

И.М. Гладков, Ю.П. Ермаков, Б.Я. Малкин,
В.С. Мухамедов, В.А. Наливайко, А.С. Солоухин

**ДВИГАТЕЛИ
СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ
ИМПУЛЬСНОГО ТИПА
НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ**

**ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ,
КОНСТРУКЦИЯ И ОПЫТ ОТРАБОТКИ**

Двигатели специального назначения импульсного типа на твердом топливе. Основы проектирования, конструкция и опыт отработки. - М.: ЦНИИ информации, 1990. 116 с, ил.

Рассматриваются вопросы проектирования, конструирования и отработки двигателей специального назначения импульсного типа на твердом топливе. В книге обобщен многолетний опыт работы по созданию указанных двигателей. На основании анализа требований, предъявляемых к двигателям специального назначения, конструктивных решений отдельных узлов и двигателей в целом уточнена методика проектирования и расчетного обоснования принятых технических решений. Приведен справочный материал по разработанным двигателям специального назначения, в том числе таблицы основных характеристик и примеры конструктивного выполнения двигателей и их элементов. Изложены вопросы экспериментальной отработки двигателей, включая цели и задачи испытаний. Дано описание оригинального стендового оборудования и приведены фактические данные по результатам отработки двигателей различного назначения.

Авторы: И.М. Гладков, Ю.П. Ермаков, Б.Я. Малкин, В.С. Мухамедов, В.А. Наливайко, А.С. Солоухин

Рецензенты: А.А. ПЕТРОВ, Г.Е. ПОЛИТОВ, Ю.В. ВОРОНКОВ

Введение	4
Глава 1. ДСН как элементы баллистической ракеты	9
1.1. Классификация ДСН	9
1.2. Основные характеристики ДСН	10
1.3. Некоторые особенности компоновки ДСН на ракете	15
Глава 2. Методика проектирования ДСН	21
2.1. Определение массовых характеристик ДСН	21
2.2. Проектирование ДСН	29
2.3. Расчеты, выполняемые в обоснование выходных характеристик ДСН	45
Глава 3. Экспериментальная отработка ДСН	57
3.1. Цели и задачи экспериментальной отработки ДСН и виды испытаний	57
3.2. Стендовое оборудование	62
3.3. Практика экспериментальной отработки ДСН	78
Глава 4. Справочные материалы по ДСН	86
4.1. Тормозные двигатели	86
4.2. Двигатели сброса и увода обтекателей	93
4.3. Двигатели закрутки	97
4.4. Двигатели отстрела	107

Введение

Развитие и совершенствование ракетно-космического вооружения привело к появлению в составе ракетных комплексов широкого класса двигателей и различных устройств, работающих на твердом топливе, как наиболее простых, надежных и удобных в эксплуатации.

Все возрастающие требования к точности параметров движения баллистических ракет обуславливают необходимость создания специальных устройств для разделения ступеней с минимально возможными возмущениями. Одним из рациональных путей отделения отработавших ступеней ракеты является воздействие на отработавшую ступень строго определенного импульса реактивной силы. Такой импульс обычно создается двигателями торможения, которые запускаются в определенное время, после срабатывания различного рода устройств (дегонизирующие узлы, пироболты и др.). При срабатывании этих устройств в основных двигателях ступеней могут вскрываться дополнительные отверстия и происходит резкое уменьшение тяги отработавшего двигателя. Одновременно пироболтами нарушается целостность конструктивных элементов, соединяющих две последовательно работающие ступени ракеты. Некоторые ступени (например стартовая) могут работать до полного выгорания топлива. Тормозные двигатели располагаются на отработавшей ступени, как правило, на хвостовом отсеке (сопловом блоке) так, что сопло направлено в сторону движения ракеты. Чтобы уменьшить сопротивление движению ракеты и влияние воздействия струи на отделяющуюся ступень, ось сопла двигателя торможения располагается под некоторым углом к оси ступени так, чтобы сопло не выступало за обводы ступени.

Для отделения различных обтекателей, защитных створок баллистических ракет и космических объектов, отстрела элемен-

тов ракеты предназначены двигатели увода (отстрела). Задачи, решаемые двигателями подобного рода, разнообразны, однако общим для них является придание объекту определенной относительной скорости с целью плавного (безударного) отделения от основной части ракеты. Расположение таких двигателей относительно объекта может быть разнообразным.

Для придания вращения боевому блоку с целью стабилизации положения его в пространстве служат так называемые двигатели закрутки. Это "моментные" двигатели, в задачу которых входит создание момента вращения относительно определенной оси.

Особый класс двигателей составляют двигатели боевой ступени, которые служат для придания боевой ступени окончательной скорости, стабилизации ее в полете, проведения различных маневров, реверса тяги и т.д.

Все виды РДТТ, кроме маршевых двигателей ступеней и стартовых двигателей, применяемые в составе ракетно-космических комплексов, для обеспечения нормальной работы систем и агрегатов, способствующих выполнению боевой задачи, объединяются в класс твердотопливных двигателей (ТД) специального назначения (ДСН). Особенности условий применения, повышенные требования к надежности и массовому совершенству, новизна конструктивных решений, сжатые директивные сроки проектирования и отработки требуют особого подхода при создании таких двигателей.

Все перечисленные двигатели могут быть объединены названием ДСН импульсного типа, так как они предназначены для выполнения узко специализированных задач: создания дозированного импульса торможения, момента закрутки, относительной скорости отделяемого элемента, импульса для отделения ложной цели и т.д.

Специфические требования к этим двигателям ограничивают возможность применения традиционных для РДТТ другого назначения методов расчета, проектирования и отработки.

Применение обычных конструктивных схем РДТТ для таких двигателей не всегда позволяет обеспечить оптимальную по своим характеристикам конструкцию. Размеры отдельных конструктивных элементов ДСН малы по сравнению с элементами высотных и, тем более, стартовых ступеней. Отсюда вытекают возникающие иногда технологические трудности. Поэтому в процессе проектирования ДСН в каждом конкретном случае необходимо проводить тщательный анализ возможных конструктивных схем, возможности применения современных материалов и технологических особенностей производства.

Вопросам проектирования твердотопливных двигателей посвящено большое число работ, среди которых прежде всего следует

отметить [1 - 6]. Значительная часть работ посвящена теории и инженерным методам расчета ракетных двигателей вообще и РДТТ в частности [1 - 3; 5 - 11; 12; 13]. Вопросы проектирования РДТТ наиболее полно отражены в работах [2, 10, 14, 15]. Теоретические вопросы и инженерные методы расчета РДТТ в настоящее время достаточно хорошо разработаны. Особенно это касается специальных вопросов газодинамики, газотермодинамики РДТТ [1, 3, 5], а также внутренней баллистики [2, 6 - 8].

Однако для каждого класса двигательных установок в соответствии с их особенностями и целевым назначением необходим особый подход.

Для ДСН характерными особенностями является то, что они komponуются в ограниченном пространстве. Поэтому критериями оценки качества будет являться масса двигателя при ограниченном времени работы и заданном импульсе.

Надежность двигателя должна быть выше надежности основного двигателя, а время на реализацию в 1,5 - 2 раза меньше, чем время на реализацию основного двигателя.

Габаритные размеры и узлы крепления двигателя определяются объемом и линейными размерами отводимого в отсеке пространства и жесткостью элементов, к которым стыкуются ДСН. Зачастую условия компоновки в отсеке являются решающими при выборе конструктивной схемы двигателя и его основных размеров.

Существенную роль играют эксплуатационные характеристики, включая безопасность в обращении, исключение регламентных работ в течение всего времени эксплуатации. Они зачастую определяют возможность получения требуемых выходных характеристик.

Наряду с ними важную роль играют требования постоянной готовности к запуску.

В табл. 1 представлены некоторые данные по РДТТ для различных систем вооружения. Таблица позволяет оценить влияние некоторых наиболее важных эксплуатационных характеристик на его выходные характеристики. Табл. 1 характеризует место ДСН в гамме рассмотренных твердотопливных двигателей.

Как видно из табл. 1, ДСН существенно отличаются от других РДТТ соотношением между тягой и временем работы. При наименьшем из всех рассмотренных двигателей времени работы (0,1 - 0,4 с) тяга ДСН существенно выше, чем у РДТТ ракетной артиллерии (10 - 120 кН).

По тяге и полному импульсу эти две группы двигателей наиболее близки. Основные двигатели баллистических ракет (БР) имеют все параметры на несколько порядков выше, чем у указанных двух групп.

Сравнительные характеристики некоторых РДТТ

Наименование системы вооружения и двигателей	Эксплуатационные характеристики		Характеристики заряда и топлива		
	Перегрузка n	$T, ^\circ C$	Тип заряда	Рецептура топлива	Масса заряда m_z , кг
Реактивная артиллерия (установка залпового огня)	20 - 100	+40	Вкладной многошашечный всестороннего горения	Баллистическое	1 - 15
Баллистические ракеты с РДТТ. Основные двигатели (стартовые, высотные)	3 - 20	5 - 35	Прочноскрепленные канального горения	Смесовое	6500 - 50000
Баллистические ракеты.					
ДСН:					
тормозные двигатели и двигатели увода	3 - 20	5 - 35	Вкладной многошашечный	Баллистическое	0,8 - 10,0
двигатели закрытки и двигатели отстрела	-	5 - 35	-	-	0,05 - 0,80

Количество ДСН, применявшихся на БР для решения задач разделения ступеней, отделения агрегатов и других специальных функций по периодам создания ракетных комплексов:

1960 -	1965 -	1975 -	1980 -
1965	1970	1980	1985

Число ДСН на

ракете 3 - 6 7 - 12 10 - 17 16 - 18

Т а б л и ц а 1

Внутрибаллистические характеристики		Характеристики двигателя			
		Масса двигателя m_d , кг	Коэффициент качества α	Номинальная тяга P , кН	Полный импульс I_Σ , кН·с
Давление p , МПа	Время работы τ				
10 - 30	0,5 - 1,0	5 - 50	-	4 - 50	2 - 30
5 - 7	60 - 80	20000 - 50000	0,7 - 0,15	50 - 2500	$(12-100) \times 10^3$
13 - 30	0,1 - 0,6	2,5	2 - 5	40 - 120	150 - 1200
20 - 30	0,06 - 0,3	0,50 - 4,50	5 - 15	1 - 20	0,04 - 1

Как видно число ДСН, входящих в состав ракет, ~~растет~~.

Целью работы является обобщение опыта разработки; анализ конструктивных решений отдельных узлов, уточнение методики расчета и проектирования ДСН.

Глава 1

ДСН КАК ЭЛЕМЕНТЫ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

1.1. КЛАССИФИКАЦИЯ ДСН

ДСН по своему функциональному назначению подразделяются на твердотопливные установки, создающие и не создающие тягу. К первому типу установок относятся двигатели: тормозные, увода обтекателя, закрутки, отстрела элементов, боевой ступени, мягкой посадки, системы аварийного спасения. Ко второму типу установок относятся: газогенераторы приводов, пороховые аккумуляторы давления, пусковые устройства. В книге рассмотрены четыре вида импульсных двигателей первого типа, среди которых тормозные двигатели, двигатели увода обтекателей, закрутки боевых блоков (ББ) и отстрела различных элементов. Эта группа двигателей с малым временем работы предназначена для создания определенного импульса. Каждый из этих классов двигателей по узкой специализации, конструктивному исполнению, расположению и креплению на объекте может подразделяться на отдельные группы.

В дальнейшем для краткости рассматриваемые четыре типа импульсных двигателей будут именоваться ДСН.

Тормозные двигатели (ТД) могут быть выполнены для разделения ступеней и отделения головной части. При этом в зависимости от условий компоновки и снаряжения двигателя он может быть выполнен с разъемом по сопловому блоку или по донной части камеры. Разъем может быть резьбовым и фланцевым. Из условий удобства размещения двигателя в отсеке он может быть выполнен как единое целое, так и с отдельной расширяющейся частью сопла. Сопло может быть выполнено как кососрезованным, так и прямым. Из условий компоновки на изделии сопла расположены под углом к оси двигателя и имеют косой срез выходного сечения. Крепление двигателя существенно зависит от условий его компоновки и наличия жестких опорных элементов. Выполняется оно в двух точках. Расположение двигателей на ступени симметричное парное. Как правило, устанавливается два, иногда четыре двигателя.

Двигатели увода и сброса (ДУС) выполняют следующие основные функции: аварийный сброс створок головного обтекателя космических объектов, сброс и увод носового обтекателя головной части БР или космического летательного аппарата. Двигатели могут быть выполнены отдельными, например, два двигателя осуществляют сброс, один – увод.

По своему конструктивному выполнению такие двигатели увода аналогичны тормозным. Узлы крепления этих двигателей отличаются спецификой, определяемой конструктивно-компоновочной схемой головной части или космического летательного аппарата.

Существуют другие схемы двигателей увода. Так, установка одного двигателя увода в носовой части обтекателя с многосопловым блоком позволяет за счет различного наклона оси сопел создать боковую составляющую скорости увода обтекателя. Известно, что на одной из модификаций ракеты "Минитмен" увод обтекателя осуществляется с помощью двигателя, имеющего сопла с разными критическими сечениями, расположенными под углом к оси двигателя. Такой двигатель располагается в кормовой части головного отсека.

Двигатели закрутки (ДЗ) могут быть выполнены по следующим конструктивным схемам: два автономных двигателя с автономными средствами запуска; два автономных двигателя с общим средством запуска; один двигатель с двумя противоположно направленными соплами, соединенными с камерой газозапуска.

Расположение сопел должно обеспечивать создание в плоскости закрутки момента, достаточного для придания необходимой угловой скорости блоку. Определяющими в выборе конструктивной схемы являются жесткие условия компоновки на блоке и минимальные возмущения, создаваемые двигателем на ББ.

Двигатели отстрела (ДО) объектов предназначены для отстрела из направляющих труб объектов с различными скоростями. В качестве таких объектов могут быть ложные цели, контейнеры специального назначения и т.п.

1.2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДСН

Процесс проектирования, как известно, предусматривает выбор оптимального технического решения в соответствии с выбранными критериями оптимальности. Современное проектирование должно базироваться на системном подходе, который предусматривает расчленение задачи проектирования на несколько уровней.

В данном случае целесообразно расчленить задачу на уровни:

проектирования ступени двигательной установки (ДУ), где ДУ – система, а ДСН, входящие в ДУ, – элементы;

проектирования ДСН, где ДСН – система, а узлы, в него входящие, – элементы;

проектирования узлов ДСН, где узлы – система, а детали, входящие в ДСН, – элементы.

Для описания систем и элементов всех уровней могут быть использованы следующие виды параметров.

Выходные параметры – параметры, характеризующие свойства, по которым можно судить о пригодности системы целевому назначению.

Внутренние параметры – параметры, характеризующие свойства элементов, в том числе нерегулируемые (свойства материалов, топлив и т.п.), и проектные, изменяемые конструктором в процессе проектирования. Практически процесс проектирования ДСН начинается при рассмотрении исходных данных и согласовании технического задания. При этом противоречивые требования к выходным параметрам ДСН согласуются путем принятия последовательного ряда компромиссных решений.

Покажем на примере обоснования требований к системам на различном уровне выбор характеристик ДСН – тормозных двигателей. Основные требования, предъявляемые к схеме разделения ступеней [16, 17] следующие: обеспечение целостности конструкции ракеты, безударное разделение ступеней, обеспечение стабилизации ракеты. Стремление сократить длину ракеты, ее стартовую массу приводит к плотной компоновке ступеней. В этом случае возникает проблема безопасного запуска следующей ДУ, связанная с повышением давления на ее элементы за счет отраженной от элементов конструкции отстающей ступени струи. Поэтому к моменту появления тяги двигателя необходимо иметь некоторый зазор между ее соплом и дном сбрасываемой ДУ, обеспечивающей безопасное (допустимое) повышение давления на элементы конструкции. Установка на сбрасываемую ДУ тормозных двигателей позволяет обеспечить требования к схеме разделения ступеней, оговоренные выше.

На рис. 1 представлена циклограмма разделения ступеней БР.

В работе [16] решена задача оптимизации (минимизации) импульса ТД при фиксированном времени его работы. Решением задачи относительного движения разделяющихся ступеней при ря-

де упрощающих допущений получено уравнение, связывающее потребный суммарный импульс ТД с параметрами разделения:

$$I_{\Sigma}^{прел} = \frac{m x_{прел} + (P - F_a') \frac{t_{\Sigma}^2}{2}}{t_{\Sigma} - \tau_3 - \frac{\tau_r}{2} (4 - K_p)},$$

где m – масса сбрасываемой ДУ; $x_{прел}$ – потребное расстояние между разделяющимися ступенями в момент включения ДУ; P – тяга ТД; F_a' – аэродинамическая сила; K_p – коэффициент.

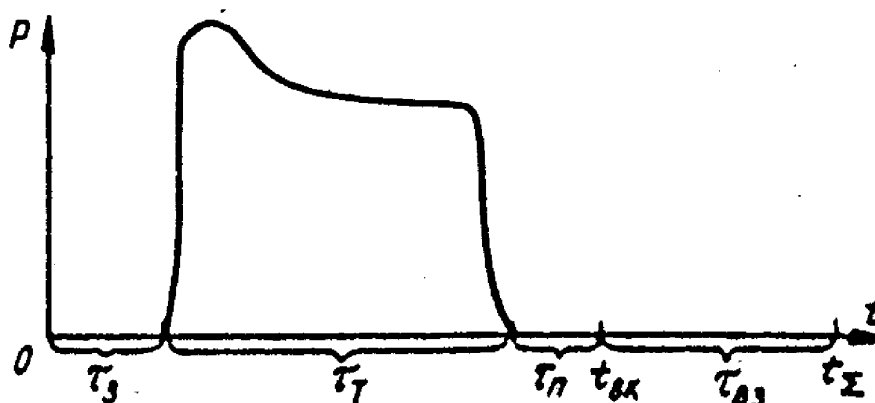


Рис. 1. Циклограмма разделения ступеней многоступенчатой БР:

0 – подача команды на разделение; τ_3 – время задержки появления тяги ТД; τ_r – фактическое время работы ТД; τ_n – пауза до момента подачи команды на запуск следующей ступени; $t_{8к}$ – время от момента подачи команды на разделение ступени до момента подачи команды на запуск следующей ступени; $\tau_{8з}$ – время от подачи команды на запуск ДУ следующей ступени до момента появления тяги этой ступени; t_{Σ} – время появления тяги ДУ следующей ступени

Расчетным путем [16, 17] показано, что для ДУ различных ступеней $x_{прел} = 0,5 + 1$ м; $\tau_3 = 0,015 + 0,020$ с; $K_p = 1,4 + 1,6$.

При этих условиях из приведенного уравнения может быть получено значение импульса $I_{\Sigma}^{прел}$ при определенном времени работы двигателя τ_r . Эти параметры являются выходными характеристиками ТД. В задачу проектирования на уровне ТД входит выполнение этих параметров при обеспечении компоновки ТД в отведенном объеме. При этом критерием эффективности проектирования является минимизация массы при заданных I и τ .

Ряд ДСН работает на конечном участке полета [18]. Поэтому их массовое совершенство играет существенную роль.

Рассмотрим двигатели разделения и аварийного сброса створок головных обтекателей космических объектов.

Главными требованиями, предъявляемыми к двигателям такого рода являются: высокая надежность, стабильность тяговой характеристики в широком температурном диапазоне. Особенно важен этот вопрос для пилотируемых космических комплексов. Поэтому при проектировании таких двигателей необходимо предусмотреть и обосновать работы и мероприятия, подтверждающие надежность системы и безопасность экипажа. В числе этих работ должно быть моделирование, макетирование, лабораторно-отрабочные, чистовые доводочные испытания.

При подготовке к изготовлению опытных изделий на заводах-изготовителях предусматриваются мероприятия по гарантии качества продукции. В числе этих мероприятий необходимо отметить, что согласно РК-75 для выполнения наиболее ответственных операций сборки, монтажа, испытаний и контроля допускаются только исполнители, аттестованные на выполнение таких работ. Безофактное изготовление изделий материально стимулируется. Изделия проходят сложный комплекс испытаний, включая наземные автономные испытания, наземные комплексные испытания и междуведомственные испытания. Лишь только после столь сложной и кропотливой отработки изделия могут быть допущены для комплектации пилотируемых космических комплексов. Причем годности для испытаний в составе комплекса дают лично главные конструкторы, руководители предприятий, главные контролеры ОТК и руководители ВП МО СССР.

Выходные параметры двигателя космических объектов строго регламентированы.

Двигатели закрутки ББ сообщают ему требуемую угловую скорость вращения [19]. Неуправляемые ББ подразделяются на скоростные и блоки специального назначения. На уровне проектирования ББ он рассматривается как изделие, а двигатель как элемент. Скоростные ББ при полете к цели подвергаются воздействию высоких температур и эрозии при торможении в атмосфере. Это приводит к значительному уносу теплозащитных материалов. Из-за неизотропности эти материалы уносятся неравномерно, что приводит к искажению формы ББ. Появляющиеся при этом дополнительные возмущения могут привести к нерасчетному режиму движения ББ и даже к нарушению его работоспособности. Угловая стабилизация закруткой ББ позволяет снизить воздействие эрозионного фактора. Угловая стабилизация оси ББ позволяет

также обеспечить выполнение требований по снижению его радиолокационной видимости.

Реализация угловой стабилизации позволяет уменьшить эффективную поверхность рассеивания радиолокационного сигнала примерно в 3 – 5 раз [19]. Таким образом, при проектировании на уровне ББ решается задача уменьшения рассеивания на пассивном участке траектории. Угловая стабилизация сужает диапазон случайных углов атаки на входе в атмосферу и усредняет влияние начальной массовой и геометрической асимметрии на начальном участке движения ББ в атмосфере. Результатом усреднения является уменьшение рассеивания в несколько раз.

Ограничениями, которые накладываются при решении задачи, являются допустимые угловые ускорения и дополнительные возмущения от срабатывания двигателя. Последние обеспечиваются допустимым значением разноимпульсности сопел ($\Delta / \bar{c} \leq 1,5\%$) и минимизацией зоны обдува торца ББ истекающим из сопел газом.

Решение задачи уменьшения рассеивания ББ в работе [19] позволяет получить значения рациональных начальных угловых скоростей ББ $\omega_{x0} = 5 \div 20 \text{ с}^{-1}$.

Для разработанных ББ импульс, потребный для сообщения этих угловых скоростей, составит соответственно 10 – 300 Н·с.

Время работы ДЗ определяется из условия получения наименьшего возмущения, воздействующего на ББ. При переходе к уровню проектирования ДЗ эти характеристики будут являться выходными параметрами. Их необходимо обеспечить соответствующим выбором и обоснованием конструктивной схемы двигателя, формой заряда и маркой топлива, конструктивными решениями узлов и деталей двигателя.

Для решения некоторых задач прорыва противоракетной обороны необходимо отстреливать объекты различной массы с различными скоростями. Полный импульс таких двигателей должен, например, для одного из изделий, изменяться в пределах 40 – 900 Н·с с шагом (40 – 80) Н·с. Всего разрабатывается 10 – 20 модификаций, которые в зависимости от импульса тоже разделены на несколько групп, отличающихся диаметром камер. Внутри каждой группы двигатели отличаются диаметром критического сечения сопла и различным сочетанием пороховых и макетных шашек с постоянными размерами для всех групп. Полное время работы двигателей находится в пределах 0,06 – 0,15 с и диктуется необходимостью окончания горения в направляющей трубе. Это позволяет уменьшить возмущения на ложные цели при построении строя.

Таким образом, для ДО объектов необходимо выполнение целого набора выходных характеристик.

Как видно, основные характеристики (выходные параметры) ДСН на уровне проектирования двигателей отличаются большим диапазоном значений. Общими выходными параметрами для всех двигателей рассмотренного класса являются:

- полный импульс тяги;
- время работы;
- масса;
- габаритные размеры.

1.3. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ КОМПОНОВКИ ДСН НА РАКЕТЕ

На рис. 2 представлена схема размещения ДСН на гипотетической твердотопливной ракете. Как видно из рис. 2, твердотопливная ракета оснащена значительным числом ДСН. Для обеспечения разделения ступеней с минимальными возмущениями стартовые и высотные ступени ракет снабжены ТД.

На стартовой ступени ТД размещены в хвостовом отсеке так, что ось ТД практически параллельна оси основного двигателя. На высотной ступени ТД устанавливаются непосредственно на сопловой блок так, что оси ТД составят с осью основного двигателя угол $50 - 85^\circ$.

Наиболее насыщена ДСН последняя ступень ракеты. Она содержит четыре доводочных двигателя, двигатели отстрела объектов, двигатели увода носового обтекателя 1, двигатели закрутки ББ 8. Всего на ракете устанавливается 12 - 16 ДСН.

