последнее равенство в выражение для β, получаем

$$\beta = \frac{1 - V_{Al}}{V_{Al}}.$$

Подстановкой V_{Al} из (19) имеем

$$\beta = \frac{(\xi+1)\left(1 + \frac{A_0}{A_{Al}a_{Al}}\right) - \xi}{\xi} = \frac{A_0}{A_{Al}a_{Al}} + \frac{1 + \frac{A_0}{A_{Al}a_{Al}}}{\xi} =$$

$$= \frac{(\xi+1)\frac{A_0}{A_{Al}a_{Al}} + 1}{\xi}. \qquad (21)$$

Теперь мы можем определить по формуле (18) величину $V_н$, по (19) — V_{Al}, по (20) — V_0 и по (21) — β как функции от ξ. Отношение между весами окиси алюминия и водяным паром, которое мы обозначили через ξ, играет решающую роль при расчете работы ракеты: чем больше окиси алюминия примешано к водяному пару, тем больше теплоты уйдет с окисью из ракеты неиспользованной.

Отношение между весами жидких и твердых горючих, т. е. β, играет роль при выборе напряжений в материале ракеты: чем больше имеется жидких горючих, тем больше должны быть напряжения в материале.

Отношение весового количества жидких горючих, включая и кислород, к начальному весу ракеты обозначим через δ. Оно равно

$$\delta = \frac{G_н + G_0}{G} = (V_н + V_0)\frac{G_в}{G} = (1 - V_{Al})\left(1 - \frac{G_к}{G}\right) =$$

$$= \frac{1 + \frac{A_0}{A_{Al}a_{Al}}(\xi+1)}{(\xi+1)\left(1 + \frac{A_0}{A_{Al}a_{Al}}\right)}\left(1 - \frac{G_к}{G}\right). \qquad (22)$$

Из этого уравнения можем определить ξ:

$$\xi = \frac{1 - \frac{G_к}{G}}{\left(1 + \frac{A_0}{A_{Al}a_{Al}}\right)\delta - \frac{A_0\left(1 - \frac{G_к}{G}\right)}{A_{Al}a_{Al}}} - 1. \qquad (23)$$

Зная механические качества материала, из которого должна быть построена ракета, из конструктивных соображений получаем δ и определяем ξ по уравнению (23). Затем, как было выше указано, находим V_{II}, V_{AI}, V_0 и β.

Если же исходить из расчета ракеты, то лучше все величины выразить через β, тогда из уравнения (21)

$$\xi = \frac{1 + \frac{A_0}{A_{AI} a_{AI}}}{\beta - \frac{A_0}{A_{AI} a_{AI}}}. \tag{24}$$

Отсюда

$$\xi + 1 = \frac{1+\beta}{\beta - \frac{A_0}{A_{AI} a_{AI}}}. \tag{25}$$

Подставляя значения $(\xi+1)$ и ξ в уравнения (18), (19) и (10), получаем

$$V_{II} = \frac{\beta - \frac{A_0}{A_{AI} a_{AI}}}{(1+\beta)\left(1 + \frac{A_0}{A_{II} a_{II}}\right)}, \tag{26}$$

$$V_{AI} = \frac{1}{1+\beta}, \tag{27}$$

$$V_0 = \frac{\beta \frac{A_0}{A_{II} a_{II}} + \frac{A_0}{A_{AI} a_{AI}}}{(1+\beta)\left(1 + \frac{A_0}{A_{II} a_{II}}\right)}. \tag{28}$$

Пользуясь формулами (25) и (23), выражаем β как функцию δ:

$$\xi + 1 = \frac{1+\beta}{\beta - \frac{A_0}{A_{AI} a_{AI}}} = \frac{1 - \frac{G_к}{G}}{\left(1 + \frac{A_0}{A_{AI} a_{AI}}\right)\delta - \frac{A_0\left(1 - \frac{G_к}{G}\right)}{A_{AI} a_{AI}}}$$

откуда

$$\beta = \frac{\delta}{1 - \frac{G_к}{G} - \delta}. \tag{29}$$

С другой стороны,

$$\delta = \frac{\beta\left(1-\frac{G_к}{G}\right)}{1+\beta}. \qquad (30)$$

Зная допускаемые пределы для δ, находим пределы для β по формуле (29) и пределы для $V_н$, V_{Al}, V_o и ξ соответственно по формулам (26), (27), (28) и (24).

Мы можем теперь, подставляя числовые значения, определить все указанные величины и начертить диаграммы для всех случаев, так как имеется лишь одна переменная независимая.

Как было указано, алюминий мы взяли в качестве примера. Если применяется другой металл, дающий лишь окись, то можно обозначения A_{Al} и a_{Al} заменить соответственными величинами для этого металла, оставив формулы без изменения.

В случае если водород заменяется бензином или другим горючим, дающим лишь летучие продукты горения, необходимо преобразовать формулы соответственным образом *.

Предположим сначала, что в ракете мы совсем не брали водорода. Весь кислород шел на сгорание только алюминия.

Легко определить, какое значение примут при этом ξ β и δ.

Положим для этой цели в выведенных выше формулах $V_н=0$. Тогда получим $\xi=\infty$. Из формулы (26)

$$\beta = \frac{A_o}{A_{Al}a_{Al}}; \qquad (31)$$

из формулы (30) получаем

$$\delta = \frac{A_o\left(1-\frac{G_к}{G}\right)}{A_{Al}a_{Al}+A_o}. \qquad (32)$$

Далее из формулы (19) имеем

$$V_{Al} = \frac{1}{1+\frac{A_o}{A_{Al}a_{Al}}} \qquad (33)$$

и из формулы (10)

$$V_o = 1 - V_{Al}.$$

---

* Так как необходимо учесть еще другие продукты сгорания. В случае бензина, кроме H_2O, при полном сгорании получится также CO_2. *Прим. ред.*

Аналогично, в случае когда расходуются исключительно кислород и водород, $V_{Al}=0$; при этом значении V_{Al} получаем $\xi=0$.

Тогда из формулы (18) получаем

$$V_{\text{н}}=\frac{1}{1+\frac{A_0}{A_{\text{н}}a_{\text{н}}}} \tag{34}$$

и из выражения (10)

$$V_0=1-V_{\text{п}}=\frac{1}{\frac{A_{\text{п}}a_{\text{н}}}{A_0}+1}. \tag{35}$$

Кроме того, для этого случая $\beta=\infty$. Из формулы (30) найдем

$$\delta=1-\frac{G_{\text{к}}}{G}. \tag{36}$$

Между пределами $V_{\text{н}}=0$ и $V_{Al}=0$ находятся все рассматриваемые случаи.

Если $V_{\text{н}}>0$ и $V_{Al}>0$, то получаем в виде функций от δ значения для ξ, $V_{\text{н}}$, V_{Al}, V_0 и β согласно формулам (23), (18), (19), (10) и (21), которые после подстановки чисел для нашего примера при $\frac{G_{\text{к}}}{G}=\frac{1}{20}$ принимают вид

$$\xi=\frac{1}{1{,}985\delta-0{,}885}-1;\quad V_{Al}=\frac{\xi}{(\xi+1)\,1{,}885};$$

$$V_{\text{н}}=\frac{1}{(\xi+1)8{,}95};\quad V_0=1-V_{\text{н}}-V_{Al};\quad \beta=\frac{1-V_{Al}}{V_{Al}}.$$

Числовые значения всех этих величин даны в табл. 1.

Таблица 1

$\delta=\frac{G_0+G_{\text{н}}}{G}$	0,446	0,50	0,55	0,60	0,65	0,70	0,75	0,80	0,85	0,90	0,95
$\xi=-\frac{G_{Al_2O_3}}{G_{H_2O}}$	∞	8,18	3,84	2,26	1,47	0,98	0,656	0,421	0,246	0,110	0
$100V_{\text{н}}$ %	0	1,22	2,31	3,42	4,52	5,64	6,74	7,85	8,95	10,05	11,16
$100V_{Al}$ %	53,0	47,4	42,0	36,8	31,6	26,2	21,05	15,70	10,38	5,25	0
$100V_{\text{O}}$ %	47,0	51,78	55,7	59,8	63,9	68,2	72,2	76,5	80,6	84,7	88,8
$\beta=\frac{G_O+G_{\text{н}}}{G_{Al}}$	0,885	1,128	1,380	1,717	2,16	2,82	3,75	5,37	8,55	18,05	∞

Если мы желаем знать, сколько процентов от начального веса G ракеты имеется водорода, алюминия или кислорода, то числа $100\,V_{\text{в}}$, $100\,V_{\text{Al}}$ и $100\,V_0$ таблицы необходимо в нашем примере умножить на $\frac{G_{\text{в}}}{G}=0{,}95$.

Нас должны интересовать здесь значения δ и V_0. Мы видим, что для сжигания алюминия требуется количество кислорода, равное 47% от веса образующейся окиси алюминия.

Если конечный вес ракеты $G_{\text{к}}$ составляет $^1/_{20}$ начального веса, то требуется 44,6% жидкого вещества от начального веса; мы видим далее, что при $\delta>0{,}446$ ракета должна поднять больчем 44,6% жидкого горючего, так как необходимо расходовать, кроме алюминия, еще и водород, дающий летучие продукты горения.

Для уменьшения запасов жидкого горючего можно было бы, конечно, давать кислород в недостаточном для полного сгорания количестве или применять отчасти другие металлы, например, сталь, требующие для сгорания мало кислорода; кроме того, можно было бы взамен водорода частично применять легкий несгораемый газ. Все это уменьшает действие ракеты, однако ввиду большой теплотворной способности алюминия (или магния, лития и некоторых других металлов) этот метод может найти применение.

[Далее чрезвычайно важными являются значения δ и ξ. Первое показывает, какую часть по весу от начального веса ракеты должны составлять жидкие горючие. Этим коэфициентом как раз определяется техническая возможность осуществления ракеты.]

Самолеты могут взять с собой от 40 до 60% жидкого горючего, т. е. полный вес их может быть в $1{,}67\div2{,}5$ раза больше веса ненагруженного самолета. Принимая, что ракета может взять с собой до 75% жидкого горючего, получим, что полный вес ее может быть в 4 раза больше веса порожней ракеты.