Рассмотрим несколько подробнее компоновку и крепление ДСН непосредственно на ступенях.

На рис. 3 представлена схема крепления ТД в хвостовом отсеке стартовой ступени. В донной части двигатель 3 закреплен с помощью хомутов 4 и двух тандеров 5, 6 к стрингеру хвостового отсека. К подкосу 7 крепится сопловой блок, который в свою очередь соединен фланцем с камерой. Для уменьшения сопротивления движения ракеты и герметизации полости служит защитный кожух.

Отличительной особенностью является крепление двигателя в трех точках. Ось ТД параллельна оси основного двигателя. Ось сопла составляет угол $10 - 30^\circ$ с осью ТД.

На рис. 4, 5 изображены конструктивные схемы крепления ТД к высотным ступеням.

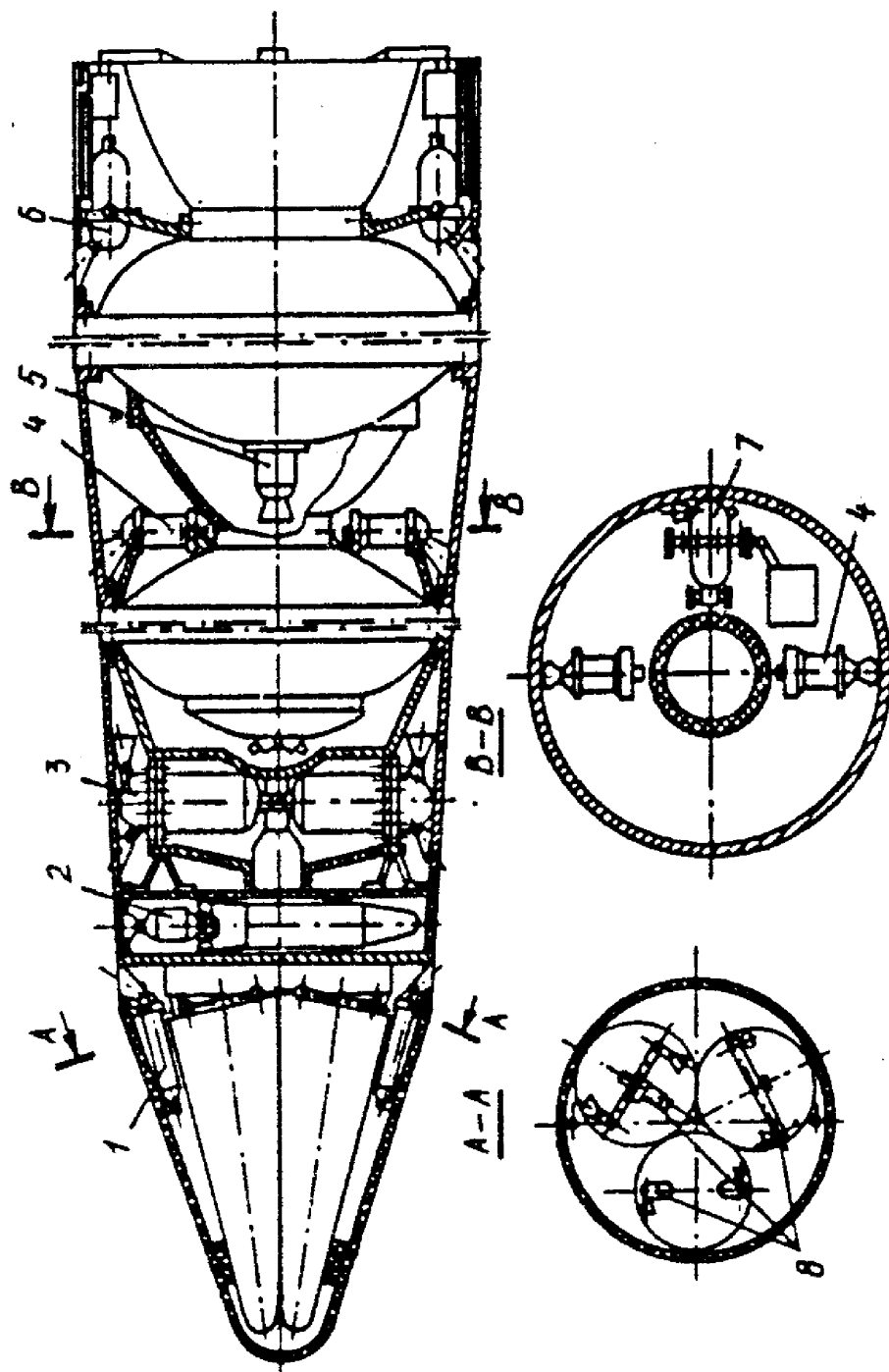


Рис. 2. Схема размещения ДСН на гипотетической многоступенчатой твердотопливной ракете:

1 - двигатель увода обтекателя; 2 - двигатель отстрела; 3 - двигатель боевой ступени; 4 - ТД II ступени; 5 - двигатель запуска; 6 - ТД I ступени; 7 - двигатель крена; 8 - двигатель закрутки ББ

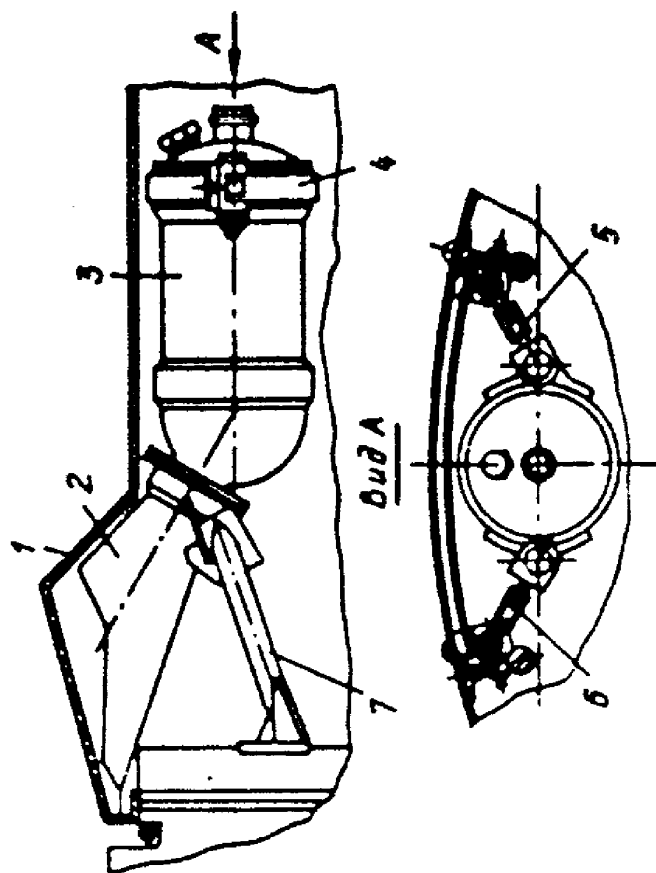


Рис. 3. Крепление ТД на стартовой ступени:
1 - защитный кожух; 2 - соловый блок; 3 - ТД;
4 - хомут; 5, 6 - тандеры растяжки; 7 - подкос-
кронштейн

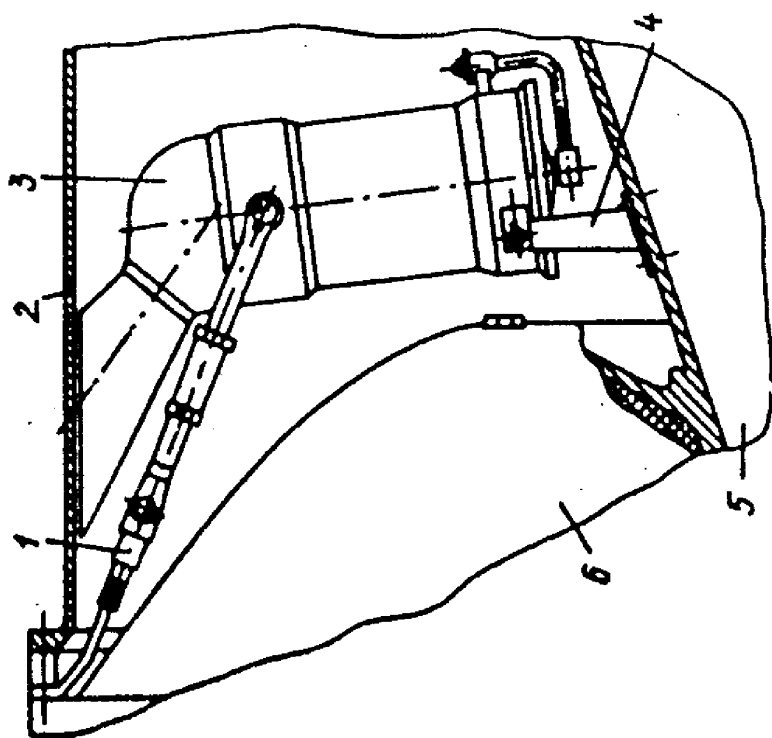


Рис. 4. Крепление ТД на утолщенном
соловом блоке:
1 - троса; 2 - соединительный отсек
ступеней; 3 - ТД; 4 - стойки-хрон-
штейны; 5 - сопло; 6 - дно РДТГ

На рис. 4 представлена конструктивная схема крепления ТД 3 на сопловом блоке с утопленным соплом. Ограниченная длина ступени обусловила расположение ТД под углом $70 - 85^\circ$ к оси основного двигателя. Ось сопла ТД составляет с осью основного двигателя $\sim 30^\circ$. Крепление ТД осуществляется с помощью стоек 4 непосредственно к соплу двигателя 5 и двумя тандерами 1 к дну двигателя 6. Такой метод крепления позволяет существенно сократить длину ступени.

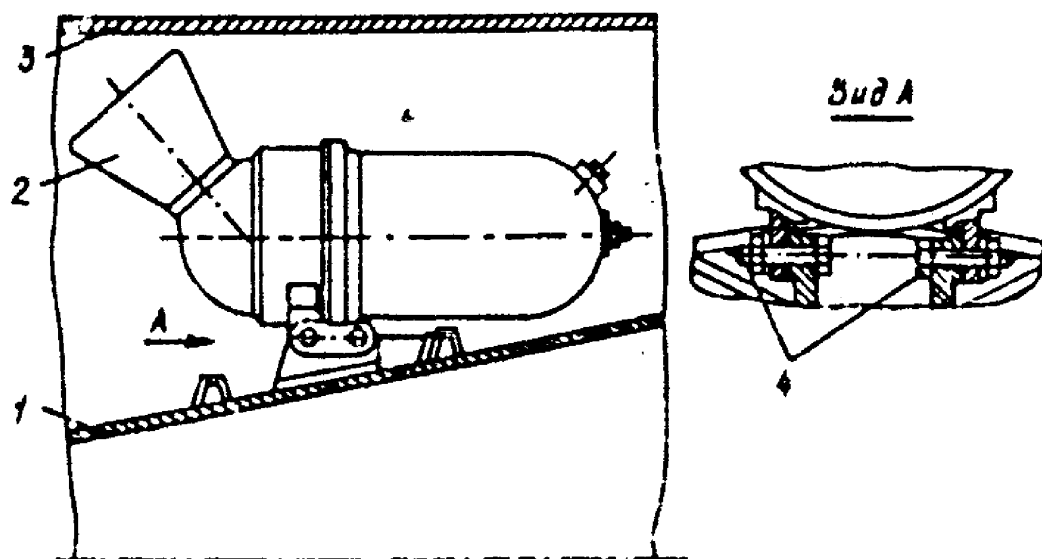


Рис. 5. Крепление ТД на раструбе сопла:

1 - раструб; 2 - двигатель; 3 - соединительный отсек ступени; 4 - узлы крепления ТД

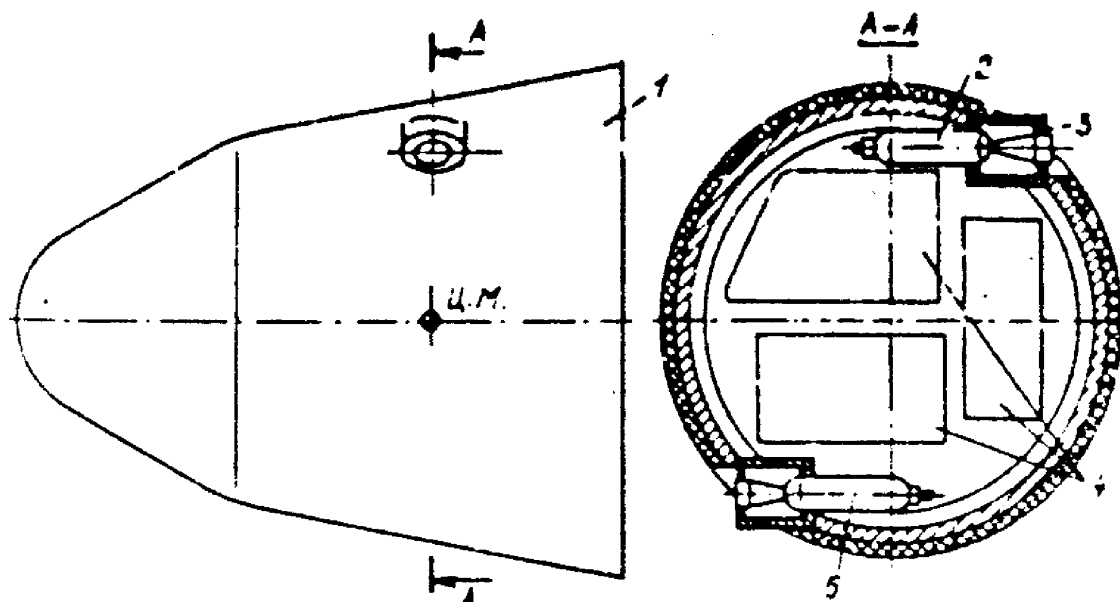


Рис. 6. Размещение автономных ДЗ на ББ:

1 - корпус ББ; 2, 5 - ДЗ; 3 - герметизирующая крышка; 4 - аппаратура ББ

Конструктивные схемы, изображенные на рис. 3, 4 позволяют надежно и жестко фиксировать ТД на ступени. Однако масса элементов крепления достаточно большая.

От этого недостатка свободна конструктивная схема крепления, изображенная на рис. 5. Здесь двигатель 2 крепится четырьмя болтами 4 в "одной точке" к соплу ступени 1 так, что линия действия силы тяги (ось сопла) проходит между этими болтами. Ось тормозного двигателя 2, параллельна оси основного двигателя, а ось сопла составляет угол $\sim 45^\circ$. Такая схема позволяет существенно уменьшить массу узлов крепления ТД.

Рассмотрим особенности компоновки ДЗ на ББ. Главные трудности компоновки заключаются в жесткой ограниченности пространства, отводимого для размещения двигателей, и большой "цене" массы двигателей, поскольку они располагаются на последней ступени ракеты. На рис. 6 представлена конструктивная схема крепления двух автономных ДЗ без газовой связи на ББ. Плоскость, в которой создается момент вращения при работе двигателей, совпадает с плоскостью, проходящей через центр масс (Ц.М.) ББ. Недостаток такой схемы размещения — большая зона "обдува" обшивки ББ, сложность установки двигателя в ББ и разновременность запуска двигателей.

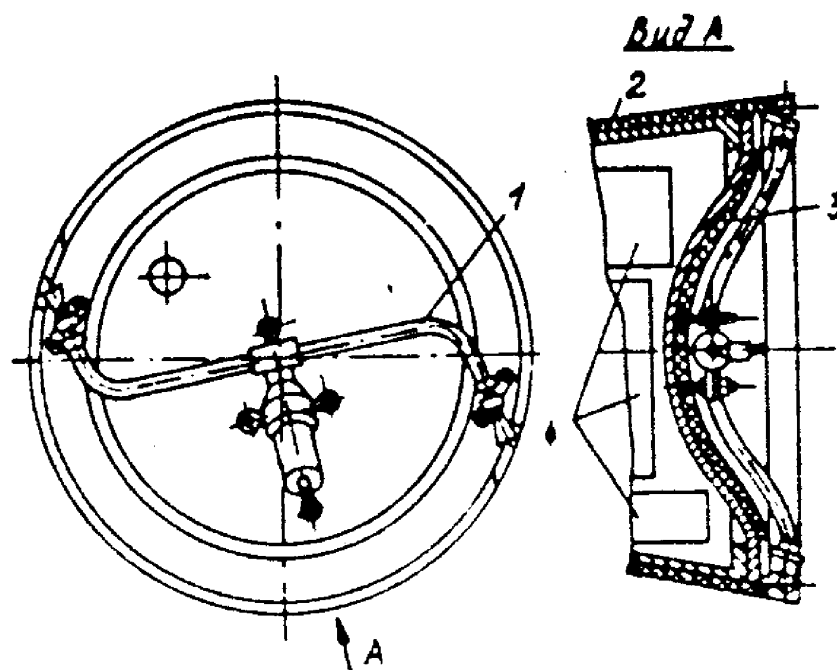


Рис. 7. Размещение ДЗ на донной части ББ:
1 — ДЗ; 2 — корпус ББ; 3 — днище корпуса; 4 — аппаратура ББ

От этих недостатков свободна схема, изображенная на рис. 7. На этой схеме представлен ДЗ, расположенный в донной части ББ. Двигатель запускается от одного пиросредства, чем достигается одновременность появления силы тяги на обоих соплах. Сопла соединяются с двигателем (по существу газогенератором) с помощью трубопроводов. Расположение двигателя на донной части облегчает монтаж его на ББ.

Следует заметить, что в боеголовках некоторых стратегических ракет США: Мк24, Мк5, Мк6 и Мк11 фирмами "Локхид" и "Англик риссерч" разработаны малогабаритные РДТТ, основные требования к которым: обеспечение минимального различия в рабочих характеристиках и низкая концентрация окислов металлов в истекающей струе газов для затруднения обнаружения боеголовок. Низкого уровня различия характеристик двух различных РДТТ удалось добиться созданием идентичных по химическому составу топливных шашек, а также высоким уровнем технологии изготовления сопловых блоков. Такой путь решения поставленной задачи увеличивает стоимость двигателей.

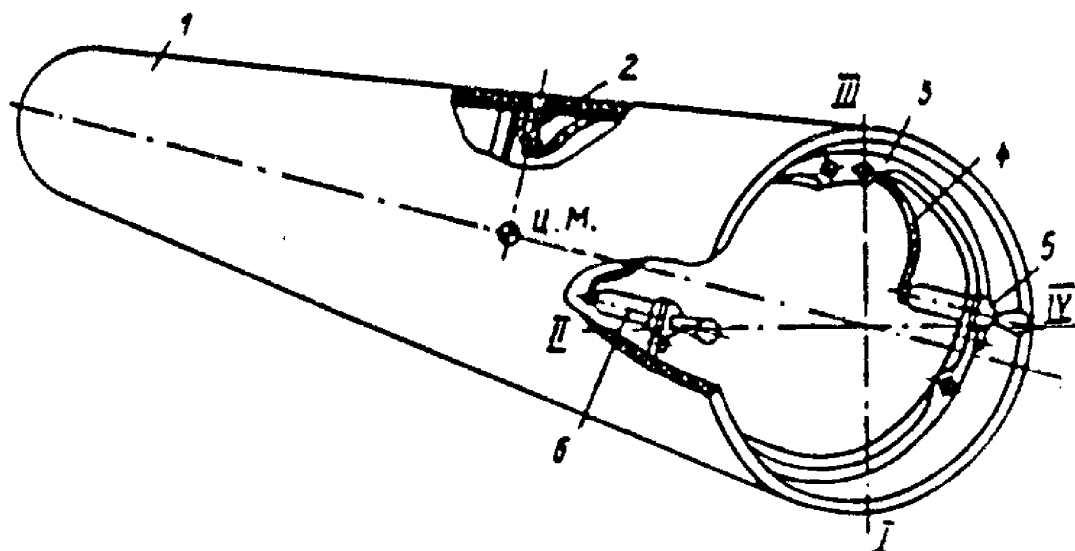


Рис. 8. Носовой обтекатель с ДУС:

1 - обтекатель; 2 - двигатель увода; 3 - стыковочный шпангоут; 4 - кабель от пиропатрона; 5, 6 - двигатели сброса

На рис. 8 изображена схема размещения ДУС носового обтекателя. Сброс носового обтекателя осуществляется двумя двигателями 5, 6 увод третьим двигателем 2, который запускается через некоторое время (0,3 - 0,5 с). Двигатель увода по своей конструкции имеет много общего с ТД. Сопло для умень-

шения воздействия газовой струи выполняется наклонным, узел крепления расположен на сопловой крышке. Такая схема наиболее проста, однако массовые характеристики при такой схеме не минимально возможные.

Возможно применение схемы из двух двигателей с различным временем работы (см. рис. 2). При совместной работе с одинаковой тягой носовой обтекатель сбрасывается. После окончания работы двигателя с меньшим временем работы двигатель с большим временем работы создает момент, обеспечивающий увод. Недостатком такой схемы является наличие двух различных двигателей, достоинством — лучшие энергомассовые характеристики.

Глава 2

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДСН

2.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДСН

Одним из важных критериев, позволяющим судить об оптимальности выбранных параметров ДСН, является его масса при заданном значении импульса и времени работы. На уровне проектирования ДСН необходимо выбрать рациональные схемы его узлов так, чтобы при варьировании в возможных пределах конструктивными параметрами этих узлов обеспечить минимально возможное значение массы.

В работе [20] на основании анализа некоторых конструкций ДСН получена эмпирическая зависимость массы двигателя от полного импульса тяги.

На основании рассмотрения упрощенной модели ДСН предлагается аналитическая зависимость массы ДСН от заданных параметров и конструктивных характеристик. Такая зависимость позволит приблизительно прогнозировать массу вновь разрабатываемого ДСН в зависимости от принятой конструктивной схемы.

На рис. 9 схематично изображена наиболее характерная конструкция ДСН. При анализе массовых характеристик использовался метод разбиения двигателя на элементы [21]. Под элементами ДСН понимаются узлы или части узлов, имеющие аналогичные

конструктивные решения. Масса ДСН определяется как сумма масс отдельных его элементов:

$$m_{ДСН} = \sum_{j=1}^n m_j,$$

или

$$m_{ДСН} = m_T + m_K + m_{сб} + m_{дн} + m_{дф} + m_{вл} + m_{пр}, \quad (2.1)$$

где индексы: т – топлива; к – камеры; сб – соплового блока; дн – дна; дф – диафрагмы; вл – воспламенителя, пр – прочих элементов.

Масса топлива

$$m_T = K_I \frac{I}{I_1}, \quad (2.2)$$

где K_I – коэффициент запаса топлива; I – импульс ДСН; I_1 – удельный импульс топлива.

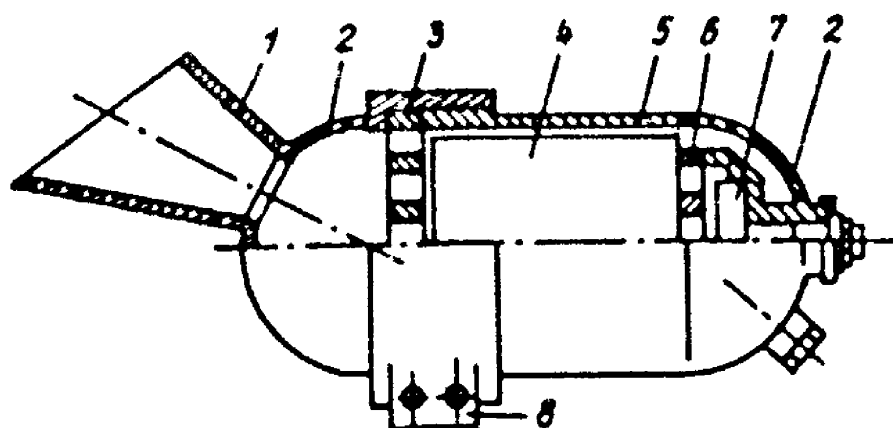


Рис. 9. Типовая конструктивная схема ДСН:

1 – сопло; 2 – сферические днища; 3 – диафрагма; 4 – заряд твердого топлива; 5 – камера; 6 – опорная решетка; 7 – воспламенитель; 8 – элементы крепления

При проектировании представляется возможным варьировать в определенных пределах внутренним диаметром камеры $D_{ка}$, давлением p , числом шашек заряда твердого топлива $N_{ш}$, длиной заряда L_z .

Рассмотрим вывод приближенной аналитической зависимости массы ДСН от варьируемых параметров и выходных характеристик.

Выразим L_3 через ρ , D_{KB} , I , τ . Из геометрии заряда $d_{нор} = K_{нш} D_{KB}$, где $K_{нш}$ — коэффициент, зависящий от числа шашек ($K_{нш} < 1$) [4]. С учетом приближенной зависимости $e \approx u\tau$ при показательном законе горения $u = u_1 \rho^\nu$; $e \approx u_1 \rho^\nu \tau$. Тогда $d_{ср} = K_{нш} D_{KB} - 2u_1 \rho^\nu \tau$, а длина заряда

$$L_3 = \frac{K_1 I}{2\pi I_1 N_{ш} \delta_T u_1 \rho^\nu \tau (K_{нш} D_{KB} - 2u_1 \rho^\nu \tau)}. \quad (2.3)$$

Как известно, значение L_3 ограничивается предельно допустимым значением $x_{нор}$ — критерия Победоносцева [4, 12]

$$L_3 \leq \frac{x_{нор} (K_{нш} D_{KB} - 4u_1 \rho^\nu \tau)}{4}.$$

Масса цилиндрической части камеры

$$m_K = \pi D_{ср} \delta_K L_3 K_{KL} \gamma_M.$$

где $D_{ср}$ — средний диаметр камеры; δ_K — толщина стенки камеры; K_{KL} — коэффициент, учитывающий увеличение длины цилиндрической камеры по сравнению с длиной заряда, необходимое для размещения диафрагмы, фланца, воспламенителя; γ_M — плотность металла камеры.

Из условия прочности камеры

$$\delta_K = \frac{\rho D_{KB} K_{KB}}{2\sigma_M}, \quad (2.4)$$

где ρ — расчетное давление; K_{KB} — коэффициент, учитывающий соотношение между средним и внутренним диаметрами камеры; σ_M — допустимое напряжение в стенке камеры.

Подставляя значение L_3 из формулы (2.3) и δ_K из (2.4), после преобразования получим

$$m_K = \frac{I}{4I_1} \frac{\gamma_M K_1 K_{KB}^2 K_{KL} D_{KB}^2 \rho^{1-\nu}}{T_T \sigma_M N_{ш} u_1 \tau (K_{нш} D_{KB} - 2u_1 \rho^\nu \tau)}. \quad (2.5)$$

Масса соплового блока

$$m_{сб} = m_p + m_{сф} + m_{згзл},$$

где m_p , $m_{сф}$, $m_{згзл}$ — масса расширяющейся части сопла (расширитель), стержня, заглушки.

Раструб у ДСН выполняется, как правило, коническим. Тогда

$$m_p = K_p S_{бок} \delta_{кон} \tau_k, \quad (2.6)$$

где K_p — коэффициент, учитывающий массу элементов крепления и жесткости; $S_{бок}$ — площадь боковой поверхности конуса; $\delta_{кон}$ — толщина стенки конуса.

Для конуса

$$S_{бок} = \pi L_k (R + r), \quad (2.7)$$

где L_k — длина образующего конуса; R — радиус наибольшей окружности; $r = d_k/2$ — радиус наименьшей окружности.

Принимая зависимость приближенно линейной $R \approx (1/l_1)(d_k/2)$, получим из (2.7)

$$S_{бок} = \pi L_k \left(\frac{l}{l_1} + 1 \right) \frac{d_k}{2}. \quad (2.8)$$

Из уравнения сохранения массы

$$F_{кр} = \frac{u_1 \tau_k S_2}{A \rho^{1-\nu}}. \quad (2.9)$$

Площадь боковой поверхности заряда для одноканальных цилиндрических шашек без учета поверхности торцов

$$S_2 = 2\pi N_m L_3 (K_{ам} D_{кв} - 2u_1 \rho^{\nu} \tau). \quad (2.10)$$

С учетом уравнений (2.9) и (2.10) формула (2.8) примет вид:

$$S_{бок} = \pi L_k \left(\frac{l}{l_1} + 1 \right) \sqrt{\frac{2u_1 \tau_k N_m L_3}{A \rho^{1-\nu}}} (K_{ам} D_{кв} - 2u_1 \rho^{\nu} \tau). \quad (2.11)$$

В свою очередь с учетом выражений (2.11) и (2.3) формулу (2.6) запишем в виде

$$m_p = \frac{l}{l_1} \frac{\pi \tau_k K_p L_k \left(\frac{l}{l_1} + 1 \right)}{A \epsilon_n K_3 \tau}. \quad (2.12)$$

Из формулы (2.12) следует, что масса раструба зависит от необходимого импульса и не зависит от конструктивных параметров ρ и $D_{кв}$.

Определим массу сферических доньев. С учетом условия прочности, по аналогии с определением массы цилиндрической камеры, масса дна

$$m_{дн} = m_{сф} = \frac{K_{сф} K_{\delta} \pi D_{кв}^3}{4} \cdot \frac{\gamma_M}{\sigma_M} \rho, \quad (2.13)$$

где $K_{сф}$, K_{δ} — коэффициенты, учитывающие конструктивные особенности сферического дна.

Подставляя в формулу (2.1) значения масс, входящих в нее элементов из выражений (2.2), (2.5), (2.12), (2.13), получим зависимость вида

$$m_{\Sigma} = \frac{1}{I_1} K_I + \frac{1}{I_1} \frac{\gamma_M}{\gamma_T} \frac{K_{\delta}^2}{4 \sigma_M} \frac{K_I K_{KL} D_{кв}^2}{N_{ш} u_1 \tau} \frac{\rho^{1-\nu}}{K_{нм} D_{кв}^{-2u_1} \rho^{\nu \tau}} +$$

$$+ \frac{1}{I_1} \frac{\gamma_M K_p \pi L_k (\frac{1}{I_1} + 1)}{A K_3 \tau} + K_{сф} K_{\delta} \frac{\pi D_{кв}^3}{2} \frac{\gamma_M}{\sigma_M} \rho + m_{дф} + m_{дкв} + m_{пр}. \quad (2.14)$$

Значение $m_{пр}$, куда входят масса элементов крепления, заглушек, штуцеров для датчиков, гнезда под электровоспламенитель, в первом приближении можно принять постоянным. При более детальном рассмотрении $m_{пр}$ можно считать пропорциональной K_{δ} ,

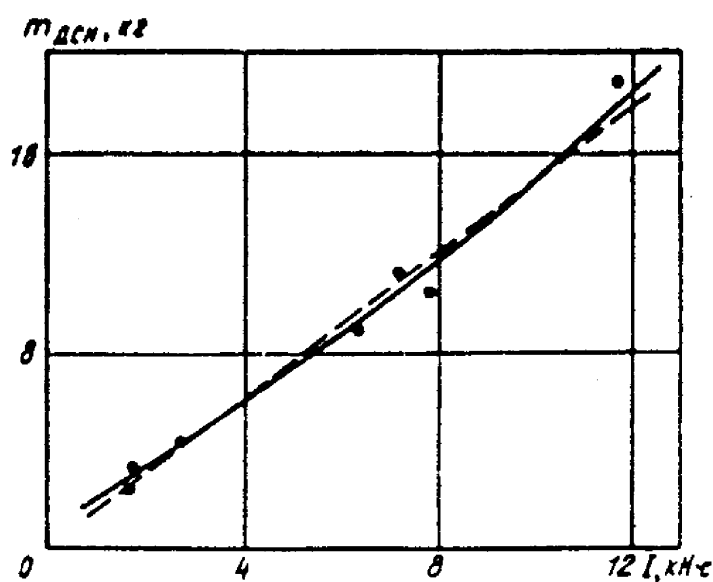


Рис. 10. Зависимость массы ДСН от полного импульса тяги:

—, --- — теоретическая и приближенная зависимости; • — массы реальных ДСН

I/τ , так как силовые элементы рассчитываются по величине действующей силы и некоторой постоянной составляющей.

Масса диафрагмы зависит от допустимого перепада давления и квадрата внутреннего диаметра. Однако в процентном отношении массы этих элементов составляют существенно меньшую долю в массе ДСН, поэтому первое приближение может быть оправдано.

Анализ формулы (2.14) показывает, что масса ДСН является нелинейной функцией двух варьируемых характеристик p и $D_{\text{кв}}$ и прямо пропорциональна импульсу I и обратно пропорциональна времени работы τ .

На рис. 10 представлены две расчетные зависимости $m_{\text{ДСН}}$. На этом же рисунке даны значения массы отработанных двигателей, характеристики которых приведены в табл. 2.

Т а б л и ц а 2

Характеристики ДСН

I , кН·с	τ , с	p_{max} , МПа	$N_{\text{ш}}$	Марка топлива	m_f , кг	$m_{\text{ДСН}}$, кг
11,6	0,28	30	36	РСИ-60	5,55	18,8
9,3	0,21	23	37	РАМ-12К	2,78	8,8
7,15	0,22	23	37	РАМ-12К	3,36	11,0
7,8	0,22	23	37	РАМ-12К	3,36	10,4
2,7	0,23	30	19	РАМ-12К	1,10	4,2
1,6	0,30	25	7	БМС	0,66	2,5
1,75	0,18	30	19	РАМ-12К	0,85	3,1

Анализ фактических массовых характеристик двигателей, перечисленных в табл. 2, показал, что масса элементов распределена следующим образом, %:

Топливо и воспламенитель	30
Камера	27
Сопло	11
Днища	20
Диафрагма	6
Прочие элементы	6

Отсюда следует, что наиболее весомыми конструктивными элементами являются камера и днища, т.е. силовая оболочка.

Из рис. 10 следует, что для предварительной оценки значения массы ДСН на ранних этапах проектирования можно считать

$$m_{ДСН} \approx K_{ДСН} I.$$

Для ДСН с корпусом из стали, снаряженных зарядом из баллистических топлив типа РАМ, РСН, БМС с числом шашек 7 – 37, при давлении в камере $p = 13 \div 30$ МПа коэффициент пропорциональности

$$K_{ДСН} = 1,4 \div 1,7 \text{ кг/кН}.$$

Для определения минимального значения массы ДСН необходимо вычислить частные производные, и приравняв их нулю, получить условия экстремума. Частная производная $\frac{\partial m_{ДСН}}{\partial p}$ является

трансцендентной функцией давления p , и нахождение экстремального значения представляется сложной задачей. Анализ выражения (2.14) показывает, что с ростом давления масса ДСН монотонно возрастает. Следовательно экстремума массы в области реальных значений давления не существует. Таким образом, для создания двигателей с минимальной массой необходимо выбирать минимально возможное давление, которое обеспечивает требуемые параметры и характеристики.

Оптимальные значения диаметра камеры могут быть получены из решения уравнения четвертой степени, полученного из условия $\frac{\partial m_{ДСН}}{\partial D_{ка}} = 0$. Один корень этого уравнения дает тривиальное решение $D_{ка} = 0$. Остальные корни могут быть получены численными методами.

Из формулы (2.14) также следует, что применение материалов с высокой удельной прочностью σ_M / γ_M , например титана, может дать определенный выигрыш в массе. Однако материал корпуса не должен терять прочности при прогреве во время работы. Прогрев же таких материалов как титановые или алюминиевые сплавы при временах работы 0,1 – 0,3 с при расчетных значениях толщины стенки недопустим. В этом случае для исключения теплового воздействия необходимо на внутреннюю поверхность корпуса наносить теплозащитное покрытие. При этом погрешность определения массы ДСН по формуле (2.14) существенно увеличивается.

Таким образом, анализ массовых характеристик ДСН показал, что для определения массы ДСН на ранних стадиях проектирования может быть рекомендована зависимость массы от основных характеристик и проектных параметров (импульса, времени, давления, внутреннего диаметра камеры, параметров заряда, сопла, материала корпуса).

Формула позволяет оценить влияние этих параметров на массу ДСН. Расчеты, проведенные по формуле (2.14), показывают, что масса реальных ДСН удовлетворительно совпадает с расчетными значениями.

На заключительных этапах проектирования, а именно при выпуске рабочей документации, необходимо проведение расчетов массы деталей и узлов, значения которой проставляются в чертежах. Эти расчеты проводятся по общеизвестной методике определения объемов различных тел. Для тел сложной формы расчетные формулы для определения объемов упрощаются путем разбиения тел сложной формы на тела более простой конфигурации. Все эти упрощения позволяют определить приблизительно максимальную массу деталей и узлов. Для проверки соответствия расчетных и реальных значений массы производится взвешивание сборочных единиц и деталей ДСН (табл. 3.)

Т а б л и ц а 3

Масса ДСН, кг

Двигатель	Расчет	Эксперимент	Число измерений	СКО
ТД-2	2,800	2,805	15	0,014
ТД-3	10,800	10,540	33	0,048

Как видно из табл. 3, расчетные и фактические значения массы ДСН имеют несущественные различия.

При определении массы ДСН используются методы машинного расчета. При этом конструктор задает контуры детали и номинальные толщины стенок. Машина производит расчет массы детали. Применение ЭВМ позволяет существенно сократить время расчета и освободить конструктора от однообразной работы.

Широкое применение найдет расчет массовых характеристик деталей на ЕС ЭВМ с использованием автоматизированного рабочего места (АРМ).

Методика позволяет рассчитать массовые характеристики (массу, моменты инерции, положение Ц.М.) детали или однородного узла, форма и размеры которых определены в исходных данных. Размеры детали задаются с помощью контура (без особенностей), который может быть описан на бланках-заданиях или выведен на перфоленту на АРМ. Программа составлена на ЕС ЭВМ на алгоритмическом языке Фортран-IV. Время счета одного варианта ~ 5 мин., каждый следующий вариант требует дополнительно 1+2 мин. Результаты расчета выдаются в виде печатных таблиц на алфавитно-цифровом печатающем устройстве (АЦПУ).

При использовании АРМ для задания контура детали в системе координат XOY вычерчивается в определенном масштабе упрощенное изображение. Программа предназначена для расчета массовых характеристик плоских деталей, деталей тел вращения и их комбинаций.

Получение теоретических значений оптимальных параметров ДСН представляется сложной задачей, не имеющей однозначного решения, так как ДСН играют роль исполнительных устройств для выполнения узко специализированных задач. Для ДУ ставятся две противоречивые задачи: обеспечить максимальную баллистическую эффективность при надежном разделении ступеней с минимально возможными возмущениями. Для получения высокой баллистической эффективности ТД являются излишней массой. Для минимизации возмущений при разделении необходимы ТД с высокой надежностью, малой разнотяговостью и существенным значением импульса тяги. Поэтому здесь речь идет о рациональных значениях параметров, полученных в результате компромиссного решения.

2.2. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДСН

Проектирование ДСН осуществляется, как правило, проектно-конструкторским отделом по техническому заданию отделов, использующих ДСН. После проработки конструктивной схемы двигателя и предварительных расчетных работ по определению его выходных характеристик начинается рабочее проектирование основных его элементов: камеры, заряда, днищ и соплового блока.

Проектирование камер ДСН. Исходными данными при проектировании камеры являются объем камеры, определяемый зарядом, максимально допустимое давление, время работы заряда и характеристики газа, получаемого от сгорания топлива. Задача проектирования — это задача среднего уровня в плане проектирования ДСН как изделия. Целью проектирования в этом случае является получение узла минимальной массы, который обеспечи-

валяет работоспособность ДСН при воздействии газов с давлением p и температурой T . Поскольку ракета или ДУ комплектуются несколькими ДСН одного типоразмера, то двигатели такого типа изготавливаются серийно с различной партионностью. Это обуславливает требования к технологичности всех узлов и деталей. В этой связи технология изготовления может оказывать решающее влияние на конструкцию узла. Так, цилиндрическая часть камеры может быть точеной из трубы; сварной цилиндрической оболочкой из листового материала с продольным швом и поперечными швами в местах крепления с обечайками; холоднокатанной цилиндрической оболочкой, получаемой методом раскатки. Эти способы изготовления позволяют сделать различные вариации в конструкции камеры.

В ДСН нашли себе применение камеры, точеные из трубы с двумя резьбовыми соединениями; точеные из трубы с одним резьбовым соединением в донной части и сварным соединением соплового дна, в которое на резьбе ввернут конический раструб сопла или целиком сопловой блок.

Разнообразие конструктивных решений объясняется разнообразием компоновки ДСН на ступенях в составе ракеты, условиями сборки и снаряжения ДСН и специфическими условиями его работы. В частности, для времени работы заряда свыше 0,5 с необходимо внутреннее теплозащитное покрытие. В некоторых случаях камеры и ось ДСН имеют наружное ТЗП для предохранения от воздействия внешних факторов (аэродинамический нагрев, воздействия струи запускаемого двигателя, поражающих факторов ядерного взрыва).

Материалы, применяемые для изготовления камер, как правило, конструкционные стали марки 30ХГСА или высокопрочные стали СП-28, СП-33.

Характеристики этих материалов представлены в работе [22]. Из условия сварки толщина стенки должна быть $\sim 0,8$ мм, поэтому дальнейшее увеличение прочности материала камеры является нерациональным.

Двигатели, применяемые для космических летательных аппаратов, в частности, двигатели системы отделения створок головного отсека выполняются из материалов 30ХГСА и 40Х. Заготовки камеры — труба, которая обрабатывается, а затем термообрабатывается.

Как уже указывалось, применение титановых и алюминиевых сплавов для камер ДСН ($\tau > 0,1$ с) не дает существенного уменьшения массы. Это объясняется следующим образом. Применение титановых и алюминиевых сплавов требует обязательной тепловой защиты этих материалов. Слой теплозащиты не только увеличивает

массу изделия, но и требует увеличения внутреннего диаметра камеры. Последнее приводит к увеличению ее массы.

Большой интерес представляют проекты оболочек ДСН, изготовление которых производится из композиционных материалов с закладными титановыми элементами. Конструктивная проработка и расчеты показали, что выигрыш в массе для такой оболочки по сравнению со стальной может достигать 30%. Такой выигрыш реализуется только в случае применения цельковой оболочки типа кокон с встроенными в нее концевыми деталями. Донья ДСН, выполненные разъемными или сварными, изготавливаются механической обработкой (при слабой сферичности) или штамповкой из листового материала. Соединение камеры с дном или сопловым блоком осуществляется с помощью резьбы, фланцев и болтов. Резьбовые соединения должны выполняться достаточно жесткими. В противном случае возможно раскрытие резьбового соединения. Для предотвращения этого необходимо выполнить резьбу на охватываемой детали с утолщением $h = 5\Delta$, где Δ – шаг резьбы.

Выбор и обоснование теплозащитных материалов. В качестве теплозащитных материалов для наружного покрытия ДСН применяются тонкослойные материалы, предназначенные для кратковременной защиты наружных поверхностей летательных аппаратов от аэродинамического и других видов нагрева. Характеристики и технология нанесения этих покрытий лимитируются отраслевыми стандартами [23]. В ДСН нашли себе применение покрытия, отвержденные методом холодной сушки марок ТТПС-15 и ТТП-ФС. Указанные покрытия представляют собой составы на основе хлорсульфированного полиэтилена с наполнителями – полиметилметакрилатным порошком и древесной мукой (ТТПС-15) или фенолформальдегидными полимерными микросферами, полипропиленом и древесной мукой (ТТП-ФС). В состав этих покрытий входят также вулканизирующие добавки. Выбор той или иной марки покрытия обуславливается следующими факторами:

- условиями работы ДСН;
- допустимым увеличением массы ДСН;
- технологией нанесения покрытия;
- совместимостью наносимых материалов с материалами деталей и узлов ДСН.

Последнее определяется двумя факторами: отсутствием химического взаимодействия между покрытием и материалом и достаточной адгезией покрытия к материалу (или подслою). В частности, выбор покрытий ТТПС-15 и ТТП-ФС обусловлен перечисленными факторами. Покрытия имеют малую плотность (ТТПС-15 –

0,65+0,80 г/см³; ТТП-ФС – 0,28+0,42 г/см³) при достаточно высоком напряжении отрыва (~0,4 МПа).

Сопловые блоки ДСН. Сопловые блоки ДСН достаточно разнообразны, что объясняется множеством узкоспециализированных задач, решаемых ДСН.

Применяются многосопловые блоки, сопловые блоки со сменными соплами, блоки с одним соплом. Блоки с одним соплом выполняются как с прямым раструбом, так и с кососрезанным.

Материал для сопловых доньев, как правило, тот же, что и камеры, т.е. высокопрочные конструкционные стали 40Х, 30ХГСА, СП-28, СП-33. Поскольку материал соплового дна подвергается воздействию высокотемпературного скоростного потока продуктов сгорания, на внутреннюю поверхность наносится термоизоляция на основе асботкани типа АФК. Раструб сопла выполняется либо из малоуглеродистой стали 20, 30, либо из высокопрочной листовой стали СП-28, СП-33. Малоуглеродистая сталь применяется в случае, если необходима большая жесткость раструба и допустима толщина $\gg 1,5$ мм.

Малоуглеродистые стали зарекомендовали себя достаточно эрозионностойкими при небольших (до 1 с) временах работы. Если жесткость обеспечивается при толщине стенки раструба 0,8 – 1,2 мм, то применяют стали СП-28, СП-33.

Наиболее тепло- и эрозионно-напряженные элементы сопловых блоков ДСН – критическое сечение сопла и входная часть. Специфической особенностью ДСН ТД является расположение сопла под углом к оси камеры. Это приводит к тому, что поток газа перестраивается во входной части. При этом имеет место резкое увеличение коэффициента теплоотдачи в зоне А (см. рис. 1Д) за счет турбулизации потока. Это вызывает необходимость термоизоляции входной части соплового блока и соответствующего увеличения предсоплового объема. Внутренняя поверхность крышки покрывается теплозащитным покрытием марки АФК толщиной 1 – 2 мм.

Критическое сечение сопла выполняется из того же материала, что и раструб из условия свариваемости. Перечисленные материалы сталь 20, 30, 40Х, СП-28, СП-30 зарекомендовали себя достаточно стойкими. Деталь, содержащая критическое сечение сопла выполняется в виде втулки с двумя коническими внутренними поверхностями и цилиндрическим пояском. Раструб сопла соединяется с втулкой либо на резьбе, либо с помощью сварки.

Таким образом, при проектировании соплового блока ДСН следует, прежде всего, исходить из соображения однородности соединяемых материалов. Сопловая втулка выполняется утолщенной и более жесткой чем раструб сопла.