[Таким образом технически реальными в нашем примере должны считаться ракеты, использующие металлическое топливо со значениями $\delta\ll0{,}75$. С другой стороны, величина ξ, дающая отношение между твердыми и летучими продуктами сгорания, также определяет выбор δ. Величина ξ может быть определена только опытом. В случае если она будет меньше 0,656, ракета на металлическом горючем с отношением $\frac{G_{\text{к}}}{G}=^1/_{20}$, взятая нами как пример, будет практически невыполнимой при современном состоянии авиационной техники.]

3. Опыты по изготовлению и сжиганию легких сплавов для высоко летающих ракет

Осенью 1928 г. мною совместно с сотрудниками были произведены опыты по изготовлению легких сплавов, содержащих магний, и по испытанию их на сжигаемость в воздухе. Побуждением к производству опытов служила моя мысль использовать в качестве горючего для ракет, высоко летающих самолетов полуракетного типа и для межпланетных кораблей наряду с жидким горючим также и металлы, ввиду того что одного жидкого горючего нехватает для достижения крайних высот и скоростей полета. Наиболее же радикальный метод — использование в качестве добавочного горючего частей ракеты или самолета, изготовленных для указанных целей, например, из магналия или электрона,— может дать настолько большое количество горючего по отношению к весу порожней ракеты или самолета, что при соответственной конструкции переброска грузов и человека в межпланетное пространство и даже на другие планеты уже теперь становится вполне реализуемой.

Поэтому первостепенную важность представляет задача доказать, что сплавы, годные для постройки ракет, хорошо горят и дают в ракете большую отдачу. Последнее мною теоретически доказано.

Сила тяги ракеты

$$P = \frac{dM_г}{dt} w_г + \frac{dM_0}{dt} w_0,$$

где $\frac{dM_г}{dt}$ и $\frac{dM_0}{dt}$ — массы газа и твердых частиц (окиси металлов), выбрасываемых в единицу времени;

$w_г$ и w_0 — соответственные скорости вылета.

Ввиду того что при соударениях частиц газов с твердыми частицами общее количество движения не изменяется, т. е.

$$dM_г w_г + dM_г w_0 = \text{const},$$

при заданных расходах

$$P = \text{const},$$

т. е. тяга ракеты не изменится, даже если твердые частицы будут более или менее отставать. При этом предположено, что частицы газов и окиси металла будут отталкиваться друг от друга как вполне упругие тела, и что энергией вращения твердых частиц около их собственной оси можно пренебрегать.

Далее мы приводим перечень сплавов, представляющих интерес с точки зрения использования их в конструкции ракеты и для сжигания (табл. 2).

Таблица 2

№ по пор.	Сплав	Температура плавления, °Ц	Примечание
1	65% Sn, 35% Pb	182	Эвтектика
2	95% Zn, 5% Mg	335	Эвтектика $\gamma=6,15$
3	60% Zn, 40% Mg	338	Эвтектика $\gamma=2,85$
4	75% Mg, 20% Al, 1,7% Cu, 3,3% Zn	—	Алюминий вполне выгорает
5	88% Mg, 8% Al, 2% Cu, 2% Zn		Электрон вполне сгорает
6	59% Sn, 32% Pb, 5% Zn, 4% Mg	—	Загорается, но выгорает не вполне
7	63% Sn, 34% Pb, 3% Mg	—	Сгорает лишь в порошкообразном виде
8	80% Al, 20%Cu	—	
9	50% Al, 50%Cu	—	Лигатура
10	92% Al, 8% Cu	638	Хрупкий сплав, алюминий выгорает не вполне
11	59% Al, 41% Mg		
12	87% Zn, 10% Mg, 3% Al	—	Хрупкий сплав, горит хорошо
13	90,5% Zn, 4,75%, Mg 4,75%Al	—	Горит лишь в тонких листах
14	93,5% Zn, 3,2% Al, 3,3% Mg	—	Высокие механические качества, немного хрупок, плохо горит

Затруднения при изготовлении сплавов

1. Легкая окисляемость магния требовала изготовления смеси его под защитной пленкой из NaCl и $MgCl_2$ ($\gamma=2,17$ и 2,32, температуры плавления 800 и 708°) или в атмосфере инертного газа. Электрон удалось изготовить хорошо, причем пламя убиралось из-под тигля перед каждым новым вводом магния с после-

дующим прибавлением $MgCl_2$ для образования предохраняющей пленки MgO.

Ф. Регельсбергер * дает следующие указания: «Для плавки магния и сплавов с большим содержанием магния применяют железные тигли с плотно закрывающимися железными крышками (рекомендуется брать для плавки легких металлов U-образный сосуд). Тиглей из глины или графита следует избегать, ввиду того что магний может соединяться с кремнием, содержащимся в них, образуя кремнистый магний, который считается у металлургов нежелательным. Кроме того, вследствие выделения других кремнистых солей может произойти изменение структуры металла и появиться опасность брака отливаемого предмета».

Для изготовления литейной формы применяют, однако, еще часто песок, очень мелкозернистый и свободный от глинистых частей, а также кокили, состоящие, например, из алюминиевой латуни (62% Cu, 31% Zn, 5% Al, 2—3,25% Fe), с целью достижения быстрого охлаждения или при оставлении в теплом состоянии медленного затвердевания.

2. При расплавлении магния, цинка и алюминия всегда образуются окиси (например, MgO, ZnO). Интересно, что карбиды магния, цинка и алюминия при обливании водой дают ацетилен C_2H_2, а при обливании HCl ($\gamma = 1{,}12$) еще больше ацетилена и водород. Карбид алюминия дает метан CH_4.

3. Пропусканием над расплавленным цинком, а также над сплавом 60% Zn с 40% Mg бензиновых паров, которые загораются в тигле, удавалось металл удержать от загорания, но при высокой температуре образовывался карбид. Лучше в качестве защиты от загорания металла применять водород.

4. Чтобы предотвратить перегрев металла, были изготовлены тигли, вложенные друг в друга, и промежуток между ними был заполнен расплавленным свинцом; этим удалось удержать металл в тигле без крышки мало окисляющимся.

5. Наложением крышки на тигель можно было всегда прекратить самозагорание металла, даже магния.

Испарение металлов

1. Опыты по испарению магния, цинка и кадмия предполагались, но мною еще не сделаны. Согласно указаниям Керла и Стомана с магнием могут быть получены хорошие результаты**.

2. Интересным является следующее указание ***. Для изготовления окиси цинка его нагревают в ретортах до белого кале-

---

* Regelsberger, Chemische Technologie der Leichtmetalle, S. 307, 1923.

** Kerl u. Stohman, Enziklopäd. Handbuch d. Technischen Chemie, B. II, S. 1047—1057.

*** Partheil, Lehrbuch d. Chemie, S. 403, 1903.

ния; пары цинка при выходе из реторты встречают воздух, подогретый до 300° Ц, и сгорают в ZnO.

3. Сжиганием магния, находящегося в сплаве, подогреваются другие металлы, которые после испарения сгорают; этот метод легче приводит к цели, чем предыдущий.

Сжигание сплавов в твердом состоянии

1. Как известно, лента магния горит хорошо. Если она смазана, например, гаргойлем, то ее можно через сальник подавать в пространство высокого давления и использовать в ракете.

Имеются лампы для сжигания лент магния для целей сигнализации на море и для туманных фонарей. Таким образом подача ленты может быть механизирована.

2. Много других сплавов горит в воздухе хорошо; таковы, например, сплавы, обозначенные в табл. 2 номерами 2, 3, 4 и 5.

Далее надо заметить, что прибавление к сплавам 5% или более магния делает их во многих случаях сжигаемыми. Прибавление цинка тоже увеличивает сжигаемость. Прибавление же меди, олова и свинца мало изменяет сжигаемость.

Наоборот, прибавление алюминия в больших количествах затрудняет сжигание вследствие образования предохраняющей пленки из Al_2O_3.

3. Сжигаемость в чистом кислороде или в подогретом воздухе будет лучше, чем в холодном воздухе, ввиду большого подогрева и испарения металла.

4. Расплавляя одновременно алюминий и хорошо горящий сплав, можно получать сжигание также и алюминия. Этот метод применим и к другим металлам.

5. Мною был испытан продырявленный конус (сопло ракеты), в котором сжигалась лента магния или другого сплава, причем через наружный стальной конус выпускались через отверстия газы от бунзеновской горелки *.

Был получен осадок 23% в первой модели и 13% во второй модели. Вероятно, возможна постройка сопла без продырявленного конуса, так как температура испарения магния 2800°, а температура горения его в воздухе 4500°.

Распыливание жидкого металла

[Распыливание жидкого металла может быть произведено при помощи распылителя, устроенного так, что жидкий металл, поступающий по трубке, встречает на пути газовый поток большой скорости, который и производит распыливание. Соответ-

---

* Более подробные данные об опытах с этим конусом см. статью «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов». *Прим. ред.*

ствующие диаметры выходных отверстий трубок распылителя, а также скорости истечения как жидкого металла, так и газа легко могут быть подсчитаны.]

Примем обозначения:

d_1 и d_2—диаметры выходных отверстий трубок, подводящих кислород (или воздух) и расплавленный металл к месту распыления металла;

h_1 и h_2—избыточные давления в *мм* вод. ст. у выходных отверстий;

γ_1 и γ_2—удельные веса кислорода (или воздуха) и расплавленного металла;

ξ_1 и ξ_2—коэфициенты потери напора от сопротивлений у выходных отверстий трубок;

v_1 и v_2—скорости истечения соответственно в отверстиях с диаметрами d_1 и d_2;

V_1 и V_2—объемы кислорода (или воздуха) и жидкого металла, израсходованные в единицу времени;

G_1 и G_2—соответственные веса, израсходованные в единицу времени;

$a=\frac{G_1}{G_2}$—отношение весов кислорода (или воздуха) и жидкого металла, распыленного им.