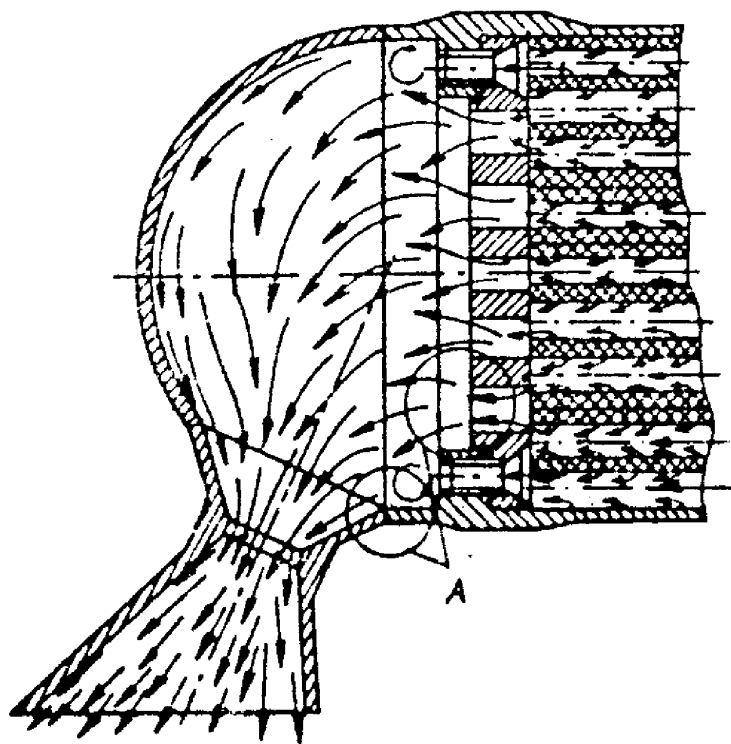


Рис. 11. Схема
течения газа в пред-
сопловом объеме ДСН

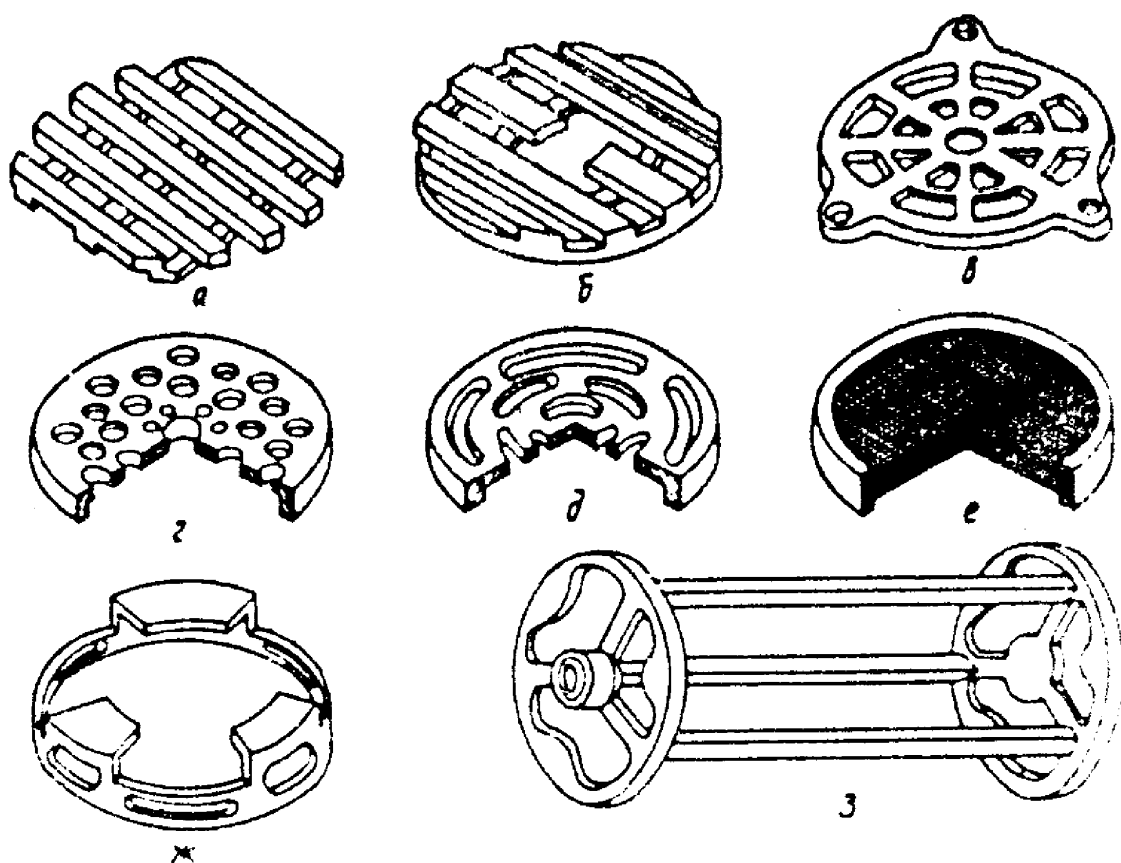


Рис. 12. Диафрагмы:

а, б – колосниковые; в – радиально-лучевая; г – перфорированная;
д – шелевая; е – сетчатая; ж – секторная; з – катушечного типа

В ряде двигателей (с коротким соплом) сопло выполняется как единое целое. Существенную роль для стабильной работы двигателя играет предсопловый объем. Он должен быть достаточным для разворота струи в направлении истечения. Это достигается либо за счет объема соплового дна, либо за счет дополнительного патрубка. Объем соплового дна ДСН, при котором на практике удается получить стабильную работу, должен быть не менее объема полусферы. В этом случае патрубок для поворота газа не требуется.

Диафрагма. Диафрагмы или опорные решетки являются элементами, играющими существенную роль в работоспособности заряда твердого топлива [1,4,15]. Диафрагма служит для ограничения перемещения заряда в сторону сопла при работе двигателя и фиксации заряда при транспортировке. При проектировании диафрагмы необходимо учитывать следующие требования:

- площадь опорной поверхности должна быть достаточной для предотвращения преждевременного разрушения шашек, а ее конфигурация должна препятствовать выбросу негоревших частиц топлива;

- сопротивление течению продуктов сгорания должно быть минимально возможным;

- конструкция диафрагмы должна быть простой и технологичной;

- диафрагма должна предохранять заряд от воздействия форса пламени инициатора и разрушенных частиц воспламенителя и при этом обеспечивать равномерность зажога заряда от воспламенительного состава.

Конструктивное выполнение диафрагмы (рис. 12) определяется в основном формой применяемого заряда. Так, для большого числа трубчатых цилиндрических шашек (7 - 37 и более) применяются, как правило, диафрагмы а, б, в. Для одношашечных трубчатых зарядов применяется диафрагма ж. Диафрагма катушечного типа применяется для трехшашечного заряда.

Диафрагмы перфорированные, шелевые и сетчатого типов (см. рис. 12, г, д, е) применяются для предотвращения выброса частиц топлива тонкосводных многошашечных зарядов.

По способу изготовления наибольшее распространение получили литые диафрагмы с последующей механической обработкой опорных поверхностей. Сварные, паяные и точеные диафрагмы менее распространены из-за трудоемкости их изготовления. Материалами для диафрагм служат: углеродистая литейная сталь 20ЛН, 25Л, 30Л, 35Л, сталь 30ХГСА, нержавеющая сталь 18Х12Н4ОТ. В редких случаях применяются пресс-материалы или алюминиевые сплавы.

Опыт отработки ДСН [23] показывает, что из-за большой плотности заряжания скорость течения продуктов сгорания достаточно высокая. Это приводит к тому, что перепад давления вдоль заряда и на диафрагме достигает 1,5 – 2,5 МПа. Поэтому шашки заряда оказывают значительное силовое воздействие на диафрагму. Применение металлизированных высокотемпературных топлив (2800 – 3300 К) вызывает эрозию элементов диафрагмы. При огневых испытаниях ДСН по этой причине зафиксированы несколько отказов, вызванных разрушением диафрагмы и вылетом ее через сопло. Для предотвращения подобных случаев рекомендуется оценку усилий, действующих на диафрагму, проводить по методике [3].

Экспериментальные и расчетные значения суммарного перепада давления:

Температура, °С	-50	-10	0	0	40	40	50
Количество опытов	2	2	15	12	20	8	2
$\Delta p, \text{МПа}$	0,60 – 0,91	0,24 – 0,30	0,72 – 1,83	1,51 – 0,62	1,31 – 0,32	0,75 – 0,54	2,1 – 1,80
$\Delta p_p, \text{МПа}$	0,8	1,4	0,4	1,4	0,4	2,5	1,4

Видно, что перепад давления, полученный расчетом, удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными. Однако расчеты на прочность являются приближенными и нуждаются в экспериментальной проверке.

Для увеличения надежности диафрагмы вводится 100% рентгеноконтроль, определены нормы допустимых дефектов и введены 100% испытания на прочность в условиях, максимально приближенных к натурным. Метод испытания (рис. 13) заключается в том, что диафрагму 1 устанавливают в приспособление 4, имитирующее камеру сгорания с узлами крепления. Диафрагму нагружают через трубки 2, имитирующие заряд с помощью резинового уплотнения 3. Давление нагружения выбирается из условия:

$$p_k = K \frac{R_{39}}{F_{кам}},$$

где K – коэффициент запаса прочности ($K = 0,1+1,4$).

Правомерность этой методики подтверждается тем, что все имевшие место случаи потери прочности диафрагмы происходили на начальном участке работы двигателя. Наряду с этими проверками, одна диафрагма от партии испытывается на разрушение. Внедрение всех перечисленных мероприятий позволило исключить случаи установки некачественных диафрагм в ДСН.

Проектирование и расчет донной и промежуточных решеток проводится аналогично диафрагме. Нагрузки уменьшаются при этом на 30 – 40%.

Проектирование системы воспламенения. Наиболее подробно, на современном уровне, процессы воспламенения и зажжения заряда в РДТТ разлитного назначения изложены в работе [24]. В работе [24] рассмотрено влияние конструктивных, технологических, газо- и термодинамических факторов на процесс воспламенения преимущественно крупногабаритных РДТТ. Построенная математическая модель позволяет производить расчеты по конкретным конструктивным решениям узлов воспламенения для указанных РДТТ. В работах [2, 5 – 7, 25] также содержатся рекомендации по определению параметров узла воспламенения на стадии проектирования. В работе [26] приведены данные по разработанным и серийно изготавливаемым воспламенительным устройствам.

Проектирование воспламенительных устройств ДСН имеет свои особенности. Как неоднократно отмечалось, в большинстве случаев конструкции узла воспламенения определяется возможностью доступа к пиропатрону (инициатору). Поэтому взаимное расположение пиропатрона, воспламенителя и заряда может быть различным. Второй отмеченной особенностью является малое время выхода на режим ДСН. Для ДСН время работы системы воспламенения составляет 0,01 – 0,03 с, при этом давление возрастает от 1 до 20 – 30 МПа. Отметим, что время выхода на стационарный режим крупногабаритных РДТТ составляет 0,5 – 2 с и давление возрастает до 5 МПа.

Система воспламенения в ДСН выполняется по двум схемам. По прямой схеме воспламенитель располагается в зоне переднего днища камеры сгорания ДСН. Продукты сгорания воспламенителя движутся по направлению к соплу. Направленный поток высокотемпературных продуктов сгорания омывает большую часть поверхности топлива. Это способствует интенсивному прогреву поверхности топлива и быстрому его зажжению.

При обратной схеме воспламенитель располагается в сопловой части камеры сгорания ДСН. Продукты сгорания состава воспламенителя распространяются по свободному объему камеры

сгорания переднего днища двигателя. При этом холодный газ, находившийся в двигателе, сжимается в передней части двигателя, экранируя часть поверхности заряда от воздействия продуктов сгорания воспламенителя. Происходит одновременно заполнение камеры сгорания и истечение через нее продуктов сгорания. Поэтому прямая схема является более предпочтительной с точки зрения обеспечения надежности зажигания и минимально возможного времени выхода на режим.

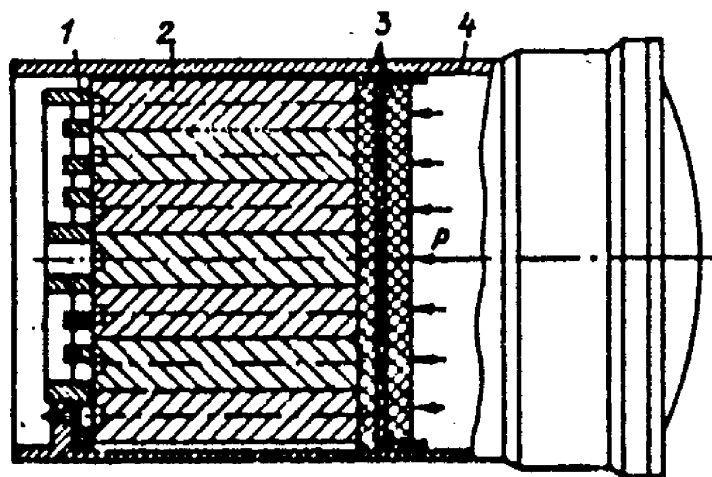


Рис. 13. Схема испытаний диафрагмы:
1 - диафрагма; 2 - имитатор заряда;
3 - уплотнение; 4 - имитатор камеры сгорания

При проектировании системы воспламенения необходимо выбрать инициатор. Он представляет собой устройство, преобразующее электрический или механический сигнал системы управления в тепловое воздействие продуктов сгорания иницирующего заряда. В табл. 4 представлены характеристики инициаторов, применяемые в ДСН. При выборе величины навески усилительного заряда необходимо, чтобы подводимая энергия потока продуктов сгорания была достаточной для надежного зажигания, но не разрушала тонкосводные шашки заряда. Для ДСН с малым значением импульса излишне мощный инициатор приводит к увеличению разбросов характеристик.

Инициаторы, представленные в табл. 4, выполнены как срабатывающие от электрического сигнала, так и от механического импульса. Инициаторы типа ЭВ-ЗД-7 выполнены с замедлением срабатывания.

Герметизация стыка инициатора и корпуса ДСН осуществляется с помощью металлических прокладок или герметиков.

Т а б л и ц а 4

Характеристики инициаторов

Инициатор	Тип заде- йст- вова- ния	Посадоч- ный диа- метр, мм	Длина, мм	Тип электриче- ского разъема	Общая масса, г	Масса уси- лительного заряда, г	Особенности конструкции
1	2	3	4	5	6	7	8
ЭВН-9	Электриче- ский сигнал	M10x1	15	2 провода L = 400 мм	30	0,16	
ЭВН-8	То же	M16x1	25	4 провода L = 400 мм	50	0,2	
ЭВН-7	-"-	M12x1	25	РС-4	20	0,16	
ЭВН-12	-"-	M12x1	28	-"-	20	0,22 - 0,25	2 модификации
ЭВН-19	-"-	M12x1	30	-"-	30	0,3 - 0,7	3 модификации
ЦП-4	-"-	M22x1,5	50	PM-14	75	0,55 - 1,9	5 модификаций
УЛН2	-"-	M20x1	40	-"-	60	0,45 - 1,4	4 модификации
УЛН3	-"-	M22x1,5	45	-"-	70	0,5 - 1,7	4 модификации

Окончание табл. 4

1	2	3	4	5	6	7	8
ЭВ-БД-7	-'-	М12х1	52-72	РС-4	25	0,25	15 модификаций, обеспечивают время задержки срабатывания от 0,5 до 15 с
ЭВ	-'-	М14х1	26	2 провода $L = 200$	40	0,3	
МРКЗ	Механический с капсуль-детонатором	М12х1	75	-	50	0,25	Необходимо устройство выдерживания предохранительной чеки
МД	-'-	М22х1	40	-	80	0,2	Совмещен с воспламенительным соотавом $\omega_g = 3г$. Необходим ударный механизм для за- действия

Устройства, формирующие и направляющие поток продуктов сгорания инициатора, соединяют полость гнезда инициатора с полостью воспламенителя. Эти устройства представляют собой трубки или каналы различной конфигурации. Внутренний диаметр 3 – 10 мм при длине 10 – 200 мм. При проектировании каналов следует обеспечивать минимальное сопротивление. Для этого длина канала должна быть минимально возможной, повороты плавными, изменение диаметра бесступенчатым (рис. 14, а). Перед воспламенителем необходимо предусмотреть зазор или перепускные каналы (рис. 14, в), через которые может вытесняться воздух. Отсутствие этих элементов может привести к значительному ослаблению воздействия инициатора на воспламенитель.

При установке на ДСН нескольких одновременно действующих инициаторов каналы их либо смещают, либо выполняются

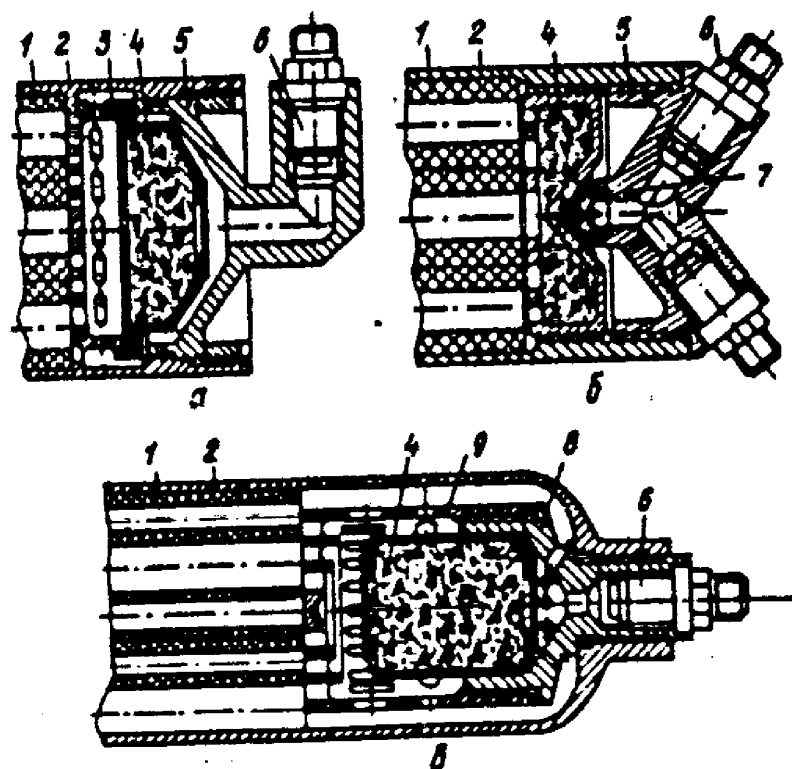


Рис. 14. Узлы воспламенения:

- а – воспламенитель с разрушаемым футляром;
- б – воспламенитель с неразрушаемым футляром;
- в – воспламенитель с раскрывающимся футляром и решеткой-улавливателем;
- 1 – заряд;
- 2 – камера;
- 3 – опорная решетка;
- 4 – воспламенитель;
- 5 – крышка;
- 6 – инициатор;
- 7 – рассекаль;
- 8 – держатель;
- 9 – улавливатель

под углом (рис. 14, б). В этом случае для предотвращения разрушения узлов крепления воспламенителя и шашек заряда необходимо ослабить поток. Для этого достаточно увеличить зазор между корпусом воспламенителя и срезом канала. При мощном потоке на конце трубки необходимо предусмотреть конический насадок или рассекаТЕЛЬ (см. рис. 14, б, в).

Воспламенитель представляет собой футляр, содержащий пиротехнический состав. Состав, помещенный в воспламенитель, должен легко воспламеняться и обеспечивать самоподдерживающуюся реакцию горения с высоким экзотермическим эффектом. Выбор воспламенительного состава зависит от требований к воспламенителю и условий эксплуатации. Для воспламенителей ДСН, в основном, используются крупнодисперсные составы с размерами гранул 0,5 – 1,5 мм и плотностью $(1,6 - 1,75) \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$. При выборе состава необходимо учитывать, что для зажигания заряда частицы состава должны достичь поверхности заряда. Применение мелкодисперсных зарядов ограничено, так как быстрая воспламеняемость и высокая скорость горения таких составов приводит к увеличению пиковых значений давления в момент воспламенения. Наибольшее распространение в ДСН получили дымные ружейные пороха различной гранулированности [25]. К ним относятся пороха ДРП и КЗДП. Достоинством таких составов является их легкая воспламеняемость ($T_0 = 460 \text{ К}$) и устойчивое горение при низких давлениях. Недостаток – низкая калорийность и невысокая температура горения. Эксплуатационные свойства этих порохов удовлетворяют предъявляемым к ДСН требованиям.

Оценка массы воспламенителя на ранних этапах проектирования производится по двум упрощенным методикам [2, 5 – 7]. В одной из методик учитывается свободный объем $W_{св}$ ДСН. Масса состава воспламенителя в этом случае

$$\omega_{II} = 0,22 W_{св}^{0,766}.$$

По другой методике учитывается начальная площадь поверхности горения заряда $S_{нач}$.

По данным лабораторных исследований для воспламенения 1 см^2 поверхности заряда необходимо затратить 17 – 33 Дж. Общее количество теплоты $Q_x = (17+33) S_{нач}$.

Тогда

$$\omega_{II} = \frac{(17 + 33) S_{нач}}{Q_x},$$

где Q_x – теплота сгорания пиротехнического состава.

Для состава ДРП- $Q_{\text{ж}} \approx 2500$ Дж/г, для КЗДП- $Q_{\text{ж}} \approx 2980$ Дж/г.

В реальных ДСН масса $\omega_{\text{ж}}$ существенно зависит от конструктивных факторов. К ним относятся: конструктивные особенности корпуса, конструкция заряда, форма решеток и узлов крепления воспламенителей, расположение воспламенителя относительно инициатора и сопла. Поэтому предварительно выбранная масса воспламенителя уточняется на основании экспериментов. Огневые стендовые испытания (ОСИ) подтверждается правильность выбранной массы. При этом проверяется работа двигателя при увеличенной и уменьшенной на 10 - 20% массе воспламенителя.

В табл. 5 приведены теоретические и экспериментальные значения массы воспламенителя для некоторых ДСН. Масса воспламенителя, определенная экспериментальным путем, находится в пределах $\omega_{\text{ДЗ}} > \omega_{\text{ж}} > \omega_{\text{ДТ}}$ для ТД и ДЗ. Для ДО $\omega_{\text{ж}}$ значительно отличается из-за малых габаритных размеров корпуса.

Футляры, в которых размещается навеска воспламенителя, выполняются разрушаемыми и неразрушаемыми. Разрушаемые футляры изготавливаются в основном из мягкого алюминиевого листа толщиной 0,3 - 0,5 мм. Находят применение футляры из оргстекла, полиэтилен-терефталатной пленки, миткалевого полотна. Для обеспечения надежного зажжения воспламенительного состава стенку против канала или трубки выполняют ослабленной. Для этого делается местное утонение или выполняются отверстия, заклеенные перкалем. Равномерность зажжения заряда обеспечивается тем, что футляр должен разворачиваться или прогибаться, направляя частицы по периметру заряда (а.с. 120031). В некоторых случаях для этого предусматриваются специальные направляющие в передней опорной решетке или улавливатели (а.с. 242602).

Узел инициирования в зависимости от конструктивных особенностей располагают в донной или сопловой части ДСН. Он может быть компактным или разделенным. Такое разнообразие конструктивных исполнений объясняется сложностью размещения двигателей на изделии, компактностью монтажа, затрудненностью доступа к средствам инициирования и вопросам техники безопасности.

Проектирование заряда. Проектирование заряда твердого топлива выполняется специализированной организацией в соответствии с техническим заданием организации-разработчика двигателя.

В работе [27] обобщен методический подход и экспериментальный материал по проектированию твердотопливных двигателей и зарядов твердого топлива, накопленный в процессе проведения большого числа исследований и многолетней практики проектирования.

Масса воспламенителей ДСН

ДСН	Масса заряда, кг	$S_{\text{нзв.}} \cdot 10^{-2}$	$W_{10} \cdot 10^{-3}$	Теоретическая, г		Экспериментальная ω_B , г
				ω_{B1}	ω_{B2}	
ТД	4,5-5,5	1,2-1,4	11-13	110-129	156-176	130
	2-2,5	0,7-0,9	4,8-5,4	65-83	87-95	50
	0,8-1,2	0,26-0,3	2,1-3	24-28	45-60	30
	0,5-0,6	0,093-0,15	1,1-1,8	8,5-13,8	32-40	14
ДЗ	0,25-0,35	0,065-0,075	1,2-1,4	6-7	32-36	20
	0,1-0,15	0,029-0,035	0,4-0,5	2,6-3,5	15-18	15
	0,05-0,7	0,012-0,014	0,15-0,25	1,1-1,3	7,6-11,8	4
ДК	0,3-0,45	0,38-0,41	1,3-1,5	35-38	35-38	13
	0,15-0,22	0,19-0,21	0,2-0,8	17-19	22-25	8
	0,1-0,13	0,08-0,12	0,35-0,45	7,5-11	14-16	4-5
	0,05-0,07	0,035-0,05	0,22-0,26	3,2-5	10-11	2,5-3

Системный подход при разработке заряда предполагает комплексный учет и оптимизацию множества параметров [27]. Заряды твердого топлива являются важной составной частью двигателей. Их проектирование и разработку необходимо производить с учетом функциональных и конструктивных связей между всеми составными частями двигателя. Неучет любого из факторов не позволяет получить наивыгоднейшей целевой характеристики двигателя.

В данном случае выходными параметрами ДСН являются: полный импульс, время работы и полная масса (включая элементы крепления). Они определяются как соотношения компоновки на ступени, так и внутрибаллистическими параметрами двигателя: максимальным и средним давлением в камере, температурой продуктов сгорания, давлением на срезе сопла, массовым расходом продуктов сгорания, тягой, потерями удельного импульса, конструкцией и размерами заряда, свойствами топлива (удельным импульсом и его разбросом, газовой постоянной продуктов сгорания, законом скорости горения, механическими характеристиками, физико-химической стабильностью, устойчивостью к действию эксплуатационных нагрузок, и т.п.).

Свойства топлива во многом определяют конструкцию заряда, корпуса и соплового блока. Практика показала, что для ДСН с учетом всех перечисленных факторов наиболее широкое применение нашли вкладные одно- и многоспассечные заряды цилиндрической формы из баллистического твердого топлива (полный импульс 1-15 кН·с при времени работы 0,06-0,6 с). Это обусловлено малым временем работы ДСН (отсюда малый свод), технологичностью производства таких зарядов, включая вопросы технологии прессования, контроля качества, технологии снаряжения двигателей, испытаний и приемки готовой продукции, физической и химической стабильности баллистических топлив. Проектные расчеты показали, что в указанной области параметров смесевые топлива не дают ощутимых преимуществ.

На ранних этапах проектирования иногда выдвигают несколько альтернативных вариантов заряда из различных рецептур.

В задачу проектирования на этом этапе входит учет специфических особенностей эксплуатации двигателя и заряда, что позволяет выбрать рецептуру, наиболее полно отвечающую поставленным требованиям. Математическое моделирование и машинное проектирование находят себе применение на более поздних этапах при уточнении характеристик выбранного варианта заряда. Общая методика проектирования изложена в работах [2, 4, 27, 28].

Основные положения этой методики, включая выбор рецептуры топлива, обоснование и проектирование формы заряда достаточно разработаны и широко применяются в практике.