Скорости газа и металла могут быть выражены формулами:

$$v_1=\sqrt{\frac{2gh_1}{\gamma_1(1+\xi_1)}}; \tag{37}$$

$$v_2=\sqrt{\frac{2gh_2}{\gamma_2(1-\xi_2)}}; \tag{38}$$

а так как

$$V_1=\frac{\pi}{4}d_1^2v,$$

$$V_2=\frac{\pi}{4}d_2^2v_2,$$

$$G_1=\gamma_1V_1=\frac{\pi}{4}d_1^2v_1\gamma_1, \tag{39}$$

$$G_2=\gamma_2V_2=\frac{\pi}{4}d_2^2v_2\gamma_2, \tag{40}$$

то, деля (39) на (40), получим

$$a=\frac{d_1^2v_1\gamma_1}{d_2^2v_2\gamma_2}.$$

Подстановкой сюда v_1 и v_2 из уравнений (37) и (38) получаем

$$\frac{d_1^2}{d_2^2} = \frac{a\gamma_2}{\gamma_1}\sqrt{\frac{h_2}{\gamma_2(1+\xi_2)}\,\frac{\gamma_1(1+\xi_1)}{h_1}} = a\sqrt{\frac{h_2\gamma_2(1+\xi_1)}{h_1\gamma_1(1+\xi_2)}}$$

или

$$\frac{d_1}{d_2} = \sqrt{a}\cdot\sqrt[4]{\frac{h_2\gamma_2(1+\xi_1)}{h_1\gamma_1(1+\xi_2)}}. \qquad (41)$$

Далее находим подстановкой значений v_1 и v_2 в формулы (39) и (40):

$$G_1 = \frac{\pi}{4}d_1^2\sqrt{\frac{2gh_1\gamma_1}{(1+\xi_1)}}, \qquad (42)$$

$$G_2 = \frac{\pi}{4}d_2^2\sqrt{\frac{2gh_2\gamma_2}{(1+\xi_1)}}. \qquad (43)$$

Отсюда непосредственно находим d_1 и d_2:

$$d_1 = \sqrt{\frac{4G_1}{\pi}\sqrt{\frac{1+\xi}{2gh_1\gamma_1}}}, \qquad (44)$$

$$d_2 = \sqrt{\frac{4G_2}{\pi}\sqrt{\frac{1+\xi_2}{2gh_2\gamma_2}}}. \qquad (45)$$

[Следует в качестве газа, производящего распыливание, брать или воздух (для первоначальных опытов), или кислород и производить сжигание металла сразу после выхода его из распылителя.]

1. При первых опытах может быть применен сплав состава 65% Sn и 35% Pb. Здесь мы должны получить однородное расплавление, так как этот состав приблизительно представляет собой эвтектику и вполне расплавляется при 182° Ц. Другое процентное соотношение между металлами дало бы лишь частичное расплавление при определенной температуре, что могло бы привести к закупориванию небольшого сравнительно выходного отверстия трубки распылителя или к израсходованию более легкоплавкой части в первую очередь, а это могло бы сильно отразиться на горении распыленного металла.

Таблица 3

Материал	Точка плавления °Ц	Точка кипения °Ц	Атомный вес	Теплотворная способность *кил/моль*	Реакция горения
Олово	231,8	2200	118,7	141,3	$Sn + O_2$
Свинец	327,4	1600	207,2	50,8	$Pb + O$

В табл. 3 даны физико-химические величины, характеризующие составные элементы указанного сплава.

Олово окисляется при плавлении на поверхности; при нагревании до белого каления сгорает в окись олова, испуская сильный белый свет.

Свинец при плавлении с доступом воздуха покрывается свинцовым «пеплом», состоящим из смеси окиси свинца с закисью. При продолжительном плавлении с доступом воздуха свинец может быть полностью переведен в окись.

Оловянные сосуды, обтянутые войлоком, могут с успехом применяться для хранения жидкого кислорода. Так как свинец при температуре жидкого кислорода делается упругим и приобретает механические качества серебра, его также можно было бы применять для этой цели. Это касается также указанного выше сплава (65% Sn+35% Pb). Подсчитывая теоретическое количество кислорода, необходимого для сгорания 1 *кг* указанного сплава, найдем, что сплав требует для этого 20,19% кислорода. Если сплав сжигать в воздухе, то при содержании в последнем 23,1% кислорода потребуется для полного сгорания 87,3% воздуха.

При опытах удалось распыливать сплав 65% Sn+35% Pb с холодным воздухом и кислородом. Сгорания при этом получено не было, а образовались крупинки диаметром 0,1—0,3 *мм* в виде нитей и капель. Эти данные были получены при помощи микрофотографии. Причиной неполучения сгорания явилось остывание сплава в холодном воздухе *.

[2. Далее Ф. А. Цандер упоминает о своих опытах по распыливанию сплава 60% Zn +40% Mg, затем чистого цинка и антифрикционного металла. Все эти опыты имели целью установить условия удовлетворительной конструкции распылителя.

* В рукописи Ф. А. Цандера имеется подробный анализ сравнения ракеты, использующей сплав 65% Sn +35% Pb, с ракетой на бензине. Ввиду того что конечные выводы вполне совпадают с выводом раздела 3 настоящей статьи, этот анализ опущен. *Прим. ред.*

Они показали необходимость подогрева воздуха и уменьшения длины пути расплавленного металла от тигля (или другого сосуда) к распылителю *.

Ф. А. Цандером построен специальный тигель с непосредственной подводкой жидкого металла к распылителю и с подогревом воздуха в медной трубке, окруженной жестяным кожухом. С этим прибором им велись только предварительные опыты.

3. Интересным является распыливание металла с воздухом и азотнокислым аммонием, серой или другим веществом, развивающим достаточно теплоты.

4. Кроме того, вполне мыслимо использование металлов в виде порошка или в виде порошка, распределенного в другом веществе: например, магниевые опилки в канифоли или в целлулоиде.

[5. Ф. А. Цандер всегда обращал большое внимание на экономическую сторону вопроса и поэтому далее в рукописи им приводится сводка цен на металлы, которые можно использовать в качестве горючего в ракете. Эта сводка в настоящее время не представляет интереса, так как составлена на основании источников 1900—1924 гг. по книге Regelsberger «Technologie d. Leichtmetalle», S. 347.]

О проектировании высоко летающих ракет

[Здесь Ф. А. Цандером упоминаются ракеты с боковыми сосудами для жидкого топлива, которое используется в первую очередь, а затем сосуды сгорают в главной ракете, оборудованной метеорографом и гироскопом **. Далее в качестве приложения приводятся две таблицы теплотворных способностей некоторых металлов и других соединений при горении в кислороде или фторе. Выборки из этих таблиц были опубликованы в книге Ф. А. Цандера «Проблема полетов при помощи реактивных аппаратов», стр. 45.]

---

* Так как современная техника уже имеет удовлетворительно работающие аппараты для распыливания металла (например, известный аппарат Шоопа), то мысль Ф. А. Цандера о возможности такого распыливания является реальной.

Также вполне реально и последующее сжигание металла. Здесь можно сослаться на алюминиево-кислородную сварочную горелку (см. «Новости техники», № 232 от 20 ноября 1932 г., заметка 5555, или Тихонравов, Ракетная техника, ОНТИ, 1935, стр. 21). Эта горелка работала на алюминиевой пыли. *Прим. ред.*

** Этот параграф, очевидно, являлся заключением к докладу Цандера и касался ближайших перспектив использования металлического топлива. Как видно из приведенного перечисления пунктов, которых коснулся Цандер, это применение мыслилось им для стратосферной ракеты с гироскопом для сохранения устойчивости. *Прим. ред.*

4. Ракетный двигатель, работающий на металлическом или вообще твердом горючем

Конструкция такого двигателя должна иметь целью исследование и первое применение твердого горючего, главным образом металлического и пластических масс. В дальнейшем предполагается ввиду невозможности достижения больших высот и дальностей полета с помощью одного лишь жидкого горючего делать ракету специальной конструкции, позволяющей использовать бо́льшую или меньшую часть самой ракеты в качестве горючего. Эта часть должна изготовляться или из металла или из пластических масс. Как подробнее указано в моей книге «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов» на стр. 43—51 и 71—72, возможны конструкции, при которых почти вся масса реактивного прибора служит горючим материалом. Предел крепости материалов при указанных конструкциях не связывает нас более,— все зависит от уменья конструктора, и, по моему убеждению, ракеты, использующие большую часть своей конструкции в качестве горючего, будут первыми, при помощи которых удастся практически перебросить аппараты на громадные расстояния, через океаны и даже вполне отделиться от земного шара.

Отсюда вытекает важность опытного конструирования ракетных двигателей указанного типа. Первый опытный двигатель должен быть приспособлен к установке на ракете. Горючее для него составляет, с одной стороны, пылевидное твердое топливо, например, пыль магния, бериллия, алюминия, угольная пыль и т. д. С другой стороны, предполагается расплавлять их сплавы, пластмассы, а в дальнейшем в летающей ракете — части ее конструкции для увеличения дальности полета. В помощь вышеуказанному горючему в целях предупреждения загрязнения камеры сгорания и входной части сопла должно быть применено некоторое количество жидкого горючего: бензина, этилового спирта, керосина и т. п.

В качестве окислителя предполагается применять жидкий кислород или тетроксид азота.

Пылевидное топливо предполагается частично использовать в качестве термоизоляции для кислородных баков.

В соответствии с вышеизложенным необходимы три бака: один — для жидкого кислорода и окружающего его пылевидного топлива, второй — для жидкого горючего и третий — для кускового твердого горючего. Внутри этого последнего бака должны быть предусмотрены дымогарные трубки для расплавления кускового горючего. В дымогарных трубках происходит также горение жидкого горючего; как на вариант можно указать на камеру сгорания, окруженную рубашкой, внутри которой про-

изводится расплавление твердого горючего; в этом случае специальное отопление бака для него отпадает.

Жидкое горючее и окислитель, вероятно, можно будет подавать в камеру сгорания при помощи центробежных насосов, а расплавленный металл — при помощи инжектора, работающего испаренным окислителем. Привод центробежных насосов следует попробовать осуществить либо от ветрянки, либо от специальной газовой турбинки, или, наконец, используя для вращения турбинки дутье сопла.

Для лучшего испарения окислителя можно его пускать вокруг камеры сгорания. Можно будет также заменить систему водяного охлаждения сопла и подогрев водой окислителя аналогичной системой, в которой, однако, циркулирует не вода, а жидкое горючее.

В трубопроводах должны быть устроены краны, служащие для регулирования или выключения тех или иных частей двигателя.

Задняя часть камеры сгорания и сопло могут иметь кожух такой формы, что получится притягивание наружного воздуха, который увеличивает реакцию струи, действуя как воздушный ракетный двигатель.

СРАВНЕНИЕ РАСХОДА ТОПЛИВА ДЛЯ СЛУЧАЯ, КОГДА КИСЛОРОД БЕРЕТСЯ ИЗ АТМОСФЕРЫ, И ДЛЯ СЛУЧАЯ, КОГДА ОН ЗАПАСЕН В РАКЕТЕ

Можно себе представить летательный аппарат в виде самолета, который разгоняется в атмосфере Земли до скоростей, необходимых для вылета за пределы атмосферы. При скорости полета 8 *км/сек* центробежная сила, развиваемая при облете вокруг Земли, равна притяжению последней. Поэтому самолет при скоростях полета, больших 8 *км/сек*, должен лететь на спине, чтобы воздух производил давление на поверхности крыла сверху вниз, а не снизу вверх; иначе аппарат улетит из земной атмосферы и его нельзя будет дальше ускорять, если его двигатели устроены так, что необходимый кислород берется из атмосферы.

Такими двигателями могли бы быть поршневые двигатели, турбины или ракеты, а также такие комбинации двигателей с ракетами, при которых последние работают как инжекторы в паровых котлах. Кроме того, двигатели могут подавать в ракету жидкое горючее и некоторое количество атмосферного воздуха под давлением, остальное количество воздуха может притягиваться в ракеты со всех сторон. Если при этом в ракете образуется достаточный скоростной напор, то в самой ракете можно сжигать горючую смесь и получать к работе двигателей большую добавочную работу от давления и расширения сгоревших газов в ракете.

Выгодную сторону этого метода полета представляет малый расход горючего по сравнению со случаем, в котором берут кислород с собой; но большое затруднение представляет вес двигателей и пропеллеров, которые при больших скоростях полета выходят большими и весьма тяжелыми.

При комбинации двигателей с ракетой, в особенности если в последней сжигать также твердый строительный материал, получим метод полета, который может иметь большое значение.

Примем обозначения:

g_0—ускорение силы тяжести на поверхности земли;
G_0—полный вес аппарата до полета;

G_1—вес аппарата после периода действия двигателей и ракеты при условии, если вес определять при ускорении g_0;

$G_г$—вес горючего материала, необходимого для полета, за исключением веса кислорода;

$G_к$—вес кислорода, необходимого для полета;

$x = \frac{G_к}{G_г}$—отношение веса кислорода к весу горючего;

H—теплотворная способность 1 *кг* горючего в *кал*;

A—работа для поднятия веса G на известную высоту;

R—радиус земного шара.

Тогда работа поднятия груза G_1, которую необходимо совершить для того, чтобы удалить его от поверхности Земли до бесконечности, будет

$$A_0 = RG_1,$$

а работа на сообщение весу G_1 скорости, необходимой для вечного кружения вокруг Земли, будет

$$A_{кр} = \frac{1}{2} RG_1.$$

Если A выражено в *кгм*, то

$$A = \eta H G_г \cdot 427, \tag{1}$$

где η — средний к. п. д. аппарата, т. е. отношение полезно произведенной им работы ко всей затраченной энергии, содержащейся в горючем материале.

Вес необходимого горючего

$$G_г = \frac{A}{\eta H \cdot 427}, \tag{1a}$$

а вес кислорода

$$G_к = xG_г = \frac{xA}{\eta H \cdot 427}. \tag{2}$$

Отсюда общий вес горючего и кислорода

$$G_г + G_к = (1+x)G_г = \frac{(1+x)A}{\eta H \cdot 427}. \tag{3}$$

В случае, если кислород не был взят с собой, получаем для полного веса аппарата выражение

$$G_0 = G_1 + G_г = G_1 \left(1 + \frac{A}{G_1} \frac{1}{427 H \eta}\right), \tag{4}$$

а для случая, в котором кислород взят с собой,

$$G_0' = G_1 + G_г + G_к = G_1 \left(1 + \frac{A}{G_1} \frac{1+x}{427 H\eta}\right). \qquad (5)$$

Определим отношения полных весов аппарата к его конечному весу, т. е. величины $\frac{G_0}{G_1}$ и $\frac{G'_0}{G_1}$ для аппарата, в котором топливо состоит из водорода с кислородом. Предположим, что требуется преодолеть силу земного притяжения.

Тогда

$$R = 6370 \cdot 10^3 \text{ м},$$

$$H = 34\,000 \text{ кал/кг}$$

и

$$x = \frac{G_к}{G_г} = \frac{16}{2} = 8.$$

Подстановкой этих значений R, H и x в формулы (4) и (5) получаем

$$\frac{G_0}{G_1} = 1 + \frac{6370 \cdot 10^3}{427 \cdot 34\,000\,\eta} = 1 + \frac{0{,}439}{\eta} \qquad (4a)$$

и

$$\frac{G_0'}{G_1} = 1 + \frac{(1+8)\,0{,}439}{\eta} = 1 + \frac{3{,}95}{\eta}. \qquad (5a)$$

Если требуется лишь достижение кружения вокруг земного шара, то, как было указано выше, необходимая полезная работа будет

$$A = \frac{1}{2} R G_1.$$

Следовательно,

$$\frac{G_0}{G_1} = 1 + \frac{0{,}439}{2\eta} \qquad (4b)$$

и

$$\frac{G_0'}{G_1} = 1 + \frac{3{,}95}{2\eta}. \qquad (5b)$$

Отношение веса горючего к полному весу аппарата будет в первом случае

$$\frac{G_г}{G_0} = 1 - \frac{G_1}{G_0} = \frac{\frac{A}{G_1}}{\frac{A}{G_1} + 427 H\eta} \qquad (6)$$

и во втором случае

$$\frac{G_г+G_к}{G_0'}=1-\frac{G_1}{G_0'}=\frac{\frac{A}{G_1}}{\frac{A}{G_1}+\frac{427Hη}{1+x}}. \qquad (7)$$

По формулам (4)—(7) подсчитаны отношения полного веса аппарата к конечному весу аппарата и веса топлива к полному весу для случаев, когда кислород берется с собой и когда он заимствуется из атмосферы. Эти отношения определялись как в первом, так и во втором случаях в предположении, что требуется получить скорости, соответствующие вылету из сферы земного тяготения в одном случае и кружению вокруг Земли подобно Луне в другом.

Все подсчеты проведены при различных к. п. д. аппарата. Результаты сведены в табл. 1.

Эта таблица дает наглядное представление о том, сколько необходимо взять горючего с собой и во сколько раз конечный вес аппарата меньше его начального веса, если средний к. п. д. всех двигателей, включая и ракету, известен. В будущем при указанном горючем, может быть, и можно будет осуществить кружение вокруг Земли при $\eta=0{,}2$, что соответствует $G_г : G_0 = 0{,}523$ для случая I; все же этот случай весьма трудно осуществим. Случай II требует, как видно из таблицы, еще бо́льшего расхода горючего, и применение исключительно водорода с кислородом встретит большие затруднения, так как при $\eta=0{,}2$ для кружения вокруг Земли необходимо взять с собой горючего и окислителя 90,8% от полного веса корабля.

Из формул (4) и (6) видно, что в случае I требуется горючее, у которого теплотворная способность H — возможно большая величина. Этому может соответствовать водород. Из формул же (5) и (7) видно, что в случае II необходимо топливо, для которого величина $H : (1+x)$, т. е. теплотворная способность 1 *кг* смеси является наибольшей.

Имеется несколько смесей металлов с кислородом, для которых $H : (1+x)$ больше, чем для водорода с кислородом. Используя твердый материал, т. е. металлические части аппарата, не нужные для дальнейшего полета, мы будем в состоянии при $\eta=0{,}2$ полностью преодолеть притяжение земли, израсходовав (как это видно из табл. 1) 95,2% полного веса аппарата в качестве горючего.

Конечный вес аппарата тогда будет приблизительно в 20,8 раз меньше начального.

Таблица 1

		Преодоление всего земного притяжения $\frac{A}{G_1} = R$				Кружение вокруг Земли $\frac{A}{G_1} = \frac{1}{2} R$			
К. п. д. η		1,0	0,5	0,2	0,1	1,0	0,5	0,2	0,1
Случай I Взято только горючее (без кислорода)	Отношение полного начального веса к конечному весу $\frac{G_0}{G_1}$	1,439	1,878	3,195	5,39	1,220	1,439	2,098	3,195
	Отношение расхода горючего к полному начальному весу аппарата $\frac{G_г}{G_0}$	0,305	0,467	0,687	0,814	0,180	0,305	0,523	0,687
Случай II Взяты и горючее и кислород	Отношение полного начального веса к конечному весу аппарата $\frac{G'_0}{G_1}$	4,95	8,90	20,75	40,5	2,98	4,95	10,89	20,75
	Отношение общего расхода горючего и кислорода к полному начальному весу аппарата $\frac{G_г + G_к}{G'_0}$	0,798	0,8875	0,9518	0,9753	0,666	0,798	0,908	0,9518

Ниже приводим таблицу теплотворных способностей разных металлов и других горючих (табл. 2), которые отличаются или большой теплотворной способностью на единицу смеси с кислородом или легкостью их применения.

Таблица 2

Название	Составляющие	Соединение	Молекулярный вес	Теплотворная способность на 1 *кг* смеси
Окись лития	$Li_2 + O$	Li_2O	30	4 710
Ангидрид бора (аморфного)	$B_2 + O_3$	B_2O_3	70	3 900
Окись алюминия	$Al_2 + O_3$	Al_2O_3	102	3 730
Окись магния	$Mg + O$	MgO	40	3 690
Вода (продукты—газ)	$H_2 + O$	H_2O	18	3 240
Вода (продукты — жидкость)	$H_2 + O$	H_2O	18	3 830

Если будет возможно применение озона взамен кислорода, то на каждый грамм его в 1 *кг* соединения прибавляются 0,640 *кал* теплотворной способности.

ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

(Статья вторая)

Кто, устремляя в ясную осеннюю ночь свои взоры к небу, при виде сверкающих на нем звезд, не думал о том, что там, на далеких планетах, может быть, живут подобные нам разумные существа, опередившие нас в культуре на многие тысячи лет. Какие несметные культурные ценности могли бы быть доставлены на земной шар, земной науке, если бы удалось туда перелететь человеку, и какую минимальную затрату надо произвести на такое великое дело в сравнении с тем, что бесполезно тратится человеком. За цену прошедшей мировой войны можно было бы построить один миллион аэропланов весом 10000 *кг* каждый. Первые межпланетные корабли будут по весу, считая их на одного человека, по всей вероятности, не тяжелее такого летательного аппарата.

В нижеследующих строках автор этой статьи постарается познакомить широкий круг читателей со своими математическими и конструктивными изысканиями, которые ведутся им уже в течение ряда лет с целью выяснения всех вопросов, связанных с межпланетными кораблями и путешествиями.

До сих пор для межпланетных путешествий нашла научное обоснование лишь подъемная ракета, т. е. такая, которая имеет толкающую силу, от 4 до 10 раз превышающую вес всего межпланетного корабля. Такую подъемную ракету можно сравнить с геликоптером, т. е. аппаратом, который приводится в движение двигателем с подъемными винтами.

Для подъемной ракеты требуется огромная толкающая сила по сравнению с ракетой, установленной на самолете. Последняя поэтому выходит меньших размеров. Ее как новую конструкцию легче построить, нежели подъемную ракету, и комбинация ракеты с аэропланом дает возможность использовать для межпланетных путешествий огромный опытный материал, накопленный авиацией.

Поэтому вместо обычной ракеты, поддерживающей межпланетный корабль, автор предлагает, насколько известно, впервые для межпланетных путешествий ракету, покоящуюся в самолете и толкающую самолет, ускоряя его еще в пределах атмосферы

до скорости, необходимой для свободного вращения аппарата вокруг земного шара в виде спутника (скорость приблизительно 8 *км/сек*). С помощью такой ракеты можно легко вылететь из земной атмосферы, а потом перелететь на другие планеты.

Эти ракеты должны давать толкающую силу не бо́льшую, чем сила тяги винта обыкновенного самолета. Они выходят поэтому от 10 до 30 раз меньше, нежели подъемные ракеты. Что же касается горючего, которое необходимо взять с собой, то, как показывают вычисления, гребуется от 90 до 98% всего веса аппарата, для того чтобы вполне освободиться от земного притяжения, т. е. чтобы достигнуть скорости 11,18 *км/сек*, при которой предмет, удаляющийся от Земли, имеет в бесконечности скорость, равную нулю, и никогда больше не возвращается на Землю. Эти 90—98% требуются, если брать в качестве горючего водород и кислород. При бензине и жидком кислороде указанное количество достаточно лишь для того, чтобы стать спутником Земли.

Для удобного производства опытов было бы весьма желательно воспользоваться бензином и кислородом. Но при этом встает следующий вопрос. Наши самолеты могут взять с собой лишь 40—60% жидкого горючего, а нам, считаясь для начала с небольшим коэфициентом полезного действия аппаратов, необходимо взять с собой 95% горючего, иначе оно иссякнет и мы будем принуждены возвратиться на Землю, не достигнув той минимальной скорости в 8 *км/сек*, при которой мы не можем больше упасть на Землю, если находимся вне атмосферы и облетаем земной шар. Спрашивается, как обойти этот недостаток в горючем материале? Я решился при конструировании межпланетного корабля на новый радикальный шаг, который, насколько мне известно, тоже еще никем не был предложен.

Цена одного самолета в общем незначительна. Тем менее это важно, когда речь идет о межпланетных путешествиях и завоеваниях жителями Земли целых планет. Ввиду этого мною предлагается следующий метод. По мере расхода горючего и связанного с этим уменьшения веса — втягивать или складывать крылья самолета, втягивать шасси внутрь фюзеляжа, устроить открытый или закрывающийся котел и расплавлять в нем втянутые части самолета, а также и двигатель *, причем все предполагается состоящим по возможности из дуралюмина или подобного сплава. Некоторые части двигателя должны иметь стальные, чугунные или бронзовые буксы: они так же, как и другие части из тугоплавких металлов, остаются на особой сетке в котле. После расплавления жидкий металл инжектором

---

* Здесь речь идет о двигателе внутреннего сгорания, которым снабжается самолет, для того чтобы преодолеть нижние, более плотные слои атмосферы. *Прим. ред.*

или центробежным насосом подается в ракету и в ней сжигается одновременно с бензином или водородом и кислородом. По моим расчетам огромная теплота, получаемая при горении алюминия в кислороде, большей частью передается летучим продуктам горения бензина или водорода и лишь небольшое количество развитой теплоты остается в окиси алюминия, вследствие того что теплоемкость газов сильно возрастает с температурой, а теплоемкость твердых или жидких тел (окиси алюминия) мала. Взамен алюминия можно воспользоваться также сплавом магния, например, магналием. Алюминий кипит под давлением одной атмосферы при 1800°,а магний лишь при 1200° Ц. Возможно, что будут найдены и более легкоплавкие сплавы, которые обладают достаточной крепостью. На 1 *кг* смеси горючего с кислородом алюминий, а также и магний развивают больше теплоты, нежели водород: 3730 калорий против 3240 калорий на 1 *кг* при низшей теплотворной способности водорода, а литий развивает 4710 калорий, т. е. в 1,45 раз больше теплоты, нежели водород с кислородом. Мною было далее расчетом установлено, что, во-первых, частицы окиси алюминия успеют отдать еще в самой ракете бо́льшую часть теплоты, если отдельные частицы рассматривать как шары, имеющие наименьшую поверхность при данном объеме, причем их диаметр не должен быть слишком большим и, во-вторых, частицы окиси алюминия, при тех же предположениях насчет размеров, при вылетании из выводной трубы мало отстают от частиц летучих продуктов горения, одновременно сожженных в ракете. Отсюда вытекает, что коэфициент полезного действия ракеты при применении одновременно материалов с твердыми и летучими продуктами горения лишь немного меньше, нежели при материалах с одними летучими продуктами.

Таким образом против применения твердых продуктов горения говорит лишь возможность загрязнения ракеты окисью металла. Но, с одной стороны, наши фабричные трубы, расходующие много горючего, не чистятся каждый день, а с другой — дрожание ракеты во время полета, очень большие скорости частиц и ускорение, которое имеет межпланетный корабль во время полета, заставят частицы окиси металла спадать с внутренних стенок ракеты. Кроме того, можно пускать летучие газы около стен, а окись алюминия больше по оси ракеты.

Этим путем, т. е. использованием части строительного материала аэроплана, даже при плохом коэфициенте полезного действия можно будет достигать скоростей и высот подъема самолета, достаточных для вылета из земной атмосферы и даже для перелета на другие планеты уже теперь, при состоянии нашей современной техники. Особой расточительности в этом нет, если помнить, что уже во время войны 1914—1918 гг. строились большие самолеты с просто обработанным двигате-

лем и таким же летательным аппаратом, рассчитанные всего лишь на один полет. Кроме того, в нашем случае алюминий должен оцениваться, как водород с кислородом, а не как бензин с кислородом, так что необходимое количество горючего при пользовании им будет небольшое.

При начальном весе межпланетного корабля в 10000 *кг* конечный его вес при 95%-ном запасе горючего (бензин, кислород и алюминий) равнялся бы 500 *кг*, т. е. весу наших маленьких земных самолетов. Если взлетать с Земли на самолете, приводимом в движение либо ракетой, приспособленной к движению в воздухе, например, конструкции Мело, либо, как в исследуемом мною случае, на самолете с двигателем высокого давления, питающемся жидким кислородом взамен атмосферного воздуха, и подниматься под некоторым углом вверх, регулируя скорость полета в зависимости от высоты полета так, чтобы сила сопротивления воздуха оставалась наименьшей при данной подъемной силе, то общее сопротивление воздуха не будет большим. Мы можем на некоторой высоте над землей остановить двигатель, пустить в работу вместо него ракету, бытянуть постепенно части аппарата и оставить в конце концов лишь межпланетный корабль весом 500 *кг*.

При сравнительно малых скоростях, с которыми приходится лететь для уменьшения сопротивления воздуха до высоты приблизительно 28 *км*, ракета, работающая лишь реакцией выходящих газов, имеет малый коэфициент полезного действия. Поэтому до указанной высоты необходимо, как выше сказано, лететь или с помощью ракеты, притягивающей добавочный воздух, или двигателя особой конструкции с винтами.

Если такой самолет у земли будет иметь скорость 30 *м/сек*, то на высоте 28 *км* по моим расчетам он должен вследствие уменьшения плотности атмосферы лететь уже со скоростью приблизительно 400 *м/сек*. При этой скорости уже можно применить чистую ракету, а при полете выше регулировать силу ракеты так, чтобы скорость ее увеличивалась в соответствии с высотой и связанным с ней уменьшением плотности атмосферы. Расчет указал при этом, что скорость 11,18 *км/сек* будет достигнута таким путем на высоте приблизительно 85—90 *км* над поверхностью земли. Но уже при скорости 8 *км/сек* можно вылететь из земной атмосферы и начать свободное парение в пустоте вокруг земного шара.

Для того чтобы вернуться на землю, выгодно остающемуся маленькому межпланетному кораблю тоже придать форму самолета (второй самолет) со свободнонесущими поверхностями.

Этой комбинацией ракеты с самолетом, а также использованием строительного материала самолета в качестве горючего устраняется, между прочим, и то препятствие к межпланетным

полетам, про которое говорил Я. И. Перельман в своей книге «Межпланетные путешествия». На стр. 77 (4—5 изд. 1923 г.) он говорит: «Главное, пожалуй, даже единственное препятствие к немедленному осуществлению реактивного небесного дирижабля — это отсутствие достаточно сильного взрывчатого вещества. Мы не знаем источника, который при современном состоянии техники способен был бы развить силу, достаточную для движения огромной ракеты».