2.3. РАСЧЕТЫ, ВЫПОЛНЯЕМЫЕ В ОБОСНОВАНИЕ ВЫХОДНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДСН

Расчеты, выполняемые в обоснование характеристик производятся в соответствии с СТП АВС-50.4.24-78. В результате этих расчетов должны быть обоснованы параметры корпуса двигателя, заряда твердого топлива, теплозащитных покрытий, соплового блока.

К основным характеристикам относятся:

- массовые характеристики;
- геометрические характеристики;
- давление в камере сгорания;
- время работы двигателя;
- импульс силы.

В соответствии с перечисленными целевыми назначениями расчетов проводятся газодинамические расчеты, расчеты прочности, внутриваллистрические расчеты.

Обоснование выбора заряда. При выборе рациональных параметров заряда ДСН необходимо удовлетворить двум противоречивым требованиям, а именно, получению максимально возможного импульса при ограничении времени. Увеличение импульса при выбранном числе шашек может быть достигнуто за счет увеличения толщины свода. Уменьшение времени работы достигается за счет уменьшения свода.

Для ДСН применяются равносводные заряды из одноканальных цилиндрических шашек. Суммарный импульс тяги двигателя с таким зарядом

$$I = I_1 F_z L_z \gamma_T, \quad (2.15)$$

где I_1 — удельный импульс; F_z — площадь поперечного сечения заряда; L_z — длина заряда; γ_T — плотность топлива.

Для многошашечных зарядов

$$F_z = F_z(e), \quad (2.16)$$

где e — толщина свода заряда;

$$I = I_1 m_T; \quad m_T = 2\pi N_w \gamma_T d_{cp} e, \quad d_{cp} = d_{HCB} - 2e; \quad d_{HCB} = K_{HCB} D_{KB},$$

где m_f — масса топлива; d_{cp} , $d_{нар}$ — средний и наружный диаметры шашки.

Из формул (2.15), (2.16) следует:

$$F_3 = 2F_{max} \frac{e}{e_{max}} \left(1 - \frac{e}{2e_{max}} \right), \quad (2.17)$$

где площадь поперечного сечения заряда

$$F_{max} = N_{ш} \frac{\pi (K_{нш} D_{к\delta})^2}{4}$$

соответствует максимальной толщине свода $e_{max} = K_{нш} D_{к\delta} / 4$.

Толщина свода заряда и время работы ДСН связаны приближенным соотношением

$$e \approx u\tau. \quad (2.18)$$

Подставляя выражения (2.17) и (2.18) в (2.15), получим зависимость импульса ДСН от времени его работы

$$I = 2l_1 L_3 \tau_1 F_{max} \frac{u\tau}{e_{max}} \left(1 - \frac{u\tau}{2e_{max}} \right). \quad (2.19)$$

Построение множества "эффективных" решений проводится для каждой рассматриваемой формы заряда (числа шашек).

Для построения множества "эффективных" решений выражение (2.19) необходимо привести к безразмерному виду, вводя масштабы для импульса и времени. В качестве масштаба длины целесообразно взять диаметр камеры двигателя $D_{к\delta}$ и выразить максимальную толщину свода заряда e_{max} через $D_{к\delta}$.

После подстановки значений e_{max} и F_{max} в формулу (2.19) получим

$$\bar{I} = N_{ш} \tau (K_{нш} - 2\bar{\tau}); \quad I = \bar{I} I_K; \quad \tau = \bar{\tau} \tau_K;$$

$$I_K = 2\pi l_1 D_{к\delta}^2 L_3 \tau_1; \quad \tau_K = \frac{D_{к\delta}}{u},$$

где I_K , τ_K — характерные масштабы для импульса и времени.

Для ДСН в качестве ограничивающего параметра целесообразно использовать критерий Победоносцева

$$\alpha = \frac{S_{exp}}{F_{exp}} \leq \alpha_{пор},$$

где $S_{гор}$ – площадь поверхности горения заряда; $\bar{x}_{пор}$ – пороговое значение критерия Победоносцева.

Для многоступенчатых зарядов ограничение на критерий $\bar{x}$:

$$\frac{4L_3}{d_{3H}} \leq \bar{x}_{пор}; \quad d_{3H} = K_{нш} D_K - 4e.$$

С учетом ограничений получим зависимость импульса от времени работы в безразмерном виде:

$$\bar{I} = \begin{cases} N_{ш} \tau (K_{нш} - 2\bar{x}) & \text{при } \bar{x} < \left(\frac{K_{нш}}{4} - \varphi \right); \\ 0 & \text{при } \bar{x} \geq \left(\frac{K_{нш}}{4} - \varphi \right); \\ \varphi = \frac{L_3}{D_K \bar{x}_{пор}} \end{cases} \quad (2.20)$$

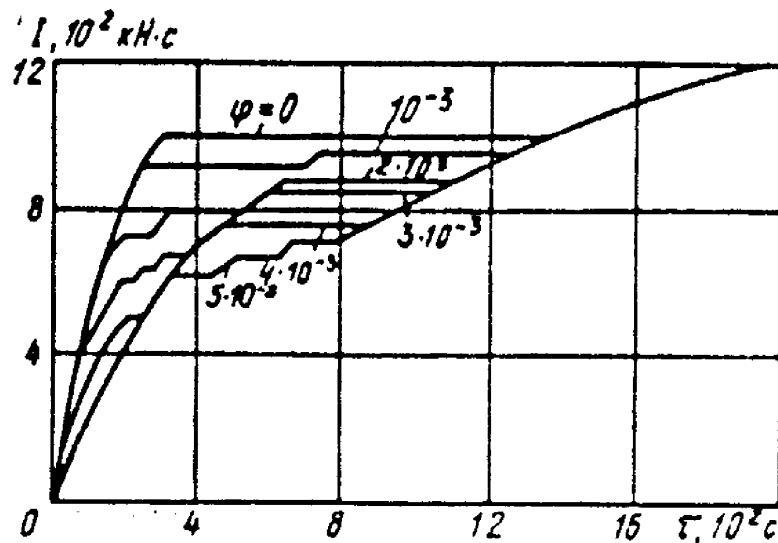


Рис. 15. Номограмма для выбора параметров заряда

Рассматривая несколько значений числа ступенек $N_{ш}$, можно получить верхнюю по импульсу и нижнюю по времени работы границу зависимости (2.20). Полученное расчетом на ЭВМ множество "эффективных" решений является функцией двух параметров

$$\bar{I}_{мкл} = f(\bar{\tau}, \varphi).$$

На рис. 15 приведены зависимости для некоторых значений φ .

При проектировании заряда по номограмме определяется значение $I \bar{r}$ при фиксированных значениях N_m . Далее, применительно к каждому случаю определяются значения I и u . При этом выбираются значения, которые могут обеспечить существующие рецептуры топлива.

После выбора рецептуры топлива, числа шашек и их геометрических размеров необходимо провести проверочный расчет параметров. Проверочный расчет выполняется по методикам, изложенным в работах [2, 4, 28]. Причем наиболее трудоемкие расчеты, включая расчет термодинамических параметров, расчет внутрибаллистических параметров с учетом движения газов в камере, проводятся с использованием ЭВМ. Особенностью ДСН является сравнительно малое время работы, при котором учет тепловых потерь не проводится. Расчет порохового заряда при работе ДСН проводится по методике [28].

Прочностные расчеты элементов конструкции. Малое время работы ДСН позволяет проводить расчеты на прочность в первом приближении без учета влияния температуры. Для доказательства этого положения проведены специальные эксперименты.

Камера ДСН представляет собой тонкостенную цилиндрическую оболочку, нагруженную внутренним давлением. Напряжения от давления в такой оболочке

$$\sigma_1 = \frac{p_{max} D_{cp}}{2\delta_{min}},$$

где p_{max} — максимально допустимое внутреннее давление; D_{cp} — средний диаметр оболочки; δ_{min} — минимальная толщина стенки оболочки.

Напряжение от изгиба за счет сварного шва

$$\sigma_2 = \frac{\delta M_2}{J^2},$$

где $M_2 = 0,5 \sigma \delta \Delta$ — интенсивность момента от нависания свариваемых кромок; Δ — величина нависания.

Суммарное напряжение в цилиндрической оболочке составит

$$\sigma = \sigma_1 + \sigma_2.$$

Расчет фланца проводится в двух сечениях по методике [29]. Нагрузкой для расчета фланцевого соединения является осевая сила P , обусловленная внутренним давлением. Она создает в

первом сечении напряжение изгиба

$$\sigma_{из} = \frac{M}{W},$$

где $M = Pl = \frac{\pi}{4} D^2 p l$ – момент изгиба; l – плечо изгиба; $W = \frac{\pi}{6} D \delta^2$ – момент сопротивления расчетного сечения,

Во втором сечении напряжение определяется изгибом и растяжением

$$\sigma_{II} = \sigma_{из} + \sigma_{раст}.$$

Резьбовые соединения рассчитываются с учетом проникновения части внутреннего давления в резьбу. Окружные напряжения в надрезьбовой части составляют:

$$\sigma_{rr} = 2,04 \frac{q_r D}{2\delta},$$

где $q_r = \frac{p \lg 30}{\pi D_r L_r} + K_1 p$ – максимальное внутреннее давление с учетом проникновения газов в резьбу; L_r – длина резьбы; $K_1 = 0,1+1,0$ – коэффициент, характеризующий степень проникновения давления в резьбу.

Напряжение среза витков резьбы определяется по формуле:

$$\tau = \frac{p}{\pi D_r K_M L_r K_1},$$

где K_M, K_1 – коэффициенты.

Крышка представляет собой тонкостенную сферическую оболочку с отверстием. Напряжения в зоне краевого эффекта центрального отверстия определяются по методике [30]

$$\sigma_{\delta M} = \frac{pR}{2\delta},$$

где R – радиус оболочки; δ – толщина стенки сферы.

Суммарное напряжение в зоне краевого эффекта центрального отверстия

$$\sigma_{кр} = \sigma_{тр} + \sigma_{\delta r},$$

где $\sigma_{тр} = K_1 \sigma_{\delta M}$ – мембранные напряжения; $\sigma_{\delta r} = K_2 \sigma_{\delta M}$ – изгибные напряжения; K_1, K_2 – коэффициенты концентрации мембранных и максимальных изгибных напряжений на контуре крутового отверстия, подкрепленного кольцом жесткости.

Раструб представляет собой усеченную коническую оболочку с небольшим углом раствора. Давление в критическом сечении $p = 0,6 p_{max}$. На раструб в корневом сечении действует изгибающий момент и осевая сила. Поэтому расчет проводится на определение напряжений и потерю устойчивости оболочек

$$\sigma_{kp} = 0,18 \frac{Eh}{R}.$$

Расчет нагрузки на диафрагму проводится по методике, изложенной в работе [1, 3].

Расчет несущей способности диафрагмы проводится по формуле:

$$R_{df} = \frac{4\delta\alpha k\sigma_d W}{R y_c},$$

где α – угол сектора диафрагмы в радианах; k – коэффициент; σ_d – допустимое напряжение материала диафрагмы; $W = (\delta h^2)/2$ – момент сопротивления сечения; δ, h – толщина и высота колок; $y_c = 2/3 r \sin \alpha$ – центр тяжести сектора диафрагмы.

Все перечисленные расчеты проводятся для случая "холодной стенки". По данным работы [22] при изменении температуры корпуса от 100 до 300°C для большинства сталей, применяемых для корпусов ДСН, временное сопротивление σ_d уменьшено в 1,4 – 1,6 раза. Это требует либо увеличения толщины стенки корпуса ДСН в 1,5 – 2 раза по сравнению с толщиной стенок, определенной без учета нагрева, либо применения тепловой защиты. В то же время результаты "холодных" – гидравлических и "горячих" – ОСН, представленные в табл. 6, показывают, что давления разрушения корпусов ДСН близки друг другу [31]. Назначение допустимых напряжений с учетом температуры стенки корпуса, рассчитанной к концу работы ДСН, дает слишком большие запасы прочности и значительно ухудшает массовый показатель ДСН.

Как показали расчеты на ЭВМ [31] с учетом экспериментальной зависимости давление – время при температуре газов $T \approx 2400^\circ\text{C}$, температура внутренних слоев стенки достигает к концу работы двигателя ($\tau = 0,2$ с) $T \approx 1000^\circ\text{C}$. В то же время зависимость давление – время имеет в большинстве случаев депрессивный характер с максимумом p в момент выхода на режим ($\tau_{d_{max}} = 0,01 \div 0,03$ с). В момент достижения максимального давления стенка корпуса прогрета всего на 20 – 30% толщины, а при окончании работы, когда стенка прогрета более существенно,

венно, давление в среднем на 20 – 40% ниже максимального. При проведении экспериментов с ДСН приходилось наблюдать как металл тонкостенного корпуса начинает прогреваться спустя некоторое время после окончания работы двигателя.

Т а б л и ц а 6

Давление разрушения корпусов ДСН при "холодных" и "горячих" испытаниях

Номер ДСН	Материал корпуса	"Холодные"		"Горячие"	
		$P_{раз}, \text{МПа}$	N	$P_{раз}, \text{МПа}$	N
1	12X18H9T	40-46	5	45,6	1
2	-	68-72	10	69-70	4
3	СП-28	26-38	5	33-35	3
4	30ХГСА	38-42	7	38,5-41,5	3
5	СП-28	36-40	3	37	1

Указанное обстоятельство породило ложное представление, что в процессе ОСИ двигатель остается "холодным". В действительности поскольку после окончания работы двигателя никаких источников для его нагрева не существует, теплота, запасенная во внутренних слоях стенки корпуса, передается наружным слоям путем теплопередачи и температура по толщине стенки выравнивается. Таким образом, равномерный прогрев корпуса происходит после окончания работы двигателя. Методика определения толщины стенки корпуса ДСН с учетом такого нестационарного нагрева разработана недостаточно и поэтому проведены две серии специальных экспериментов, подтверждающих работоспособность ДСН в условиях кратковременного нагрева [31].

В первой серии испытаний оценивалось влияние расхода продуктов сгорания и толщины стенки газоходов. Испытания показали, что во всех испытаниях при максимальных давлениях, зафиксированных при выходе двигателя на режим, разрушение газоходов не происходит. Разрушение газоходов с толщиной стенки $\delta = 0,5 \text{ мм}$ происходит при 50 – 60% времени работы двигателя,

когда температура внутренней поверхности стенки составляет $T = 750 \pm 800^\circ \text{C}$.

Для оценки влияния времени работы двигателя на работоспособность корпуса проведена вторая серия испытаний. Для этой цели создана экспериментальная установка (рис. 16), позволяющая производить при ОСИ разрушения корпуса, а также воздействовать на него несколькими кратковременными реальными тепловыми потоками и механическими нагрузками. В экспериментальной установке через переходник 3 соединялись три камеры сгорания. Крайние камеры изолировались от центральной с помощью стального поршня 5, установленного на герметике в переходнике. Крышка с помощью приваренных к ней газоходов 2 соединяется через шипельное соединение с сопловыми блоками 4. Каждая камера снаряжалась зарядом ТТ марки БНС с расчетной термодинамической температурой сгорания 2460°C . Характеристики установки: число камер сгорания – 3; время работы одной камеры – 0,2 с; масса заряда, размещаемая в одной камере сгорания, – 0,32 кг; расчетное максимальное давление при работе одной камеры – 15 МПа; расчетная скорость продуктов сгорания в газоходе – 170 м/с.

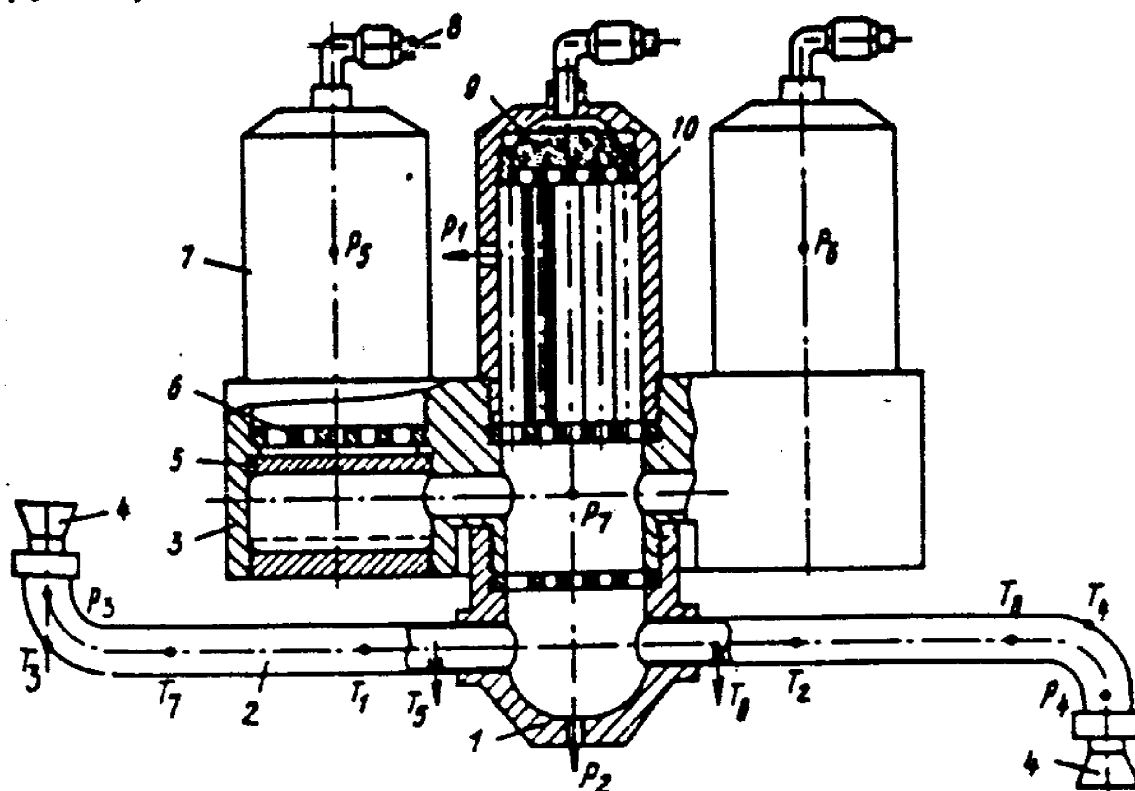


Рис. 16. Установка для испытания узлов ДСН:

1 – крышка; 2 – газопровод; 3 – переходник; 4 – сопловой блок; 5 – поршень; 6 – диафрагма; 7 – камера; 8 – инициатор; 9 – воспламенитель; 10 – заряд

Всего на установке проведено 6 испытаний. Анализ ОСИ двух серий испытаний показал (а.с. 138076), что в пяти случаях зафиксировано разрушение газохода, в одном случае – камеры. Сравнение толщины стенок газоходов в местах разрушения до и после ОСИ показывает, что выгорания материалов не происходит, и толщина находится в пределах требований на изготовление стандартных труб. Для этих случаев рассчитано суммарное напряжение σ_{Σ} , возникающее в стенке от действия давления и градиента температуры. Согласно работе [29]

$$\sigma_{\Sigma} = \frac{P_{раз} D_{нар}}{2\delta} + \frac{\alpha E \Delta T}{2(1-\mu)},$$

где $P_{раз}$ – давление разрушения; $D_{нар}$ – наружный диаметр цилиндра в сечении разрушения; α – ТКЛР; E – модуль упругости; ΔT – градиент температуры; μ – коэффициент Пуассона.

Т а б л и ц а 7

Данные экспериментов и результаты расчета

Номер ДСН	Число опытов	Давление разрушения корпуса $P_{раз}$, МПа	Размеры сечения разрушения, мм		Температура стенки, °С		Напряжения, МПа	
			$D_{нар}$	δ	ΔT	$T_{ср}$	σ_{Σ}	$[\sigma_{\Sigma}]$
1	4	23,6	25	0,9	240	500	764	450
1	5	14,3	25	0,9	80	660	312	280
1	6	35,7	65	1,0	30	100	1712	160
2	3	8,5	10	0,5	100	790	208	180
2	4	9,8	10	0,5	100	790	221	180
2	5	13,8	10	0,5	100	790	261	180

Исходные данные и результаты расчета приведены в табл.7. В ней же приведены допускаемые напряжения $[\sigma_{\Sigma}]$ для средней по толщине стенки температуры, полученные для длительно нагретого материала в соответствии с работой [30]. Сравнение σ_{Σ} и $[\sigma_{\Sigma}]$ показывает, что во всех случаях σ_{Σ} значительно

больше [62]. Такое положение не объясняет линейная стационарная теория. Объяснение этого факта необходимо базировать на том, что при временах работы ДСН 0,1 – 0,2 с материал теплонапряженных узлов корпуса не успевает претерпеть изменения в своей структуре по всей толщине, приводящей к снижению прочности до уровня, получаемого при длительном нагреве материала. Представляется телесообразным проведение исследований прочностных свойств материалов при кратковременном температурном воздействии с различными скоростями нагрева и сравнение их между собой. Проведенные эксперименты показывают, что для расчета корпуса ДСН на прочность при времени его работы $t \leq 0,2$ с допустимо использовать механические характеристики сталей, полученные при температуре 100 °С.

Газодинамические расчеты, выполняемые в обоснование принятых решений, применительно к ДСН, Согласно работе [3] потери удельного импульса в сопле обусловлены отклонением действительных параметров продуктов сгорания в сопле от идеальных, соответствующих равновесному одномерному потоку:

$$\zeta_c = \zeta_p + \zeta_{тр} + \zeta_H + \zeta_f + \zeta_{пр},$$

где ζ_p – потери из-за рассеяния; $\zeta_{тр}$ – из-за трения; ζ_H – из-за химической неравновесности; ζ_f – из-за многофазности; $\zeta_{пр}$ – прочие потери.

Для конических сопел с углом раствора $2\theta_a = 20 \div 30^\circ$ потери из-за рассеяния оцениваются на основе модели радиального течения

$$\zeta_p = \sin^2 \frac{\theta_a^2}{2},$$

По данным работы [2] эти потери составляют:

θ_a		10°	15°	20°
ζ_p		0,008	0,017	0,030

При тех рецептурах твердых топлив, которые рекомендуются для ДСН, потерями из-за многофазности ζ_f и химической неравновесности ζ_H можно пренебречь. В реализованных конструкциях ДСН $2\theta_a = 18 \div 36^\circ$ для ТД стартовых и высотных ступеней; $2\theta_a = 18 \div 30^\circ$ для прочих ДСН.

Как указывалось ранее, многие ДСН комплектуются соплом с косым срезом. В этом случае появляется дополнительная боко-

вая составляющая, R_y , определяемая по формуле [3]

$$\frac{R_y}{R_\infty} \approx \frac{\operatorname{tg} \alpha}{(1 + k M_a^2)(1 - \operatorname{tg}^2 \theta_a \operatorname{tg}^2 \alpha)^{3/2}},$$

где α — угол между осью сопла и плоскостью косого среза;

M_a — число Маха на срезе сопла.

У ДСН, предназначенных для закрутки ББ, необходимо учитывать потери в газопроводе, подводящем газы к соплам двигателя. Учет потерь осуществляется в соответствии с данными работы [10], согласно которой число M_a потока возрастает по длине трубы при соответствующем падении давления, если труба расположена перед критическим сечением. Число M_{a_2} в непосредственной близости от критического сечения сопла определяется выбором диаметра трубопровода D_{mp} , при этом массовый расход связан с давлением p_2 соотношением

$$\frac{m}{F_{kp}} = \frac{p_2}{d_{kp}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{a_2}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} < \frac{p_k}{d_{kp}},$$

где F_{kp} — площадь критического сечения сопла; p_2, M_{a_2} — параметры газа в конце газопровода перед критическим сечением; p_k — давление в камере.

Поэтому, если не увеличивать площадь критического сечения сопла, введение газопровода приведет к повышению давления в камере и соответствующему уменьшению времени работы двигателя. С другой стороны, если увеличить площадь критического сечения сопла так, чтобы сохранить неизменным давление в камере и массовый расход, эффективная степень расширения будет меньше, чем без газопровода. Это приведет к некоторому снижению коэффициента тяги и для получения оптимального расширения необходимо несколько уменьшить степень уширения сопла.

Согласно работе [10] наличие газопровода даже сравнительно малого диаметра не приводит к потере в единичном импульсе более чем на $\sim 2\%$.

Предсопловой объем, в котором происходит внезапное расширение потока продуктов сгорания топлива, является одним из основных местных сопротивлений в камере [4]. Применение в камере РДТТ диафрагмы создает дополнительное сопротивление дросселирования продуктов сгорания. Потери, вызываемые наличием диафрагмы, зависят от относительной суммарной площади

ее проходного сечения, взаимного расположения проходных сечений диафрагмы заряда и сопел [4].