Но сильного взрывчатого вещества в предлагаемом мною межпланетном корабле и не требуется, ввиду того что нужные 95% горючего при употреблении материала обыкновенной силы мною получаются втягиванием в котел частей аэроплана и использованием их в качестве горючего; огромного веса ракета мною, кроме того, заменена ракетой, в 10—30 раз меньшей той, про которую говорил Перельман.

Было бы весьма желательно, чтобы были произведены соответствующие опыты с отдельными частями механизма такого межпланетного корабля. В особенности институты, изготовляющие жидкий водород, могли бы производить опыты с маленькими ракетами, работающими водородом и кислородом, а также легким металлом, т. е. алюминием или магнием, как описано выше. Эти опыты могли бы привести к величайшему прогрессу.

Кроме того, требовались бы опыты, касающиеся применения легкого котла для плавки легких металлов. Складываемость же самолета и рулей теперь в принципе техникой авиации решена и уже имеются самолеты, втягивающие шасси и крылья. Что касается увеличения веса конструкции из-за складываемости самолета, т. е. из-за применения шарнирных соединений, приводов и механизмов для втягивания частей, то это увеличение, судя по произведенным мною расчетам конструкции, небольшое, так как силы и требуемые передвижения небольшие. Кроме того, надо заметить, что увеличением количества твердых продуктов горения количество жидкого горючего уменьшается, а вместе с тем уменьшается и пропорция, в которой будет примешан магний или сплав металлов к летучим продуктам горения.

В настоящее время уже делают аэропланы, весом много превосходящие 10000 *кг*. Управление их можно производить включением и переключением вспомогательных двигателей, просто построенных и могущих впоследствии также служить горючим материалом. Отсюда следует, что если после вылета из атмосферы Земли межпланетный корабль будет весить 500 *кг* при начальном весе его, например, 30 000 *кг*, то коэфициент полезного действия всех двигателей мог бы быть намного меньшим, нежели в случае, если начальный вес равен

10 000 *кг*; необходимая конечная скорость все равно была бы достигнута.

Если мы установим на самолете двигатели меньшей силы и ракету меньшей величины, то полет будет более пологим, работа сопротивления воздуха по отношению к работе подъема и ускорения аппарата увеличится. В этом случае ракету необходимо раньше привести в действие, когда еще скорость аппарата, а следовательно, и коэфициент полезного действия ракеты малые. Зато получается та большая выгода, что напряжения в материале двигателей будут меньшими, нежели при больших двигателях и ракетах. Толкающие силы двигателей можно в минимуме довести до толкающих сил пропеллеров наших обыкновенных самолетов. При таких условиях полеты на другие планеты будут безопасными и легко выполнимыми, но начальный вес будет, по всей вероятности, несколько больше 10 000 *кг*.

Лететь при помощи ракеты выгодно только до скорости 8 *км/сек*, т. е. до той скорости, при которой можно свободно кружиться вокруг Земли, приостановить действие ракеты и отдыхать, как на естественной станции. Опасность обратного падения на Землю исключена, ввиду того что центробежная сила, развиваемая при вращении вокруг Земли, равна силе земного притяжения. Но если мы хотим перелететь на другие планеты, то уже требуется не только скорость 11,18 *км/сек*, но для достижения, например, Марса, как показывают расчеты, по меньшей мере еще 2,7 *км/сек*, так что всего требуется $\sqrt{11{,}18^2+2\cdot7^2}=11{,}5$ *км/сек*. Для другой ближайшей планеты—Венеры — требуется 2,3 *км* добавочной скорости или всего 11,4 *км/сек*; для достижения других планет — еще больше.

При этих условиях ракета в каждый перелет расходует излишне огромное количество горючего. Даже если она работает водородом и кислородом, мы получаем следующие цифры: если вес аппарата на земле равнялся 10 000 *кг*, то он при достижении скорости 8 *км/сек* будет равен вследствие расхода горючего приблизительно 1000 *кг*, а 11,18 *км/сек* — только 500 *кг*. При дальнейшем увеличении скорости вес уменьшается в геометрической прогрессии.

Если, с другой стороны, рассчитать вес алюминиевого зеркала площадью 100 000 $м^2$ и толщиной 1 : 1000 *мм*, которое может дать межпланетному кораблю весом 500 *кг* силу светового давления (даже при невыгодном направлении этого давления), то при перелете, например, на Марс, вес этого зеркала получается равным приблизительно 300 *кг*. При конструкции зеркала предполагается, что оно имеет центральную ось и тонкие проволоки, сохраняющие по возможности его форму и передающие медленное ускорение вращения оси на самый

зонт. Указанной выше толщины алюминиевые листы обладают крепостью на разрыв 1,66 *кг* на погонный сантиметр и могут свободно выдерживать довольно большое центробежное усилие. А так как давление света на такое зеркало не более 46 *г/м²*, то все зеркало вполне сохранит свою форму. Имеются листы алюминия для целей измерения давления света, толщина которых составляет лишь 1 : 2400 *мм* (см., например, статью в журнале «Успехи физических наук» под ред. проф. Лазарева, стр. 144, том I, вып. 2, 1918). Толщины, при которых листы серебра уже начинают пропускать свет, еще меньше (см. статью в журнале «Annalen der Physik», 1915, № 14, стр. 763—790), про опыты, касающиеся коэфициента преломления в просвечиваемых тонких слоях металлов). Эдиссон уже изготовил никелевые листы толщиной 1 : 1000 *мм* размерами 1600 *м*×2 *м* (см. Циолковский, Гондола металлического дирижабля, стр. 24). Если бы Эдиссону предложили изготовить из этих листов вышеописанного типа зеркало для межпланетного корабля, то он эту задачу, по всей вероятности, легко решил бы конструктивно *.

Если зеркала взять большие, то время перелета при помощи их еще сократится и, кроме того, они могут быть использованы на много перелетов, тогда как дорогой горючий материал ракеты расходуется один раз. В дальнейшем можно при помощи еще бо́льших зеркал, вращающихся вокруг планет и связанных с направляющей зрительной трубой, концентрировать солнечный свет и направлять его на зеркало отправляющегося на другую планету корабля. Тогда время перелета во много раз уменьшится, чего никоим образом нельзя достичь ракетой, так как начальный вес ракетного аппарата растет в геометрической прогрессии, если скорость растет в арифметической, а вес зеркала увеличивается лишь пропорционально квадрату скорости аппарата. Для достижения скорости 100 *км/сек* требуется зеркало в 100 раз больше, нежели для достижения 10 *км/сек*, конечно, при условии, если длина пути в обоих случаях одинакова. А для достижения ракетой скорости 100 *км/сек* требуется в 37 000 миллионов раз больший начальный вес, нежели для достижения скорости 10 *км/сек*.

Таким образом приходим к выводу, что ракету с ее громадным расходом горючего и большой толкающей силой следовало бы применять только для вылета из земной атмосферы и ускорения до скорости 8 *км/сек*, а в дальнейшем лишь для быстрых изменений пути при облете метеорных потоков. В комбинации с самолетом ракета дает ускорение еще в низших

---

* Пешехонские золотобои расплющивают золото для покрытия до толщины 0,0001 *мм*. *Прим. ред.*

слоях земной атмосферы, начиная с небольших скоростей, и, как бы скользя по воздуху косо вверх, доходит до требуемой скорости уже в высших слоях. А дальше в межпланетном пространстве при его огромных расстояниях и полной возможности применения малых толкающих сил гораздо лучше воспользоваться даровым световым давлением или передачей световой энергии на расстояние помощью тончайших зеркал, которые вращаются для придания им жесткости, как, например, мягкие винты дирижабля системы Парсеваля.

По отношению к применению тонких зеркал инж. Я. Перельман неправ, отрицая в своей книге «Межпланетные путешествия» возможность применения их для межпланетных путешествий. Необходимо было бы указать, что для отделения от Земли нельзя пользоваться зеркалами (в рассмотренном нами случае для этого требовалась бы сила давления света, равная 500 *кг*, и соответственно площадь зеркала приблизительно 1000 *км*^{2}, причем 1 *м*^{2} должен был бы весить 1 миллиграмм). Но зеркала вполне применимы для перелетов в самом межпланетном пространстве в том случае, когда путь, по которому летит межпланетный корабль, не пересекает планету или ее атмосферу. 1 *м*^{2} при этом должен был бы весить 10 *г*, что практически вполне возможно достичь.

Стоило бы также задуматься над самолетом с полыми стержнями, в которых по возможности все части, подверженные сжатию или изгибу, устроены в виде труб, содержащих под большим давлением либо газообразное, либо жидкое горючее. Если на концах этих труб будут находиться клапаны, открываемые для выхода горючего, смотря по надобности, то такие трубы могут быть нагружены на сжатие до половины того напряжения, которое допускается для проволок и, следовательно, выйдут много легче, нежели, например, стойки и лонжероны обыкновенных конструкций. Если еще для наполнения стержней пользоваться жидким метаном, этаном, метилом или подобным горючим, которое не имеет столь низкой температуры кипения, как жидкий водород, то можно было бы получить еще одну выгоду: при понижении температуры крепость материалов значительно возрастает, хотя, правда, хрупкость тоже увеличивается. Но если температуру понижать настолько, что трубы, делаясь значительно крепче, не стали еще слишком хрупки, то можно будет пользоваться весьма легкими трубами. А это дало бы возможность увеличить количество жидкого горючего и сэкономить твердый строительный материал.

Следовало бы также исследовать применение ракеты, притягивающей воздух для горения. Если ее устанавливать на аэроплане, то полет до достижения скорости 8 *км/сек* будет совершаться в атмосфере Земли и поэтому по крайней мере

часть кислорода для горения может быть заимствована из атмосферы; отсюда следует, что не исключена возможность получения скорости 8 *км/сек* при наличии в ракете лишь 60% горючего или немного больше. Тогда можно будет довольствоваться сжиганием лишь небольшого количества металла, остальные части самолета будут составлять запас на непредвиденный случай.

Кое что из предлагаемого нами уже осуществлено авиацией. уже втягиваются шасси и крылья самолетов, строятся самолеты из дуралюмина, имеются воздушные корабли, во много раз большие, чем это требуется для межпланетного корабля; есть ракета, приспособленная к летанию в воздухе; для высотных полетов берут с собой жидкий кислород, а в двигателе одного автомобиля Парижской выставки уже в 1900 г. был применен жидкий кислород. Таким образом мы настолько приблизились к возможности вылета из земной атмосферы, что требуется для предлагаемого типа межпланетных кораблей лишь производство немногих опытов, затраты сравнительно небольших средств, и идея перелета на другие планеты будет осуществлена.

Главные опыты должны будут производиться над применением расплавленных металлов в ракете в качестве горючего и устройством сосуда для плавки металла, а также над выработкой наиболее удобной конструкции складывания всего самолета и подачи частей для плавки в котел. Затем можно для исследования сопротивления воздуха и нагревания частей самолета при низких давлениях и весьма больших скоростях устроить при помощи двух воронок, приставленных друг к другу широкими частями, и вентилятора аэродинамическую трубу. Было бы весьма существенно, если бы все заинтересованные в этом вопросе ученые и инженеры производили как можно больше опытов в указанном направлении и занимались расчетом конструкции; это могло бы сильно двинуть вперед чрезвычайно интересную область науки и техники, обещающую в будущем самые заманчивые перспективы.

В заключение автор считает своим долгом сказать, что в дальнейших своих работах он даст расчеты, подтверждающие высказанные им в данной статье положения.

О ВЫГОДНОСТИ УСКОРЕНИЯ ПОЛЕТА МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ ДЕЙСТВИЕМ РАКЕТЫ В МОМЕНТЫ, КОГДА СКОРОСТЬ ПОЛЕТА БОЛЬШАЯ

Если рассматривать полет ракеты по отношению к телу, силу притяжения которого она должна преодолевать, то оказывается, что весьма выгодно в смысле получения большой конечной скорости полета производить ускорение полета в то время, когда скорость полета ракеты большая. При облете небесных тел наибольшая скорость полета получается в наиболее близком расстоянии от небесного тела. Как легко доказать, наибольшая выгода от ускорения получается поэтому при облете Солнца — вблизи перигелия, а при облете планет или лун — около мест, наиболее близких к поверхности их.

Рассмотрим облет Солнца.

Пусть означают:

r_1 — радиус-вектор эллиптического, параболического или гиперболического пути полета, соответствующий той точке в пространстве, около которой ракете было дано ускорение, для сравнения с действием ускорения, данного в перигелии пути полета;

r_0 — радиус-вектор перигелия первоначального пути полета;

v_1 — скорость полета на расстоянии r_1 от Солнца до ускорения;

v_0 — скорость полета в перигелии на расстоянии r_0 от Солнца до ускорения;

v_z — добавочная скорость, которую дает ракета при израсходовании данного количества горючего (эта скорость не зависит от скорости полета ракеты);

Π_1 — потенциал солнца для единицы массы на расстоянии r_1 от центра Солнца;

Π_0 — то же на расстоянии r_0 от центра Солнца;

v' — скорость полета на расстоянии r_1 от Солнца после ускорения, произведенного в перигелии пути полета (на расстоянии r_0 от Солнца);

v'' — то же после ускорения, сообщенного на расстоянии r_1 от Солнца;

v''' — скорость полета на расстоянии r_0 от Солнца после ускорения, сообщенного в этой точке.

Наибольшую скорость полета после ускорения получим, если направление добавочной скорости v_z совпадает с направлением скорости полета до ускорения, так как в этом случае скорости складываются алгебраически.

Имеем, значит, при ускорении на расстоянии r_1 от Солнца

$$v'' = v_z + v_1. \tag{1}$$

и при ускорении на расстоянии r_0 от Солнца

$$v''' = v_z + v_0. \tag{2}$$

Приращение кинетической энергии единицы массы равно изменению потенциала Солнца, так что имеем еще

$$\frac{v_0^2 - v_1^2}{2} = \Pi_1 - \Pi_0, \tag{3}$$

$$\frac{(v_0 + v_z)^2 - (v')^2}{2} = \Pi_1 - \Pi_0. \tag{4}$$

Уравнение (3) относится к полету от A до B до ускорения (фиг. 1), а уравнение (4) — к полету от B до C' после ускорения у r_0. Из уравнений (3) и (4) получаем

$$v_0^2 - v_1^2 = (v_0 + v_z)^2 - (v')^2,$$

откуда

$$v' = \sqrt{v_1^2 + 2v_z v_0 + v_z^2}. \tag{5}$$

Эту формулу можно писать также в виде

$$(v')^2 = (v_1^2 + v_z^2 + 2v_1 v_z) - 2v_1 v_z + 2v_0 v_z =$$
$$= (v_z + v_1)^2 + 2v_z(v_0 - v_1) = (v'')^2 + 2v_z(v_0 - v_1).$$

Тогда имеем

$$(v')^2 - (v'')^2 = 2v_z(v_0 - v_1). \tag{6}$$

Отсюда видим, что скорость v', полученная после ускорения в перигелии, будет больше скорости v'', полученной после ускорения на расстоянии r_1 от Солнца, причем v' и v'' относятся оба к расстоянию r_1 от Солнца. В формуле (6) всегда $v_0 > v_1$.

Предположим, например, что

$v_1 = 30$ *км/сек*, $v_0 = 70$ *км/сек* и $v_z = 10$ *км/сек*.

Тогда по формуле (1) имеем

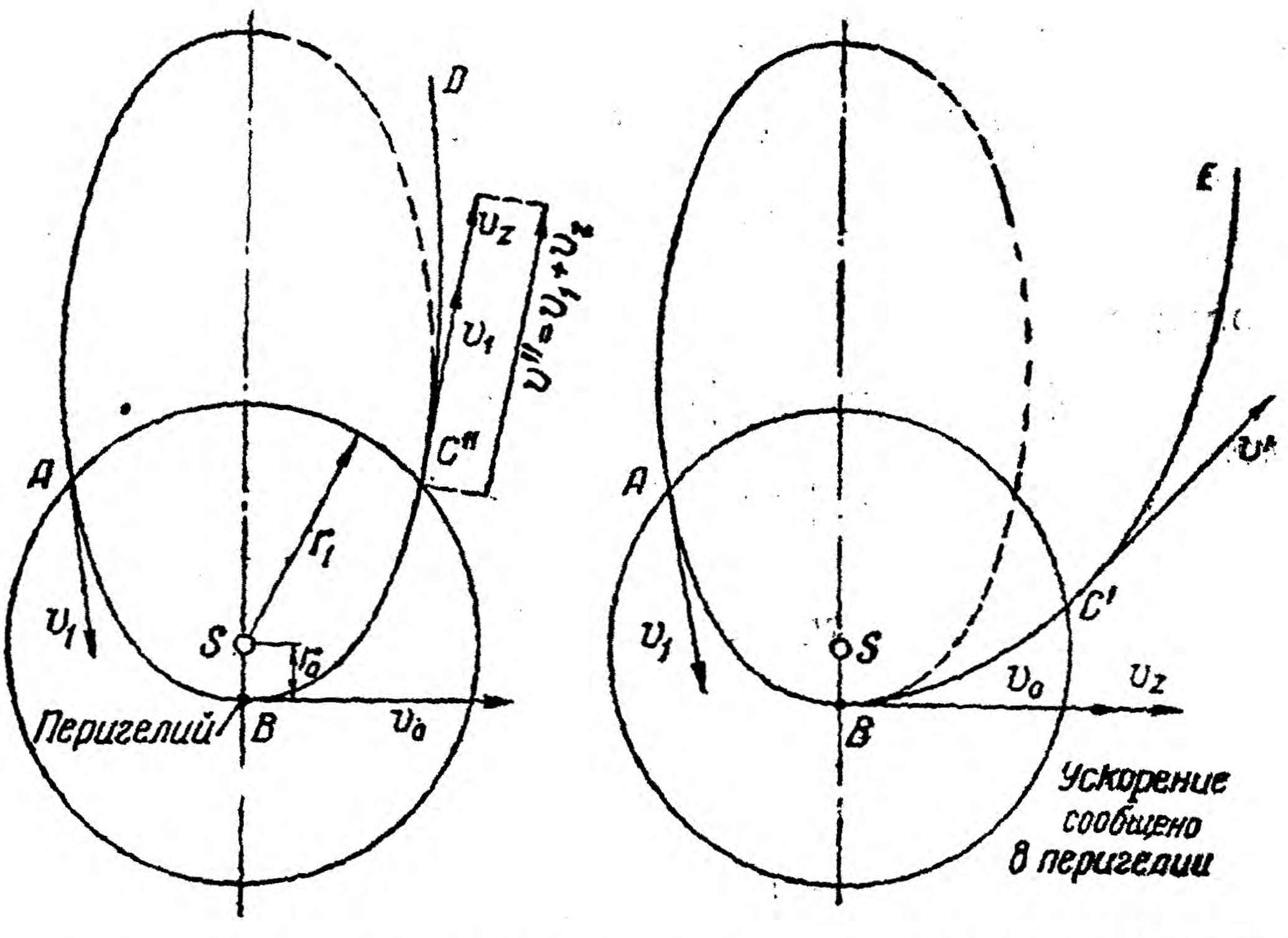
$$v'' = 10 + 30 = 40 \text{ км/сек},$$

а по формуле (5)

$$v' = \sqrt{30^2 + 2 \cdot 10 \cdot 70 + 10^2} = 49 \text{ км/сек}.$$

Добавочная скорость v'_z, полученная на расстоянии r_1 от Солнца, вследствие ускорения, произведенного в перигелии, равна

$$v'_z = v' - v_1. \tag{7}$$



Фиг. 1. К определению выгодности ускорения межпланетного корабля в моменты, когда скорость большая.

ABC''D—путь полета межпланетного корабля; *C''*—место производства ускорения; *S*—центр Солнца.