На диафрагму, таким образом, действует перепад давления, значение которого необходимо для расчета ее на прочность. В работе [1] подробно рассмотрено течение газов в двигателях с трубчатым зарядом всестороннего горения, удерживаемым с помощью сопловой решетки. Сила, действующая на диафрагму

$$R_{df} = (p - p_{сж})(F_{кам} - F_{сж}) = p \left[1 - \frac{\pi(\lambda_{сж})}{f(\lambda_{сж})} \right] (F_{кам} - F_{сж}),$$

где $F_{кам} = S_{тор} + F$ — площадь поперечного сечения камеры ДСН; $S_{тор}$ — площадь торца заряда; F — площадь свободного прохода газа; $F_{сж}$ — площадь проходного сечения в зоне сжатия потока; $\pi(\lambda_{сж})$, $f(\lambda_{сж})$ — газодинамические функции.

В работе [1] отмечено, что с уменьшением $F_{сж}/F$ существенно возрастает газодинамическая нагрузка на диафрагму R . Например, R увеличивается в 1,5; 2; 3 раза (по сравнению со значением при $F_{сж}/F = 1$) при уменьшении $F_{сж}/F$ до 0,8; 0,7; 0,6 соответственно. При отсутствии выступов сопловой решетки, погруженных в газовый поток, $F/F_{сж}$ формула для определения R_{df} существенно упрощается

$$R_{df} = p S_{тор} [1 - r(\lambda_{сж})].$$

Для минимизации потерь в дозвуковой части сопла необходимо обеспечить безотрывное течение так, чтобы в критическом сечении было равномерное поле скоростей. Контур дозвуковой части сопла, при котором поверхность критической скорости в горле сопла можно считать плоской, строится по формуле Витшинского [2,4]. По соображениям компоновки, особенно на высотной ступени, длина ДСН должна быть минимальной. Поэтому проектирование входной части в соответствии с рекомендациями формулы Витшинского, которые предусматривают большую длину дозвуковой части, не представляется возможным. При проектировании ДСН входная часть выполняется сферической, а сопряжение сферы с критическим сечением выполняется коническим (из технологических соображений). Угол входного конуса выполняется $\beta = 30+50^\circ$.

Многообразие конструктивных решений сопловых блоков, реализованных в ДСН, не позволяет дать единых рекомендаций по их профилированию. Однако, как показали эксперименты, расчетное значение потерь импульса удовлетворительно согласуется с результатами экспериментов.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ДСН

3.1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ДСН И ВИДЫ ИСПЫТАНИЯ

Общие положения как теоретического, так и практического плана по экспериментальной отработке крупногабаритных РДТТ для БР достаточно отражены в литературе [32-36, 27]. Однако вопросы отработки малогабаритных ДСН практически в литературе не освещались.

Учитывая специфику ДСН, необходимо подробнее остановиться на особенностях экспериментальной отработки двигателей этого класса.

Задача экспериментальной отработки ДСН – подтверждение вероятности безотказной его работы и определения практически достоверного интервала изменения контролируемых параметров (давление в камере сгорания, суммарный импульс тяги, время работы, запас прочности).

Экспериментальная отработка ДСН включает в себя, как правило, те же обязательные этапы отработки, что и для маршевых РДТТ, регламентируемых в РК-75. Все методические вопросы экспериментальной отработки находят определение в комплексной программе экспериментальной отработки (КПЭО), которая разрабатывается на основании программы обеспечения надежности (ПОН). КПЭО включает в себя перечень всех вопросов, подлежащих решению в процессе создания ДСН.

Автономные испытания проводятся для определения работоспособности в условиях, близких к натурным, тех элементов конструкции двигателя, которые не имеют отработанных прототипов и работоспособность которых не может быть с достаточной достоверностью подтверждена расчетами. Например, испытание камеры до разрушения, испытание сопла боковой силой, испытания резьбовых соединений, опорных решеток на прочность имитацией перепада давления на них, подтверждение надежности системы воспламенения.

Комплексным испытаниям подвергается двигатель с целью подтверждения выполнения основных требований ТЗ, а также его проверки во взаимодействии с узлами и агрегатами в составе ДУ. Полнота и степень отработанности конструкторской и технологи-

ческой документации, техническая готовность двигателя к летным испытаниям в составе изделия подтверждается также в процессе испытаний.

К комплексным испытаниям двигателя можно отнести, например, ОСИ, подтверждающие получение заданного суммарного импульса, времени выхода на режим и времени работы двигателя при крайних температурах заряда, максимального давления в камере, стойкости теплозащиты, допустимой температуры на поверхностях корпуса.

Для подтверждения работоспособности двигателя в течение всего заданного периода эксплуатации проводятся ускоренные климатические испытания (УКИ) двигателя, в процессе которых искусственно состариваются применяемые в конструкции материалы. Двигатели, выдержавшие УКИ, проходят эксплуатационные испытания (ЭИ), в процессе которых они последовательно подвергаются всем возможным транспортным и полетным вибро- и виброударным перегрузкам. Сокращение цикла ЭИ достигается тем, что заданное время воздействия режимов виброперегрузок уменьшают с учетом допустимой для конструкции перегрузки за счет увеличения частоты и амплитуды виброперегрузок.

В процессе ЭИ проводятся также испытания ДСН на безопасность обращения (падение двигателя с высоты 6-8 м на бетонное или стальное основание не должно приводить к detonации топлива и его зажжению). При условиях соблюдения правил обращения с ДСН это гарантирует безопасность личного состава в процессе работы с двигателем.

Двигатели, прошедшие УКИ и ЭИ, подвергаются ОСИ, при которых подтверждается работоспособность двигателя и выполнение заданных характеристик в течение всего периода эксплуатации. При проведении испытаний применяемые методики и стендовое оборудование должны обеспечивать максимальную имитацию реальных условий эксплуатации и работы двигателей.

Некоторое количество двигателей испытывается в ужесточенных условиях для определения ресурса работоспособности. При этом допускаются отклонения характеристик от заданных. Например, испытания при температурах заряда, превышающих максимальную заданную на 10-20 °С или ниже минимальной на 10-20 °С. ОСИ в барокамере с глубоким разряжением и с разгерметизированным двигателем, которые позволяют проверить работоспособность двигателя в случае разгерметизации его перед срабатыванием в натурных условиях. Такие испытания необходимы для оценки уровня надежности работы двигателя в натурных условиях при возникновении неисправностей.

Завершающим этапом наземной отработки двигателя является проведение межведомственных испытаний или заменяющих их контрольных испытаний. Эти испытания проводятся с целью подтверждения достаточности объема изменений конструкции, необходимость которых была выявлена в процессе отработки двигателя. Из процесса эксплуатационной отработки двигателя особо выделяются испытания опытным хранением. В результате этих испытаний подтверждается работоспособность двигателя в конце эксплуатационного периода с обеспечением заданных характеристик. При этом старение заложенных в конструкцию двигателя материалов в контакте с топливом и окружающей средой происходит в натуральных условиях.

Кроме испытания двигателя на стендовой установке, как правило, проводятся испытания его в составе изделия, в которое двигатель входит. На этих испытаниях проверяются узлы крепления двигателя на изделия, в которое входит двигатель, а также взаимное влияние на функционирование как двигателя, так и элементов ДУ на двигатель.

Объем испытаний на каждом этапе определяется требованиями надежности как к двигателю, так и к его элементам. Для ДСН вероятность безотказной работы (ВБР) должна быть не менее 0,945. Для сравнения укажем, что РДТТ, на который устанавливается ДСН, имеет ВБР $\sim 0,997$. Это примерно на два порядка ниже чем у ДСН. Естественно, что достоверность параметров ДСН должна быть подтверждена большим числом испытаний, чем у маршевых РДТТ.

На основании экспериментов предельное значение контролируемого параметра [37]

$$\lambda_{пред} = \bar{X} \pm Z\sigma,$$

где $\lambda_{пред}$, $\bar{X}$ — соответственно предельное и среднее значения контролируемого параметра; Z — толерантный множитель; σ — среднее квадратическое отклонение.

Значение Z зависит от количества испытаний. Из работы [37] следует, что зависимость Z от числа испытаний N существенно уменьшается в диапазоне $N = 3 \div 7$. При увеличении числа испытаний до 20 Z уменьшается значительно меньше. Поэтому число испытаний ДСН (серия опытов) выбирается равным 7. С учетом того, что стоимость одного испытания ДСН значительно меньше стоимости испытания маршевого РДТТ, такое число испытаний можно считать приемлемым. Практика отработки ДСН показала,

что группа из 7 испытаний при одной температуре является достаточной для подтверждения выполнения требований ПОН на всех этапах отработки, включая экспериментальную отработку, контрольные испытания (КИ) или межведомственные испытания (МВИ). При автономных испытаниях элементов ДСН за счет проведения испытаний в утяжеленных условиях достаточно 2-3 испытания для каждого элемента. Такое же количество зачетных испытаний достаточно и для проверки работоспособности двигателя после воздействия УКИ, ЭИ.

В табл. 8 представлены объекты испытаний, их состав, виды испытаний, цели и задачи испытаний и количество испытываемых двигателей. Эта таблица является укрупненной типовой комплексной программой экспериментальной отработки, в которой обобщен опыт экспериментальной отработки ~ 20 типов ДСН. Она содержит общие рекомендации по видам испытаний. Данные по количеству испытываемых объектов являются ориентировочными и не обязательны для всех типов ДСН. Если во вновь разрабатываемых ДСН используются узлы от ранее отработанных, то нет необходимости проводить испытания этих узлов в полном объеме. Наряду с испытаниями, которым подвергается двигатель в процессе отработки, вводится комплекс испытаний двигателя и его отдельных элемен-

Т а б л и ц а 8

Виды испытания ДСН

Объект испытаний	Вид испытаний	Цель и задачи испытания	N
1	2	3	4
Автономные испытания			
Корпус двигателя	Статические	Проверка прочности корпуса двигателя и его элементов. Определение фактического запаса прочности	3-5
Двигатель	ОСИ	Проверка работоспособности двигателя, предварительное определение ВБХ и ЭХ, подбор воспламенителя, установление и проверка работоспособности ТЗП, определение температуры стенки корпуса. Отладка системы измерений	
			10-20

1	2	3	4
Двигатель	ОСИ	Проверка работоспособности двигателя в расширенном температурном диапазоне при -40°C и 50°C	2; 2
Двигатель	ОСИ	Проверка надежности системы воспламенения	3-7
Двигатель	ОСИ	Проверка работоспособности элементов двигателя (опорная решетка, диафрагма, узлы крепления и др.) при ужесточении нагрузок. Определение ресурса корпуса	2-3
Наземные комплексные испытания			
Двигатель	ОСИ	Определение ВБХ и ЭХ на соответствие требованиям ТЗ	14
Двигатель	ОСИ	Оценка ВБХ и ЭХ на соответствие требованиям ТЗ после проведения УКИ	4
Двигатель	ОСИ	Оценка ВБХ и ЭХ на соответствие требованиям ТЗ после проведения УКИ и ЭИ	4
Межведомственные испытания (контрольные)			
Двигатель	ОСИ	Подтверждение выполнения основных требований ТЗ. Определение технической готовности к ЛИ	14
Летные испытания			
Двигатель	ОСИ	Цели, задачи и количество в соответствии с программой ЛИ	-
Опытное хранение			
Двигатель	ОСИ	Оценка работоспособности и выполнения требований ТЗ после хранения в естественных условиях эксплуатации	10-20

тов в процессе их изготовления. Этот комплекс испытаний включает в себя как традиционные испытания (рентгеноконтроль сварных соединений, магнитное дефектоскопирование, испытания на герметичность и прочность и др.), так и испытания, характерные для конкретных узлов и деталей ДСН. Представляют определенный интерес испытания на прочность диафрагмы (схема испытания диафрагмы имитирует нагрузки, действующие на диафрагму при работе двигателя), а также испытание корпуса двигателя на прочность с имитацией сил, действующих на узлы крепления во время работы двигателя.

3.2. СТЕНДОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Сравнительно малое время работы ДСН при значительной тяге и сравнительно высоком давлении обуславливает необходимость применения массивных стенов с минимально возможной массой подвижных частей. При этом необходимо учитывать, что собственная частота подвижной системы стенов (включая двигатель) не должна совпадать с собственной частотой датчика силы. Поскольку значение импульса для различных ДСН колеблется в широких пределах (от 1 до 10 кН·с), то стендовые установки выполняются разнообразными. Однако применительно к ДСН стенов для их испытания должны удовлетворять следующим требованиям: для ТД требуется регистрировать составляющую тяги, направленную по оси двигательной установки, т.е. под углом к вектору тяги двигателя, направление которого зависит от расположения оси сопла. Двигатель на стендовой установке должен быть закреплен теми же элементами, которыми он крепится в изделии (на ступени, хвостовом отсеке, головной части).

Стендовая установка должна обеспечивать надежную запись тяги в течение времени работы, должна быть удобна в эксплуатации и допускать многократное (до 200-500 опытов) использование.

На рис. 17 представлена конструктивная схема стендовой установки для огневых испытаний ТД. Двигатель 7 крепится на рычаге 5 с помощью переходника 6 таким образом, что ось сопла проходит через ось датчика силы 10. Рычаг крепится к опорной стендовой плите 1 с помощью кронштейна 3 с шарниром 2. Поджим 4 обеспечивает постоянное соприкосновение рычага с датчиком силы.

Установка действует следующим образом. При работе двигателя сила тяги передается через узел крепления и поджимной

рычаг 5 на датчик силы. Давление в двигателе регистрируется с помощью датчиков давления и крешерных приборов 9, которые фиксируют максимальное давление в камере двигателя.

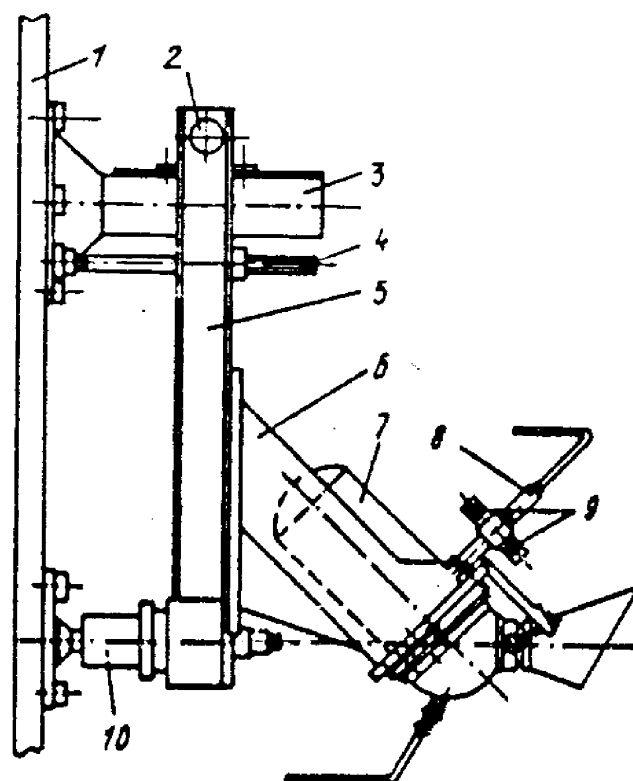


Рис. 17. Стендовая установка для испытания ИД:

1 — опорная стендовая плита; 2 — шарнир; 3 — кронштейн; 4 — поджим; 5 — рычаг; 6 — переходник; 7 — двигатель; 8 — датчик давления; 9 — крешерный прибор; 10 — датчик силы

В настоящее время в связи с применением более совершенных и надежных датчиков давления типа ЛХ-412 крешерные приборы практически не применяются. Стендовая установка проста в изготовлении и надежна в эксплуатации. Ее применяют при регистрации силы, направленной по оси сопла, когда направление силы совпадает с осью датчика. В этом случае значение регистрируемой силы не зависит от плеча рычага (расстояние от шарнира до оси сопла и датчика). Недостаток установки заключается в необходимости строгого совпадения направления действия силы с осью датчика. От этого недостатка свободна стендовая установка, конструктивная схема которой изображена на рис. 18.

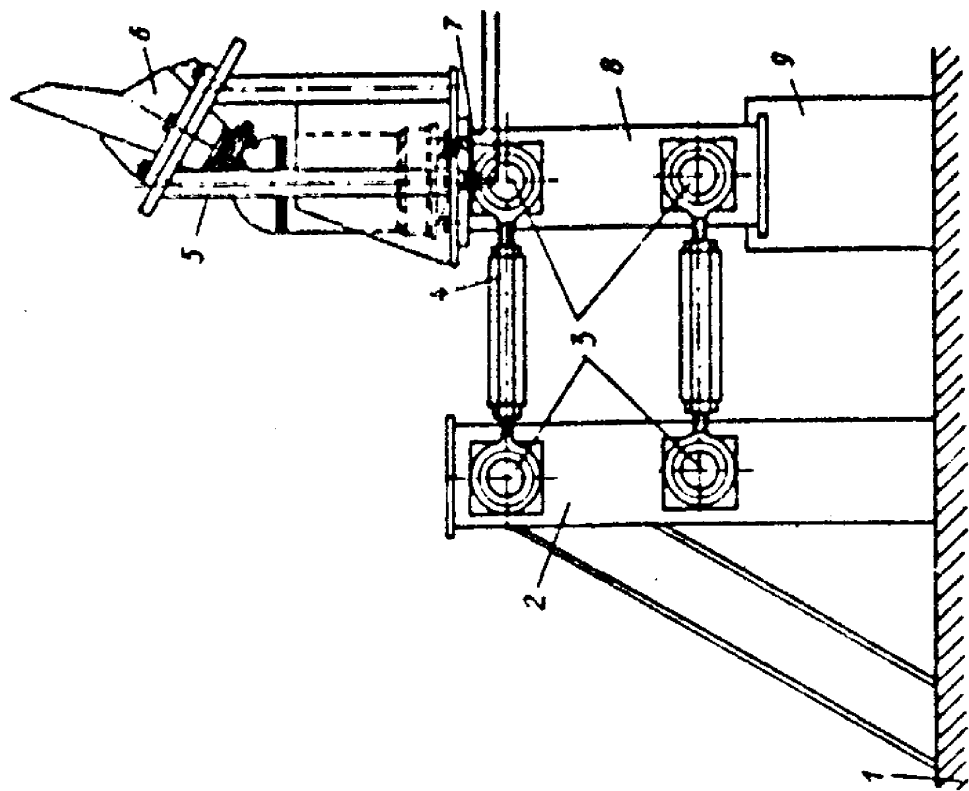


Рис. 18. Стендовая установка с параллелограмом:
1 - основание стелла; 2 - неподвижное основание; 3 - шарниры; 4 - тиллеры; 5 - переходник; 6 - двигатель; 7 - датчик давления; 8 - подвижное основание; 9 - датчик силы

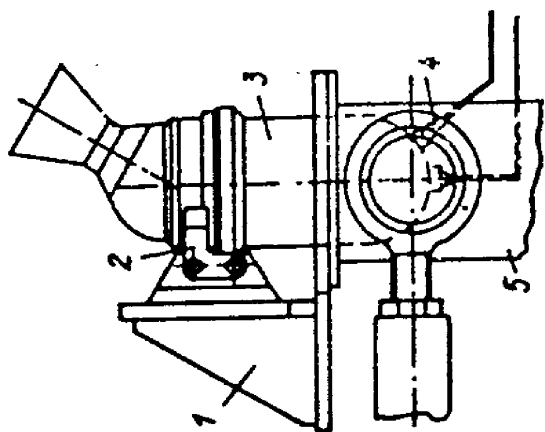


Рис. 19. Вариант крепления ТД на установке с параллелограмом:

1 - переходник; 2 - кронштейн крепления; 3 - двигатель; 4 - датчик давления; 5 - стендовая установка

Основным элементом стендовой установки является параллелограмм, образованный подвижным основанием 8, тандерами 4 и неподвижным основанием 2, тандеры с основаниями соединены шарнирно. На подвижное основание двигатель крепится с помощью переходника 5, ТД закреплен на переходнике с помощью штатных узлов крепления двигателя. Регистрируемая составляющая тяги через переходник и подвижное основание передается на датчик силы 9. На рис. 18 направление регистрируемой составляющей тяги совпадает с осью двигателя. С помощью сменных переходников на стенде представляется возможным устанавливать и испытывать различные ТД. Направление регистрируемой составляющей тяги может изменяться в довольно широких пределах. Таким образом, измеряется именно та составляющая тяги, которая осуществляет торможение ступени. На рис. 19 изображен ТД, закрепленный с помощью другого переходника так, чтобы измерить "полезную" составляющую тяги ТД с элементами крепления на ступени.

На рис. 20 представлена конструктивная схема стендовой установки на роликовых опорах. Испытуемый двигатель 1 с помощью штатных узлов крепления устанавливается на подвижное

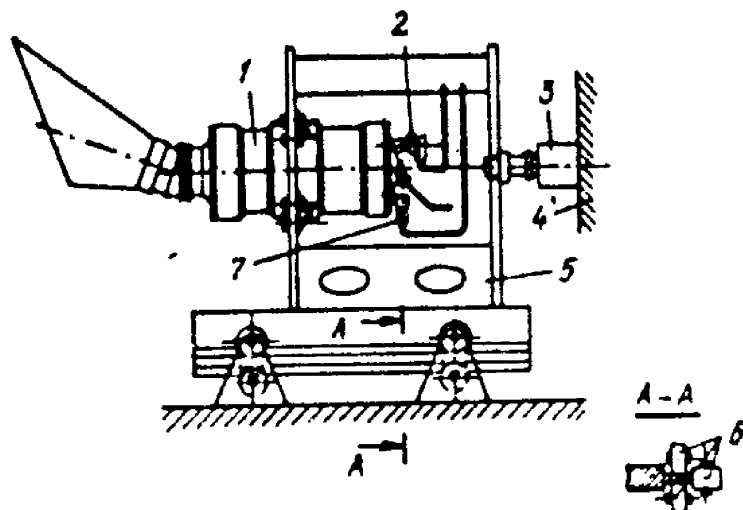


Рис. 20 Стендовая установка на роликовых опорах:

1 - двигатель; 2, 7 - датчики давления; 3 - датчик силы; 4 - опорная плита; 5 - подвижное основание; 6 - ролики

основание 5, выполненное в виде сварного кронштейна с горизонтальной жесткой плитой, имеющей направляющие полозья. Плита с полозьями перемещается по роликам 6, расположенным на неподвижном основании, жестко скрепленном со стендом. Подвижное основание опирается на датчик силы, установленный на опорной плите стенда 4. На двигатель с помощью специальных переходников устанавливаются датчики давления 2,7. Установка с успехом применялась при отработке ряда ТД. Она проста в изготовлении и удобна в эксплуатации.

Особенностью стенда на роликовых опорах является то, что для надежной и качественной работы стенда необходимо выбирать направление тяги ТД так, чтобы двигатель со стале-лем прижимал-

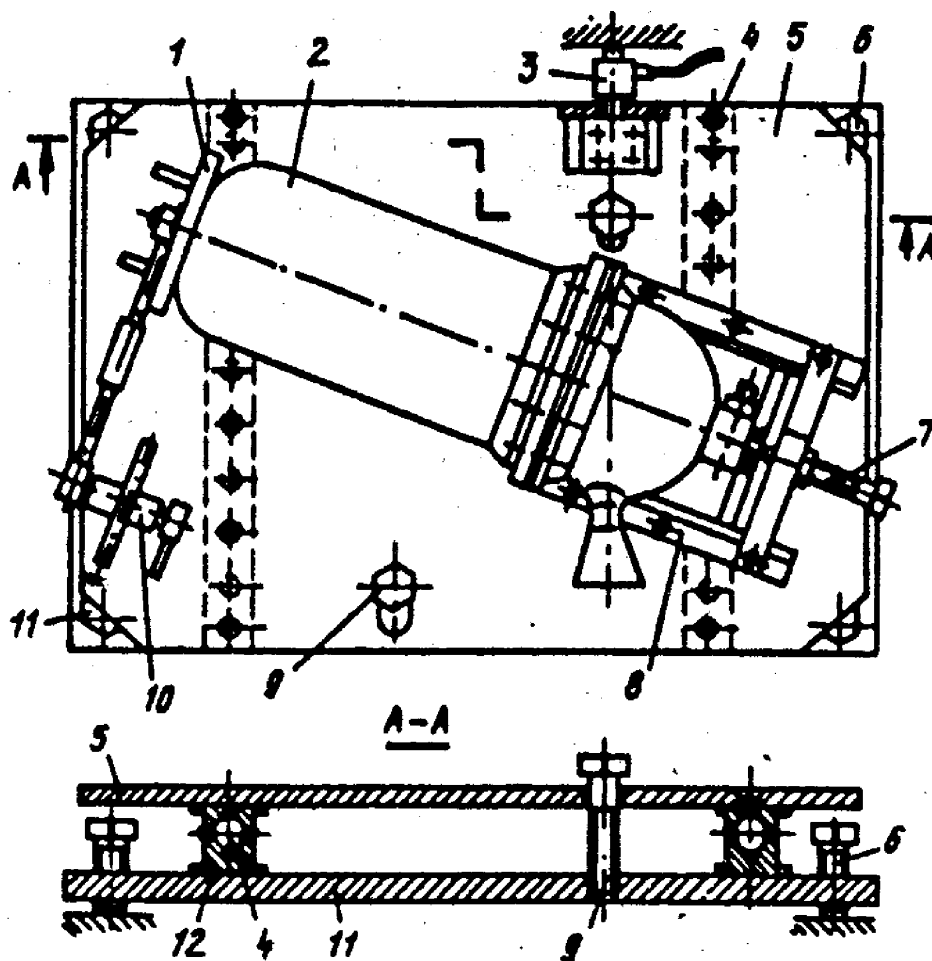


Рис. 21. Установка на шаровых опорах для испытания ДСН малой тяги:

- 1 - кронштейн; 2 - двигатель; 3 - датчик; 4 - шар;
- 5 - подвижное основание; 6 - регулируемые опоры;
- 7 - поджимное устройство; 8 - переходник; 9 - ограничитель;
- 10 - поворотный механизм; 11 - неподвижное основание; 12 - направляющая

ся к основанию стенда. К недостаткам данной установки следует отнести существенную силу трения в роликах, что особенно нежелательно при регистрации силы не более 1 кН. Для регистрации малых тяг применяются стендовые установки аналогичной конструкции, но на шаровых опорах (рис. 21), которая позволяет существенно уменьшить трение.