В нашем примере

$$v'_z = 49 - 30 = 19 \text{ км/сек},$$

между тем как прямое ускорение на расстоянии r_1 от Солнца дало лишь

$$v_z = 10 \text{ км/сек}.$$

Если обозначим через x относительную выгоду, полученную от ускорения полета в перигелии, т. е.

$$x = \frac{v'_z - v_z}{v_z}, \tag{8}$$

то

$$x = \frac{v_z'}{v_z} - 1 = \frac{\sqrt{v_1^2 + 2v_z v_0 + v_z^2} - v_1}{v_z} - 1 =$$

$$= \sqrt{\left(\frac{v_1}{v_z}\right)^2 + \frac{2v_0}{v_z} + 1} - \frac{v_1}{v_z} - 1. \qquad (9)$$

Определим, для каких добавочных скоростей v_z величина x будет минимумом или максимумом, если даны скорости v и v_0.

Из уравнения (9) получаем

$$[(x+1)v_z + v_1]^2 = v_1^2 + 2v_z v_0 + v_z^2 = (x+1)^2 v_z^2 +$$

$$+ 2(x+1)\, v_z v_1 + v_1^2$$

или после сокращения

$$(x+1)^2 v_z - v_z + 2(x+1)\, v_1 - 2v_0 = 0$$

и далее

$$x^2 v_z + 2x v_z + 2v_1 - 2v_0 = 0,$$

откуда

$$v_z = \frac{2(v_0 - v_1 - xv_1)}{x(x+2)} \qquad (10)$$

или

$$\frac{v_z}{2v_1} = \frac{\frac{v_0 - v_1}{v_1} - x}{x\,(x+2)} \qquad (11)$$

Введем обозначения:

$$\xi = \frac{v_z}{2v_1} \qquad (12)$$

и

$$\eta = \frac{v_0 - v_1}{v_1}. \qquad (13)$$

Тогда формула (11) примем вид:

$$\xi = \frac{\eta - x}{x(x+2)}. \qquad (14)$$

Из формулы (8) получаем

$$v_z' = (x+1)v_z \qquad (15)$$

и из формулы (12)

$$v_z = 2v_1\xi. \qquad (16)$$

Таким образом имеем еще формулы:

$$v'_z = (x+1)2v_1\frac{(\eta-x)}{x(x+2)}, \tag{17}$$

$$v_z = \frac{2v_1(\eta-x)}{x(x+2)}. \tag{18}$$

Этими формулами можно воспользоваться, если даны скорости v_0 и v_1 и относительная выгода x. Из уравнения (18) видим, что $x \leqslant \eta$, если $v_z \geqslant 0$.

Другими словами, для $v_z = 0$

$$x_{max} = \eta = \frac{v_0 - v_1}{v_1}, \tag{19}$$

а при $x=0$ получаем $v_z = \infty$.

Итак, максимальная относительная выгода от ускорения полета в перигелии получается для бесконечно малых добавочных скоростей v_z, если скорость v_1 на расстоянии r_1 от Солнца и скорость v_0 в перилегии до ускорения даны. Эта максимальная выгода равна

$$x_{max} = \frac{v_0 - v_1}{v_1}.$$

Относительная выгода отсутствует ($x=0$), в случае если добавочная скорость равна бесконечности ($v_z = \infty$).

Максимальная выгода растет с увеличением отношения $v_0 : v_1$. Если бы Солнце было сконцентрировано в одной точке, то максимальное значение v_0 было бы равно бесконечности, так же как и соответствующее x_{max}; предел ставится возможностью приближения к Солнцу.

Пусть, например, имеем $v_0 = 70$ *км/сек* и $v_1 = 7$ *км/сек*. Тогда получаем

$$\eta = x_{max} = \frac{70-7}{7} = 9.$$

Вычисляя по формулам (14), (15) и (16) величины ξ, v'_z и v_z, получаем для данного примера следующую таблицу добавочных скоростей v_z и v'_z, получаемых на расстоянии r_1 от центра Солнца, при ускорении в точке C'' (скорость v_z)

или в перигелии (точка B, скорость v_z') от одного и того же количества израсходованного горючего для обоих случаев.

x	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0
ξ	0	0,0125	0,0318	0,0625	0,114	0,208	0,40	0,875	2,67	∞
v_z, *км/сек*	0	0,175	0,455	0,875	1,60	2,92	5,60	12,25	37,3	∞
v_z', *км/сек*	0	1,577	3,56	6,12	9,60	14,60	22,4	36,7	74,6	∞
$v_z' - v_z$	0	1,402	3,115	5,245	8,00	11,68	16,8	24,45	37,3	63

Для величины абсолютной выгоды $(v_z - v_z)$ от ускорения во время полета через перигелий получаем из формул (17) и (18) уравнение

$$v_z' - v_z = 2v_1 \frac{\eta - x}{x+2}. \tag{20}$$

Максимальная абсолютная выгода получается при $x=0$ для $v_z=\infty$. В этом случае имеем

$$(v_z' - v_z)_{\max} = v_1\eta = v_0 - v_1. \tag{21}$$

В нашем примере имеем

$$(v_z' - v_z)_{\max} = 63 \text{ км/сек}.$$

Эта выгода возрастает, если возрастает добавочная скорость v_z. В наилучшем случае можно, как видно из уравнения (21), выиграть полную разность между скоростью v_0 в перигелии и скоростью v_1 на расстоянии r_1 от Солнца.

Для планет можно рассматривать случай, когда они находятся сначала в практической бесконечности ($r_1 \approx \infty$), а затем в наиболее близком расстоянии от межпланетного корабля (r_1 здесь означает уже расстояние между межпланетным кораблем и рассматриваемой планетой). Для этого случая применимы все выведенные формулы, но скорости следует считать по отношению к данной планете. Каким образом при этом изменяются скорости по отношению к Солнцу, будет исследовано в особой статье.

Переправляясь в межпланетном корабле с одной планеты на другую и имея намерение увеличить скорость полета, всегда необходимо исследовать пути, проходящие вблизи Солнца или планет, так как они могут оказаться весьма выгодными в смысле уменьшения длительности перелета. Однако если наибольшее приращение кинетической энергии получается при ускорении в перигелии, то наименьшая длительность перелета получится, если ускорять полет несколько ранее, на участке AB пути полета.

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

От редактора 3

Перелеты на другие планеты 20

Конструкция далеко летающей ракеты 24

Проблема полета при помощи реактивных аппаратов 30

1. Высота атмосферы земли 32
2. Влияние состава, плотности, давления и температуры атмосферы на мероприятия, предпринимаемые для обеспечения полетов 36
3. Обзор методов достижения больших высот и больших скоростей полета 39
4. Струйные нагнетатели. Теоретическая диаграмма сжатия. О комбинациях струйных нагнетателей с реактивными и поршневыми двигателями 42
5. Реактивные двигатели прямого действия с постоянной скоростью истечения. Кривые состояния газов. Скорость, осевое давление, прохождение тепла через стенки, трение о стенки . 52
6. Реактивные двигатели с круговым рабочим циклом 59
7. Коэфициенты полезного действия реактивных двигателей прямой реакции, работающих исключительно продуктами сгорания 61
8. Воздушные реактивные двигатели; теоретические давления сжатия воздуха; вторичное использование отходящего тепла; разные циклы; схемы конструкций; смешивание воздуха с продуктами сгорания с незначительным ударом и отдельные циклы 64
9. Коэфициенты полезного действия воздушных реактивных двигателей. Сравнение их с поршневыми двигателями 71
10. Топливо для реактивных двигателей 73
11. О выгодности разных видов ракет. О приспособлениях для ракет 78
12. Аэропланы, снабженные ракетой и двигателями; часть конструкции используется в качсстве горючего 80
13. Центральная ракета, окруженная множеством боковых ракет и сосудов для горючего и кислорода 81
14. Подъем ракетного аэроплана 83
15. Полет далеко летающих ракет вне атмосферы 86

Проблемы сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям 115

Реактивные двигатели 121

Тепловой расчет ракетного двигателя на жидком топливе 126

Определение температуры сгорания 126

Формулы для определения закона расширения продуктов сгорания, размеров сечений сопла и скорости истечения 134

Стр.

Температура, давление и скорость продуктов сгорания в критическом сечении сопла 138
Температура и скорость истечения продуктов сгорания у выхода из сопла 141
Определение расхода рабочей смеси в единицу времени . . . 143
Определение размеров критического и выходного сечений сопла 143
Эффективный коэфициент полезного действия ракетного двигателя 144
Расчет температуры стенок камеры сгорания 145
Приближенное определение размеров необходимого пространства сгорания 152

Тепловой расчет ракетного двигателя на жидком топливе (Статья вторая) 155
1. Сила тяги ракеты 155
2. Коэфициенты полезного действия ракеты 159
3. Тепловой расчет ракеты 163
4. Совершенные газы 166
5. Трение о стенки ракеты 169
6. Результаты расчета теплоты, проходящей через стенки камеры сгорания 170

Применение металлического топлива в ракетных двигателях . . . 174
Приближенное определение реактивной силы, получаемой от двигателя, из сопла которого извергаются одновременно частицы с двумя существенно отличающимися скоростями 177
Приближенное определение разности скоростей летучих и твердых продуктов сгорания у выхода из сопла 187
Падение температуры частиц окиси во время их пребывания в сопле 192

Вопросы конструирования ракеты, использующей металлическое топливо 195
1. Сплавы металлов, применяемые в конструкции и используемые в качестве горючего 195
2. Определение зависимости между весами металла, водорода, твердых и летучих продуктов горения, твердых и жидких горючих (включая кислород) 196
3. Опыты по изготовлению и сжиганию легких сплавов для высоко летающих ракет 206
4. Ракетный двигатель, работающий на металлическом или вообще твердом горючем 214

Сравнение расхода топлива для случая, когда кислород берется из атмосферы, и для случая, когда он запасен в ракете 216

Перелеты на другие планеты (Статья вторая) 222

О выгодности ускорения полета межпланетного корабля действием ракеты в моменты, когда скорость полета большая 231

Редактор *Г. И. Седленек*
Техн. ред. *И. М. Зудакин*

Г82490. Подп. в печ. 11/XII 1917 г.
Печ. л. 15. Уч.-изд. л. 15,5
Колич. зн. в печ. л 42900. Формат 60×92 1/16. Цена в пер. 12 р.
Зак. 927/1195.

Типография Оборонгиза.

Фи
к12612