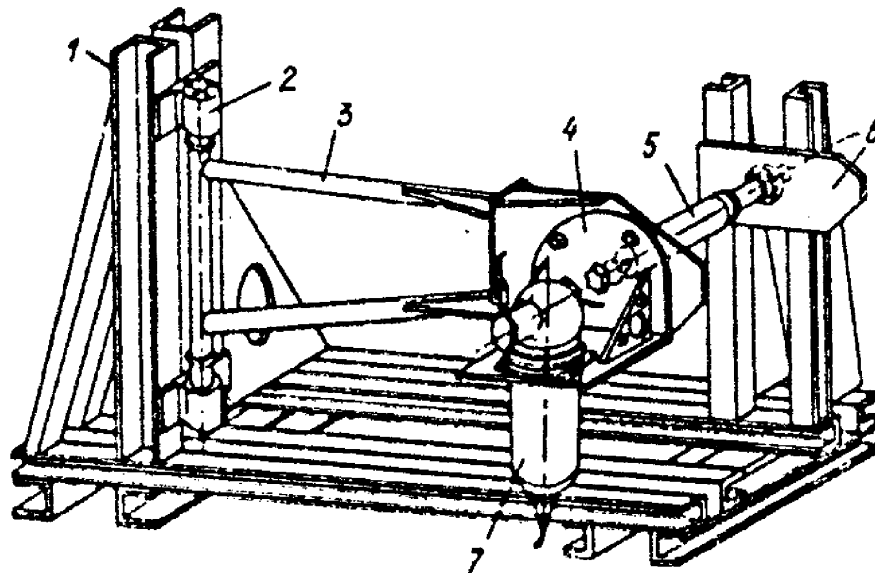


Рис. 22. Крепление двигателя на поворотной стендовой установке:

1 – кронштейн; 2 – подшипниковый узел; 3 – рычаг;
4 – переходник; 5 – датчик силы; 6 – опора; 7 – двигатель

На рис. 22 представлена стендовая установка для испытания кренового двигателя, которая по принципу действия аналогична представленной на рис. 17. Отличие состоит лишь в компоновке. На установке ось вращения рычага вертикальна, в то время как на установке (см. рис. 17) горизонтальна. Определение выходного параметра-импульса в заданном направлении, на всех перечисленных установках производится машинным интегрированием диаграммы $R(\tau)$.

Отработка ДСН для отстрела объектов имеет некоторые особенности [38]. При отработке таких двигателей необходимо подтвердить экспериментально получение выходного параметра за-

данной скорости отстрела и работоспособности заряда при действии перегрузок, возникающих при отстреле. Полный импульс двигателя без учета действия перегрузок получается на известных установках типа "баллистический маятник". Точность определения импульса $\pm 1\%$ [12].

Для определения скорости отстрела разработан специальный стенд (а.с. 138076), представленный на рис. 23. Стенд позволяет максимально приблизить условия проведения опыта к реальным условиям отстрела, прост в эксплуатации, позволяет учесть влияние донного давления и других факторов на скорость отстреливаемого объекта.

Стенд состоит из рамной тележки 4, которая перемещается на колесах по двум рельсам 9, уложенным на бетонное основание. Тележка через тягу связана с датчиком силы 1 типа ЛХ-618, который закреплен на стойке, установленной по оси тележки на бетонном основании. На тележке по ее оси крепится направляющая труба 10. На ней выполнены гнезда под датчики давления 5 и кронштейны для крепления концевых выключателей 19. Для юстировки трубы на ней имеются регулировочные узлы 12. Внутри трубы устанавливается испытуемый двигатель 2, который жестко связан с эквивалентом отстреливаемого объекта 8. Эквивалент - цилиндрической формы, пустотелый с регулятором массы 6. На наружной поверхности цилиндра эквивалента имеется кольцевое уплотнение 3, изолирующее полость трубы с двигателем от остальной полости, предотвращая прорыв газов от двигателя в переднюю часть трубы. Эквивалент своей цилиндрической частью замыкает концевые выключатели. Внутри эквивалента закреплен датчик давления типа ЛХ-412, подсоединенный к камере сгорания испытуемого двигателя, и датчик перегрузок 7 типа ИС-313А. Кабельная сеть от датчика проведена через коническую часть эквивалента по направлению отстрела и вдоль рейки 18 базовой рамы 11 замера скорости полета эквивалента соединена с коммутатором 16 регистрирующей аппаратуры.

Базовая рама представляет собой сварной каркас на колесах. Для крепления и регулировки его уровня на нем имеются регулировочные узлы 12. По оси рамы установлена система измерения скорости, состоящая из источников светового излучения и установленных против них приемных фотодатчиков 17, преобразующих световой сигнал в электрический. Вдоль всей рамы располагается рейка 18 с крючками, поддерживающими кабель, идущий от эквивалента. Базовая рама располагается от тележки 4 на таком расстоянии, чтобы расстояние L между срезом трубы 10 и первым фотодатчиком регистратора скорости 17 соответ-

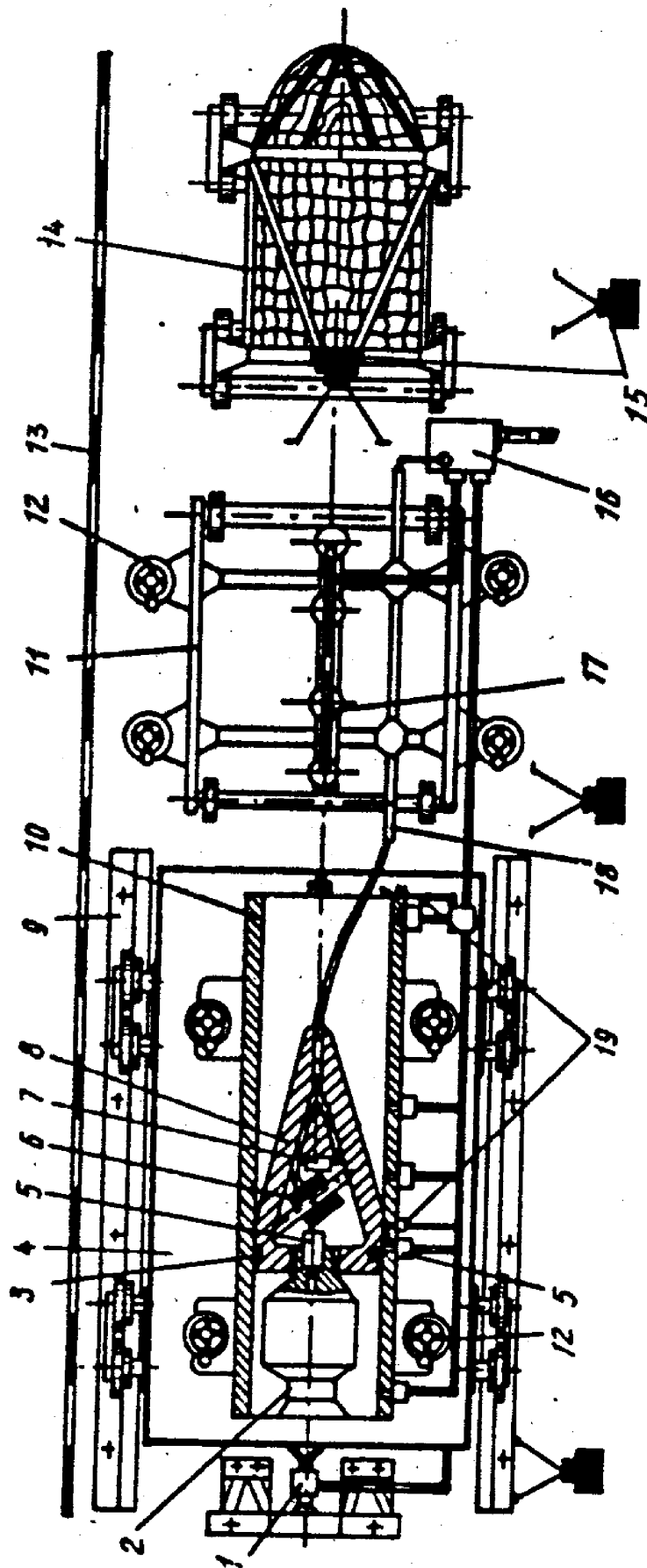


Рис. 23. Стенд для обработки ДО:

1 - датчик силы; 2 - двигатель; 3 - уплотнение; 4 - гелевая; 5 - датчик давления; 6 - регулятор массы; 7 - датчик перегрузок; 8 - эквивалент; 9 - рельса; 10 - труба; 11 - базовая рама; 12 - регулировочные узлы; 13 - шит; 14 - система спасения; 15 - система скоростной съемки; 16 - коммутатор; 17 - фотодатчик; 18 - рейка; 19 - выключатель

ствовало рассчитанному по формуле:

$$L = K \frac{I_{\Sigma} \tau_n}{m_{дв} + m_{экв}} - l_{тр},$$

где $K = 1,1 \div 1,3$ — коэффициент, учитывающий потери в направляющей трубе, погрешность установки эквивалента и определения характеристик двигателя и эквивалента; I_{Σ} , τ_n — расчетное значение суммарного импульса силы и время работы двигателя;

$m_{дв}$, $m_{экв}$ — масса двигателя и эквивалента с датчиками;

$l_{тр}$ — длина направляющей трубы.

За базовой рамой по оси полета эквивалента располагается система спасения 14, выполненная в виде двух жестких колец, прикрепленных к общей подвальной раме. К одному из колец прикреплен открытый конец ловушки, представляющий собой сетчатый конус из капроновых лент. Вершина конуса через растяжки крепится ко второму кольцу. При подаче команды на испытание поступает сигнал на запуск двигателя. Двигатель срабатывает и своей тягой сообщает скорость эквиваленту. Момент начала и конца движения эквивалента в трубе фиксируется выключателями 19. Давление в двигателе и возникающие перегрузки фиксируются датчиками, установленными в эквиваленте в течение всего времени его полета. Сила трения, возникающая при движении эквивалента по трубе, регистрируется с помощью датчика силы по откату тележки, на которой установлена труба. Скорость отстрела эквивалента фиксируется с помощью фотодатчиков системы измерения скорости на базовой раме. При этом кабель, выходящий из эквивалента, отцепляется от поддерживающих крючков на рейке базовой рамы. После пролета базовой рамы эквивалент с двигателем попадает в систему спасения, где его скорость гасится при откате подвижной рамы. Весь процесс отстрела фотографируется с помощью системы скоростной съемки 15 на фоне щита 13, на котором нанесены через равные интервалы линии отсчета.

По зарегистрированным параметрам давления в камере сгорания двигателя, времени его работы, времени движения в направляющей трубе и давлению в ней, а также при строго фиксированном расстоянии между фотодатчиками и замеренному времени пролета эквивалента между ними полностью определяются характеристики испытуемого двигателя. Потери на трение в направляющей трубе учитываются с помощью датчика силы, замеряющего реакцию отката тележки; перегрузка определяется с помощью датчика перегрузки, установленного в эквиваленте. Система спасения позволяет

провести оценку состояния материальной части двигателя после опыта.

Импульс тяги двигателя на таком стенде

$$I_{\Sigma} = I_{от} - I_n + I_T + I_a, \quad (3.1)$$

где $I_{от}$ — импульс силы, рассчитанный по замеренной скорости отстрела V_K ; I_n — импульс силы, сообщаемый отстреливаемому объекту за счет давления подпора продуктов сгорания на донную часть эквивалента; I_T — импульс силы, затрачиваемой на преодоление трения при движении эквивалента по трубе; I_a — импульс силы, затрачиваемый на преодоление аэродинамического сопротивления эквивалента. Учитывая, что изменение массы отстреливаемой системы из-за выгорания топлива мало ($\sim 1\%$) с достаточной для практики точностью

$$I_{от} \approx (m_{дв} + m_{жб}) V_K; \quad I_n = F_{dp} \int_{\tau=0}^{\tau_{тр}} p_{тр} d\tau,$$

где $F_{dp} = \frac{\pi}{4} (D_{тр}^2 - d_a^2)$ — эффективная площадь, на которую действует донное давление; $D_{тр}$; d_a — диаметры трубы и выходного сечения сопла двигателя; $p_{тр}$ — давление в трубе; $\tau_{тр}$ — время движения эквивалента по трубе.

Заменяя фактическое давление по трубе средним давлением $p_{тр}^{cp}$, можно записать:

$$I_n = \frac{\pi}{4} (D_{тр}^2 - d_a^2) p_{тр}^{cp} \tau_{тр}; \quad I_T = K_T (m_{дв} + m_{жб}) g \tau_{тр};$$

$$I_a = C_x \rho \frac{V_K^2}{2} S_{жб} \tau_n,$$

где K_T — коэффициент трения скольжения; C_x , ρ — коэффициент сопротивления и плотность среды; $S_{жб}$ — площадь эквивалента; τ_n — время полета эквивалента до момента фиксации скорости.

Подставляя эти выражения в формулу (3.1), получим:

$$I_{\Sigma} = (m_{дв} + m_{жб}) V_K - \frac{\pi}{4} (D_{тр}^2 - d_a^2) p_{тр}^{cp} \tau_{тр} + K_T (m_{дв} + m_{жб}) g \tau_{тр} + C_x \rho \frac{V_K^2}{2} S_{жб} \tau_n.$$

Учитывая, что потери на трение и аэродинамическое сопротивление малы, оценку импульса тяги двигателя можно проводить по формуле:

$$I_{\Sigma} = (m_{дв} + m_{экв}) v_k - \frac{\pi}{4} (D_{тр}^2 - d_d^2) \rho_{тр}^{cp} \tau_{тр}.$$

Оценка погрешности, проведенная по этой формуле путем дифференцирования по независимым параметрам,

$$I_{\Sigma} = f(m_{дв}, m_{экв}, v_k, D_{тр}, d_d, \rho_{тр}, \tau_{тр})$$

показывает, что предельная погрешность измерения I_{Σ} при использовании паспортных данных стандартизованных средств измерения не превышает 5%. Фактическая погрешность I_{Σ} по обработке результатов серий испытаний отстрелом и на маятнике не превышает 2,5–3% с учетом фактической погрешности стенда.

Для ДСН типа ДЗ необходима высокая точность измерения суммарного импульса тяги (не более 1%). Такая высокая точность обусловлена требованиями, изложенными в разделе 1.2. В ДЗ типа "сигнерово колесо" необходимо измерение импульса силы вращательного движения. Параметры стенда в этом случае связаны с параметрами движения. В отдельных случаях, когда конструкция двигателя позволяет развернуть сопловые блоки так, чтобы их тяга действовала в одном направлении, испытания можно проводить на обычных стендах, аналогичным стендам для испытания ДСН типа ТД, где датчики силы располагаются по линии действия равнодействующей тяги. Однако при этом вводится погрешность из-за изменения газодинамических потерь в трубопроводах, которые трудно учесть. Стенды, основанные на принципе измерения суммарного импульса силы с помощью вращательных систем по изменению угловой скорости системы 'двигатель-стенд', обладают недостаточной точностью. Погрешность измерения суммарного импульса может достигать до 5–7% из-за ошибок в определении момента инерции системы двигатель – поворотная часть стенда и моментов трения в опорах поворотной части.

Погрешность в определении суммарного импульса может быть уменьшена за счет учета фактических значений моментов инерции и трения. Однако это увеличивает затраты времени на проведение испытаний, требует повышенной точности изготовления узлов стендовой установки и особых условий по температурно-влажностному режиму при проведении испытаний. Усложняется процесс автоматизации испытаний, значительно увеличивается вре-

мя настройки стенда, которое может во много раз превышать время самого опыта.

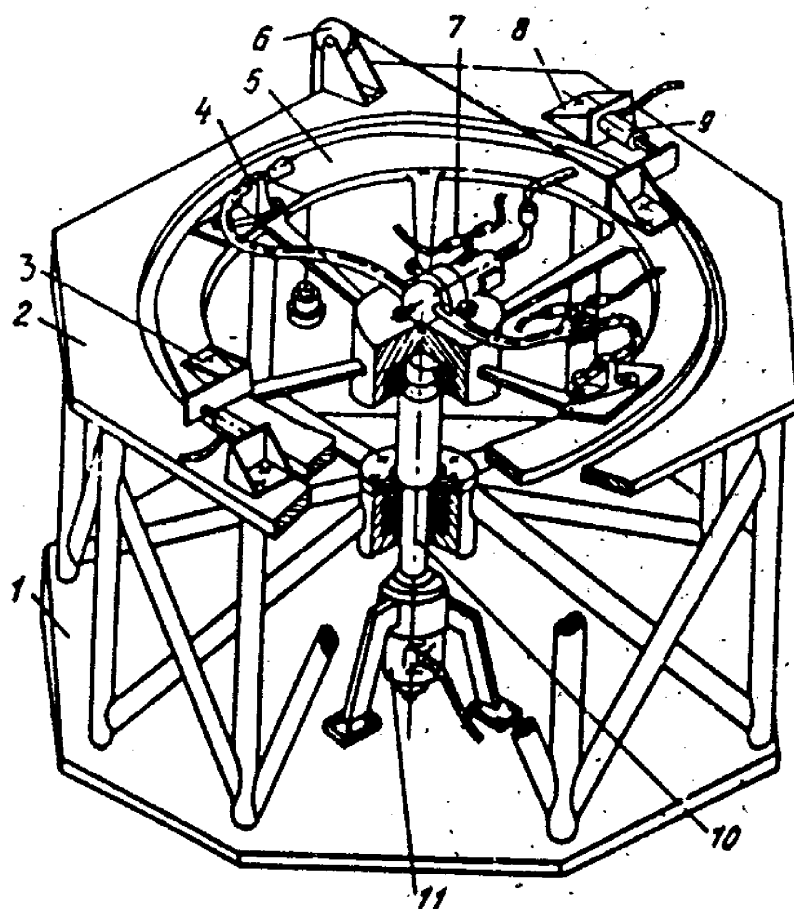


Рис. 24. Стенд для отработки ДЗ.

4 - ДЗ; 5 - поворотная платформа; 6 - блок;
7 - устройство измерения давления; 8 -
кронштейн; 9 - датчик силы; 10 - вал; 11 -
электродвигатель

Разработан стенд [39], условно названный статический стенд вращения, который позволяет исключить влияние параметров системы двигатель - стенд, вносящих погрешность в определения суммарного импульса. Стенд, представленный на рис. 24, состоит из жесткой станины 1, скрепленной с опорной плитой 2, на которой укреплены кронштейны 8 с датчиками силы 9 типа СВА. В центре опорной плиты установлена поворотная платформа 5. Вал 10 поворотной платформы через муфту соединен с электродвигателем 11, смонтированным на станине. На платформе выполнены узлы крепления испытуемого двигателя 4 и упоры 3, в кото-

рые упираются сферические наконечники грузоприемной площадки датчиков силы. Оси наконечников расположены перпендикулярно и опозитно к общей плоскости, проходящей через плоскость упоров и ось вращения поворотной платформы (а.с. 187273). Зазоры между грузоприемными площадками датчиков тяги и плоскостью упоров выбираются с помощью грузов, закрепленных на амортизирующих тросах через систему блоков 6, установленных на опорной плите. За счет использования сменного переходника, закрепленного на поворотной платформе, на таком стенде можно испытывать несколько типоразмеров двигателей. В конструкции стенда поворотная платформа с используемым двигателем неподвижно фиксируется датчиками силы, а вал, на котором она установлена, приводится во вращение электродвигателем (а.с. 171216). В камере сгорания и в газоходах установлены устройства для измерения давления 7.

Суммарный импульс тяги, измеряемый на стенде,

$$I_{\Sigma} = \int_0^{\tau_{дв}} (R_1 + R_2) d\tau = \frac{L}{l} \int_0^{\tau_{дв}} (F_1 + F_2) d\tau + \frac{1}{l} \int_0^{\tau_{дв}} (M_{тр} + M_r) d\tau,$$

где $\tau_{дв}$ - время работы испытуемого двигателя; R_1, R_2 - текущие значения тяги сопел; L - расстояние между осями датчиков; l - расстояние между осями сопел и грузов; F_1, F_2 - показания датчиков силы; $M_{тр}, M_r$ - моменты трения в опорах и от поджатия датчиков.

Испытания на стенде проводятся следующим образом: после монтажа двигателя включают электродвигатель, раскручивающий вал. При этом показания датчиков силы изменяются на величину, эквивалентную моменту трения в опоре поворотной платформы. Поддерживая постоянной частоту вращения вала ($M_{тр} = const$), проводят тарировку датчиков силы с помощью тарировочного устройства. В дальнейшем во время работы двигателя грузы обеспечивают предварительное поджатие датчиков силы к упорам поворотной платформы, также фиксируемые датчиками силы. Принимая суммарные значения $M_{тр}$ и M_r за новый начальный уровень отсчета, исключают их влияние на замер импульса тяги двигателя

$$I_{\Sigma} = \frac{L}{l} \int_{\tau=0}^{\tau_{дв}} (F_1 + F_2) d\tau.$$

После проведения тарировки подают сигнал на запуск двигателя. При выходе двигателя на режим происходит поворот плат-

формы на величину деформации чувствительного элемента датчика силы, при этом влияние момента инерции системы двигатель – поворотная платформа сказывается в виде отставания показаний датчиков от действительного значения тяги. На стационарном участке работы измеренная и действительная диаграммы тяги совпадают. На участке спада тяги показания датчиков силы измеренное и действительное значения не совпадают.

Так как работа, затрачиваемая на преодоление сил инерции поворотной платформы, совершается над одной и той же системой двигатель – стенд (изменением массы системы за счет выгорания топлива двигателя можно пренебречь, так как оно менее 0,5%) на одном и том же пути, то потери импульса на начальном участке совпадают с дополнительной работой на конечном участке диаграммы тяги. Таким образом, площадь под измеренной и действительной диаграммами тяги практически равны, что позволяет сделать вывод о равенстве измеренного импульса тяги и действительного его значения.

Проведем оценку погрешности измерения I_T и зависимости ее от конструктивных параметров стенда [40]. Уравнение движения поворотной платформы относительно вертикальной оси вращения:

$$I\ddot{\theta} = M,$$

где I – суммарный момент инерции.

Равнодействующая моментов всех внешних сил

$$M - Rl = \frac{KL\theta}{2} - M_{г0} + M_r,$$

где K – жесткость чувствительных элементов датчиков силы;
 $\theta = (2x)/L$ – угловая скорость вращения поворотной платформы (ввиду малости угла θ); x – перемещение чувствительного элемента датчика силы.

Учитывая, что $M_{г0}$ и M_r исключены, после замены переменных получим

$$\ddot{x} + \frac{KL^2}{2I} x = \frac{LLR}{2I}.$$

Отсюда

$$\Delta \frac{R}{2K} \leq \frac{\tau}{4K} R,$$

где Δ – допустимая погрешность; $\tau = 2\pi / \sqrt{\frac{2g}{KL^2}}$ – период свободных колебаний системы платформа – датчик силы – опорная плита. Таким образом, для обеспечения условия $\Delta < \Delta_{max}$ необходимо

$$\tau > 2\Delta_{max} \left(\frac{R}{R_1} \right)$$

или

$$\pi \sqrt{\frac{2I}{KL^2}} > \Delta_{max} \left(\frac{R}{R_1} \right).$$

Из последнего выражения следует, что момент инерции системы должен быть минимально возможным, а жесткость K максимально возможной. Если возникают трудности при получении таких характеристик системы, вводится динамическая поправка:

$$\Delta R_{дин} = \frac{2I}{KL} \ddot{F}.$$

Можно показать, что динамические характеристики стенок не влияют на точность определения I_x , если нет динамической ошибки в преобразователе.

Так, например, при ОСИ двигателя, имеющего характеристики $I_x = 0,6 \text{ кН}\cdot\text{с}$; $\tau = 0,15 \text{ с}$; $l = 0,7 \text{ м}$; $m_{дв} = 10 \text{ кг}$; $R' = 0,130 \text{ кН}\cdot\text{с}^{-1}$; $K = 100,7 \text{ Мн}\cdot\text{м}^{-1}$; $M_{гв} = 0,13 \text{ Н}\cdot\text{м}$; $M_r = 5 \text{ Н}\cdot\text{м}$, предельная расчетная погрешность измерения I_x на стенде определяется по формуле

$$\frac{\Delta I_x}{I_x} = \sqrt{\left(\frac{\Delta L}{L} \right)^2 + \left(\frac{\Delta l}{l} \right)^2 + \left(\frac{\Delta F}{F} \right)^2 + \left(\frac{\Delta \tau_{дв}}{\tau_{дв}} \right)^2}.$$

При использовании паспортных данных по средствам измерения эта погрешность составляет $\sim 1,8\%$. Фактическое значение погрешности по обработке данных серии испытаний составило 0,5–0,6%.

Одним из важных параметров, по которому оценивается работоспособность ДСН, является давление в его газовых трактах. Наиболее распространенным способом присоединения датчиков давления к тракту является использование штуцеров на корпусе ДСН (рис. 25). К штуцеру 7 присоединяется переходник 5, в котором выполнено гнездо для установки датчика давления 1. Для повы-

шения надежности и достоверности в переходнике устанавливается два датчика. Переходник выполняется различным по конструкции, но соблюдается условие, чтобы каналы, соединяющие полость датчика с полостью камеры двигателя не имели большого сопротивления, а свободный объем их был минимально возможным. На практике диаметр канала выполняет 4-6 мм при минимальной длине (не более 100-150 мм). Кроме того, для уменьшения возможности засорения каналов их выполняют пересекающимися или Т-образным. Для уменьшения влияния температуры продуктов сгорания на датчик его устанавливают через втулку 2 объемом ~ 4 см³, который заполняют веретенным маслом 3, изолированным с помощью пробки 4 из смазки ЦИАТИМ-221.

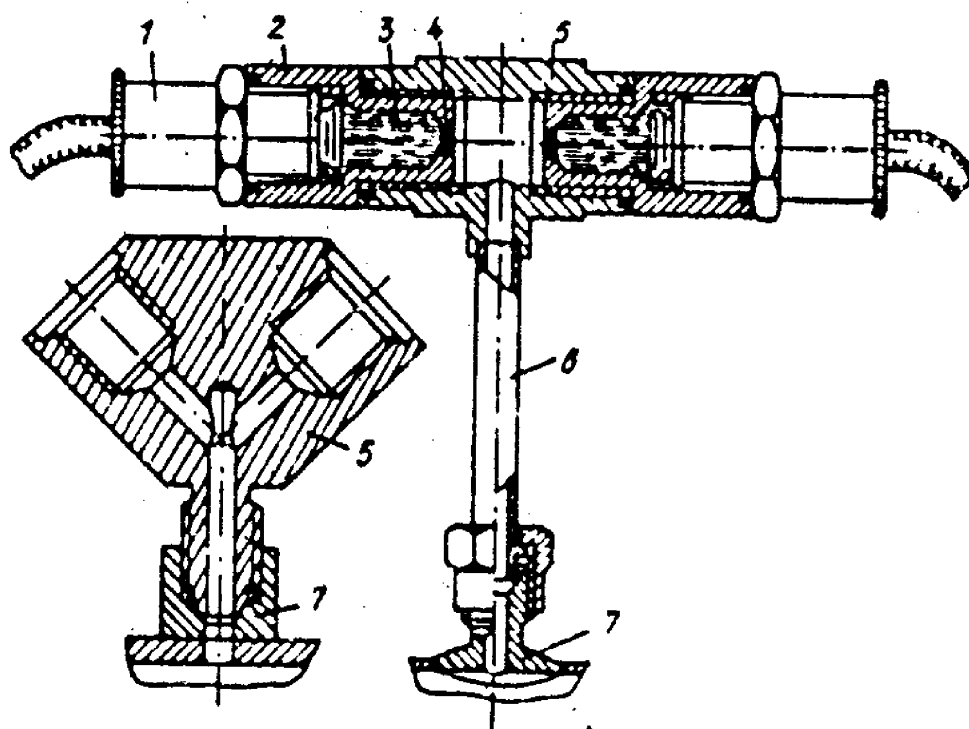


Рис. 25. Способы установки датчиков давления на корпусе ДСН:

1 - датчик давления; 2 - втулка; 3 - масло веретенное; 4 - пробка масляная; 5 - переходник; 6 - трубка; 7 - штуцер

Размещение штуцеров в конструкции ДСН не всегда возможно из-за особенностей корпуса, его малых размеров. Использование стендовых камер для отработки ДСН нерационально из-за существенного изменения тепловых потерь. Для ДСН разработаны специальные устройства (а.с. 67380, 121582, 159518), позволяющие осуществлять безштуцерный замер давления.

Устройство для безштуцерного замера давления состоит из двух полуколец-кронштейнов, охватывающих элемент корпуса ДСН в сечении, где необходимо замерять давление. В одном из полуколец выполнено отверстие, в котором установлен пустотелый шток. На торце одного из концов штока установлено резиновое уплотнение, к другому присоединен переходник с датчиком давления. Шток с помощью гайки прижимается к поверхности корпуса, в котором против канала штока выполняют отверстие, соединяющее полость тракта двигателя с датчиком давления. Указанное устройство позволяет измерить давление практически на любом участке газового тракта двигателя и дать более полную информацию. С помощью принципа, заложенного в это устройство, возможно измерение температуры газовой среды в двигателе, что повышает информативность испытаний.

3.3. ПРАКТИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ДСН

Экспериментальная отработка ДСН проводится с целью подтверждения заданных выходных характеристик и показателей надежности. Несмотря на тщательный анализ принятых технических решений, их расчетное обоснование при проведении испытаний, выявляются конструктивные, технологические и другие недостатки, которые не могли быть выявлены ранее. Для каждой группы ДСН (ТД, ДЗ, ДО) встречаются определенные трудности, связанные с особенностями их конструкции. Так, особенностью большинства ТД является поворот газового потока в дозвуковой части тракта. Расчет такого асимметричного течения представляет большие трудности. С еще большими трудностями связан расчет уноса материала и потери прочности теплонапряженных деталей при малых временах работы. В связи с этим представляется целесообразным описание характерных случаев аномальных явлений и причин, их вызвавших. Это позволяет прогнозировать при проектировании конструктивные и технологические мероприятия, препятствующие возникновению аномальных явлений. Особо следует отметить необходимость тщательного анализа и фиксации аномальных случаев. Это делает возможным более четкую квалификацию причин аномальной работы и их эффективное устранение.

Анализ аномальных явлений, их систематизация позволяют избежать ошибок на ранних стадиях проектирования. Кроме того,

анализ результатов экспериментов позволяет предусмотреть в методике отработки вновь разрабатываемых изделий такие испытания, которые помогают выяснить пределы работоспособности элементов двигателя, а также обоснованно назначать количество экспериментов при составлении КПЭО.

Наряду с особенностями, присущими каждой группе ДСН, существуют общие свойства для всего класса этих двигателей. Благодаря сравнительно небольшим размерам ДСН, всякое внедрение в его внутреннюю полость сопряжено с определенными трудностями.

Поэтому объем информации, который получается при единичном опыте ограничен. Обычно производится замер и запись давления двумя датчиками (для увеличения надежности), температуры стенки камеры и величины реактивной силы. Запись диаграммы $R = f(t)$ является особо ответственной операцией, так как на основании этой диаграммы определяется основная выходная характеристика — полный импульс тяги. Поскольку стоимость ДСН существенно меньше (на 2–3 порядка) стоимости ДУ высотной и стартовой ступени, а надежность ДСН должна быть выше надежности ДУ, то число испытаний ДСН может быть значительно больше, чем ДУ. Большое число испытаний объясняется еще и тем, что моделирование режима работы ДСН и его узлов при малых временах работы сложно.

Принцип агрегатной отработки находит здесь ограниченное применение. Однако с ростом возможностей стендовой базы и при наличии аналогов вновь разрабатываемых изделий такой принцип будет находить все более широкое применение.

До недавнего времени традиционными в получении экспериментальных данных была запись сигнала с датчиков на осциллограф через усилитель [33–36]. В дальнейшем эти данные расшифровывались "вручную". Статистическая обработка производилась тем же методом. В связи с необходимостью ускорения процесса проектирования и отработки ДСН такой метод в настоящее время неприемлем.

Из-за ограниченного объема информации для экспериментальной отработки ДСН целесообразно применять измерительно-вычислительные комплексы, которые имеют прямую связь ЭВМ с системой измерений.

Для дублирования на случай отказа некоторые параметры (тягу двигателя) можно записывать на осциллографе. Такой путь позволит резко сократить время получения информации об испытаниях и принятие решения по ходу дальнейшей отработки. Для обработки результатов испытаний группы ДСН необходимо применять ЭВМ.

Т а б л и ц а 9

Отработка ДСН

Наименование двигателя	$t_{max}, ^\circ C$	$t_{min}, ^\circ C$	Число опытов		Выявленные недостатки	Принятые меры
			Агрегатные работы	ОСИ		
1	2	3	4	5	6	7
Тормозные двигатели						
ТД-1	28	12	15	70	-	-
ТД-2	35	5	12	70	-	-
ТД-3	40	0	30	85	Повышенный уровень давления Прогары сопловой крышки и разрушение ребер диафрагмы Недостаточная прочность диафрагмы	Расточка входного конуса сопла Увеличение высоты колец диафрагмы
ТД-4	40	0	83	165	Прогары сферы в предсопловом объеме Недостаточная прочность диафрагмы	Введение теплозащиты, изменение геометрии диафрагмы

1	2	3	4	5	6	7
ТД-5	40	0	10	87	Двигатель унифицирован с ТД-6 (замечаний не было)	Изменение геометрии и увеличение прочности диафрагмы. Введение 100% рентгеноконтроля. Увеличение предсоплового объема на $\Delta L = 20$ мм
ТД-6	40	0	51	209	Недостаточная прочность диафрагмы	
ТД-7	50	-40	64	240	Деформация и прогар колец диафрагмы. Частичное разрушение зеркала в конце работы. Эрозия раструба	
Двигатели увода и сброса						
ДУС-1	40	0	70	50	Запазывание в записи $p = f(t)$ из-за трубки к датчику	Исключена трубка
ДУС-2	50	-40	89	119	Разброс давления из-за различного выступаия входной части сопла	Доработана входная часть раструба.
ДУС-3	50	-30	36	209		

ДУС-4 ДУС-5	40	5	65	64	Деформация порож- дителя воспламени- теля. Неполное сгорание воспламенителя	Увеличена толщина стей- ки держателя воспламени- теля. Уменьшена толщина кор- пуса воспла- менителя
	40	-40	58	96	-	-
Двигатели закрукки						
ДЗ-1	40	0	30	92	Разрушение заряда частями футляра воспламенителя. Прогар сопловой сферы	Уменьшено проходное сс- ечение перед- ней опорной решетки. Введено внут- реннее ТЗП
	35	5	78	139	Раскрытые стыка при гидравлических испытаниях повыша- ющим давлением. Недостаточная точ- ность определения суммарного импульса	Увеличена толщина стей- ки корпуса. Разработан специальный стенд
ДЗ-2						

Окончание табл. 9

1	2	3	4	5	6	7
ЛЗ-3	40	0	62	124	Не обеспечено время задержки. Двигатель не устанавливается на ББ	Ужесточен контроль установки ЭВ-ЗД-7. Введен калибр-макет для контроля посадочных мест
ЛЗ-4	35	5	47	102	Двигатель не устанавливается на ББ	Введен калибр-макет для контроля посадочных мест
ЛЗ-5	40	0	35	52	-	-
ЛЗ-6	40	-20	62	97	-	-
ЛЗ-7	40	0	35	64	-	-
Двигатели отстрела						
ЛО1, ЛО2	40	-20	32	76	Двухступенчатое воспламенение двигателя ЛО2, ЛО3.	Скорректировано d_k , изменен состав воспламенителя.

Д03 - Д05	40	-20	56	106	Невоспламенение двигателей после длительного хране- ния (Д03 - Д010) Отказы по зажжению воспламенителя	Улучшена гер- метизация стыков Введена пере- ходная трубка, соединяющая гнездо электро- воспламените- ля с подводя- щей трубкой. Введен конт- роль d_k пос- ле установки вкладыша и маркировка фактического d_k на кор- пусе
Д06-Д07	40	-20	24	52		
Д08-Д010	40	-20	45	84	Разрушение корпуса Д09 вследствие пе- релутывания сопло- вого вкладыша	

Наряду с традиционными методами ОСИ целесообразно применение новейших методов технологической диагностики, которая позволила бы в процессе опыта фиксировать состояние внутренних узлов. К таким методам относятся, как известно, рентгено-энтроскопия, лазерная голография, тепловидение. Эти методы позволяют значительно поднять информативность экспериментов. Однако возможность их применения в "жестких" условиях ОСИ ДСН требует тщательного изучения, совершенствования аппаратуры и реконструкции стендового оборудования.

В табл. 9 представлены данные по испытаниям ряда ДСН при различных температурах заряда t_{max} и t_{min} . Как видно из таблицы, для отработки ТД проводилось 120-300 испытаний, из них 30-80 составляют агрегативные работы. Наиболее часто встречались трудности в отработке диафрагмы (имели место прогары, а иногда и разрушение диафрагмы). Изменение геометрии, введение ТЗП, ужесточение контроля готовой продукции позволили устранить эти нежелательные явления. В процессе отработки ТД-4 и ТД-7 имели место прогары сферического дна в предсопловой части. Это явление вызвано поворотом газового потока в докритической части сопла. Изменение конфигурации входной части сопла и введение ТЗП на сопловом дне позволили исключить эти явления.

По мере накопления опытных данных число экспериментов, необходимых для завершения отработки ТД удалось сократить с 300 до 80. При планировании испытания вновь разрабатываемых изделий число их предполагается сократить до 50 за счет учета отработанности унифицированных узлов.

В табл. 9 представлены также данные по испытаниям двигателей увода и сброса защитных устройств. Общее число испытаний таких двигателей составляет 120-250, из них 36-70 агрегатных работ. Наряду с имевшими место случаями, аналогичными с ТД, встретились трудности при анализе результатов испытаний. Из-за длинной трубки, соединяющей датчики давления с камерой получено существенное запаздывание по времени выхода на режим по давлению относительно выхода на режим по тяге. Этот факт говорит о том, что необходимо тщательно подходить к выбору даже вспомогательных элементов.

Общее число испытаний составляет 150-250 опытов, из них 50-100 агрегатных работ.

Большое число испытаний (475) объясняется наличием 10 модификаций двигателей.

СПРАВОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ПО ДСН**4.1. ТОРМОЗНЫЕ ДВИГАТЕЛИ**

В табл. 10 представлены выходные характеристики и параметры ТД и зарядов к ним. Двигатели с большей массой относятся к более ранним периодам разработки, когда методика расчета и проектирования ДСН была недостаточно точной, не было опыта отработки двигателей такого класса. Проектирование велось на завышенные значения выходных характеристик. Поэтому масса ТД составляла 10-18 кг при импульсе 6-12 кН·с. По мере накопления опыта ОСИ и летных испытаний, совершенствования методики проектирования и отработки созданные в более поздние периоды ТД-3 и ТД-4 имеют существенно меньшую массу. ТД-1 при массе 2,3 кг имеет импульс $\sim 1,9$ кН·с. Такое повышение массового совершенства произошло несмотря на то, что в ТД-1 применено менее энергоемкое топливо (РБФ) по сравнению с ранее применявшейся рецептурой РАМ-12К. За счет уменьшения числа шашек (с 37 до 19) удалось увеличить плотность заряжания (массу топлива). Энергоемкое топливо РАМ-12К более "агрессивно" действует на элементы конструкции, что приводит к увеличению массы за счет теплозащитных покрытий и увеличению толщины стенок соплового блока и ребер диафрагмы для компенсации эрозионного уноса материала.

Для силовых элементов конструкция (в основном камеры) применяются высокопрочные стали СП-28, СП-33, что позволило сделать более совершенной конструкцию ТД.

Рассмотрим более подробно конструктивное исполнение некоторых типичных ТД для высотных и стартовых ступеней.

На рис. 26 представлен ТД, предназначенный для отделения отработавшей ДУ оперативно-тактической ракеты (ТД-7). Основными элементами двигателя являются: корпус, заряд, воспламенитель, пиропатрон. Тонкостенная оболочка корпуса двигателя выполнена из стали 30ХСНВФА. Корпус состоит из камеры 6 и сопловой крышки 2, соединенных фланцевым разъемом. К фланцу камеры приварены узлы крепления двигателя на ДУ. Узлы крепления представляют собой плоские стальные сегменты с отверстиями. Сопло состоит из двух частей: раструба 12, изготовленного из листового стали 30 и горловины 11.

Т а б л и ц а 10

Тормозные двигатели

Параметры	ТД-1	ТД-2	ТД-3	ТД-4	ТД-5	ТД-6	ТД-7
Выходные характеристики:							
I , кН·с	1,90	1,38	2,10	5,40	6,50	6,50	12,0
τ_{max}	0,30	0,18	0,22	0,23	0,22	0,23	0,28
m_T	2,3	2,8	4,2	8,8	10,4	11,0	18,8
Габаритные размеры, мм	$\phi 80 \times 320$	$\phi 80 \times 405$	$\phi 94 \times 375$	$\phi 145 \times 400$	$\phi 145 \times 520$	$\phi 145 \times 430$	$\phi 190 \times 550$
Параметры двигателя:							
R_{max} , кН	20	53	40	100	120	100	110
ρ_{max} , МПа	25	30	30	23	23	23	30
d_a/d_k	5,5/21,5	5,6/37	8,3/33,2	135/59	126/64	97/64	126/56
Материал камеры	СП-33	СП-33	СП-28	СП-28	СП-28	СП-28	30ХСНВФА
ТЭП	Р-864, ТТП-ФС	АФК	ТТПС-15, АФК	АФК	АФК	ТТПС-15, АФК	АР-100

Параметры зарядов:	РБФ	РАМ-12К	РАМ-12К	РАМ-12К	РАМ-12К	РАМ-12К	РСИ-60
рецептура	19	19	18	37	37	37	36
N_w	0,82	0,85	1,10	2,88	3,36	3,36	5,55
m_i							
габаритные размеры, мм	17,5x4- -145	16x7-183	18,8x7- -150	21x10- -180	21x10- -210	21x10- -210	25,6x15,5- -300
Параметры воспламенителя:							
$m_{впл}$. г	14	14	23	59	59	59	130
марка пороха	КЗДП	КЗДП	ДРП-3	ДРП-3	ДРП-3	ДРП-2	ДРП-3
пирострельство	ЭВП-19	ЭВП-19	ЭВП-19	УДП2-3	ЭВП-19	УДП2-3	ДП-6-3

Внутри корпуса на четырех вваренных в сферическую часть крышки опорах 10 крепится диафрагма 5. Диафрагма изготавливается методом литья из стали 25. В сопловую крышку вварено гнездо 3 для установки пиропатрона 4. Гнездо соединено форсажной трубкой 1 с воспламенителем 9.

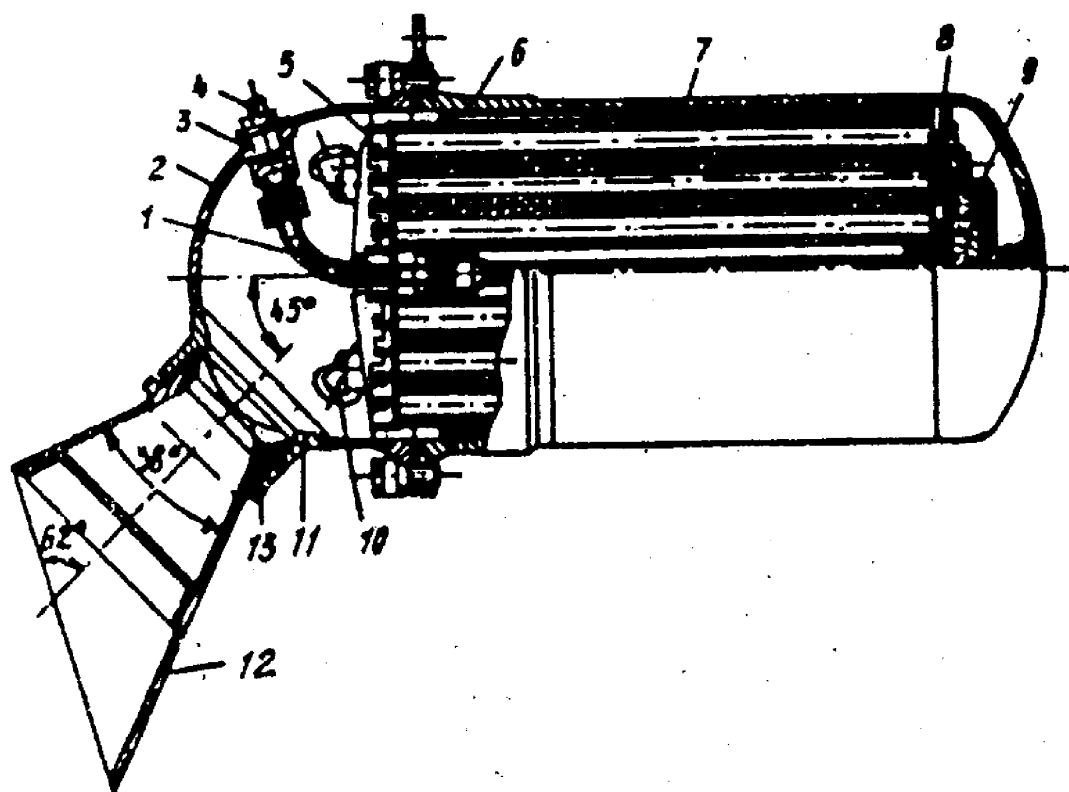


Рис. 26. ТД ракеты оперативно-тактического назначения:
1 - форсажная трубка; 2 - сопловая крышка; 3 - гнездо; 4 - пиропатрон; 5 - диафрагма; 6 - камера; 7 - заряд; 8 - держатель; 9 - воспламенитель; 10 - опора; 11 - горловина; 12 - раструб; 13 - тарель

Пороховой заряд 7 состоит из 36 одноканальных шашек. Заряд размещается между диафрагмой и держателем 8. В донной части камеры закреплен держатель, к которому крепится воспламенитель. Воспламенитель состоит из навески дымного ружейного пороха, закрепленной в герметичный алюминиевый футляр. Футляр имеет перкалевые заглушки в центре обоих торцов.

На внутреннюю цилиндрическую поверхность камеры нанесено теплозащитное покрытие. Герметизация двигателя осуществляется установкой резинового кольца в стык камеры и сопловой

крышки. Пиропатрон 4 и герметизирующая тарель 13 устанавливаются на герметике.

Внутренняя и наружная поверхности корпуса покрыты лакокрасочными покрытиями. Внутренняя поверхность покрыта грунтом Х-010 и эмалью ХС-710. Наружная поверхность — грунтом ФЛ-03-К и эмалью ХВ-556.

На конструкцию ТД существенно влияет его компоновка на ДУ. Пример этого влияния — конструкция воспламенительного устройства. Обычно пиросредства для зажигания воспламенителя располагаются в донной части двигателя вблизи воспламенителя. В ТД-7 из-за отсутствия доступа к донной части пиропатрон установлен на сопловой крышке и соединен с воспламенителем форсажной трубкой сравнительно большой длины.

Такое взаимное расположение неблагоприятно с точки зрения надежного воспламенения. Поэтому при экспериментальной отработке этого двигателя много внимания было уделено отработке системы воспламенения. Подбором диаметра трубки навески пиропатрона и навески воспламенителя удалось достичь надежности в запуске двигателя.

Сопло ТД-7 развернуто на 45° относительно оси камеры. Такое расположение камеры обусловлено также компоновкой его на ДУ. Для строгой ориентации ТД на ДУ предусмотрено фланцевое соединение крышки с камерой.

На рис. 27 представлен двигатель ТД-3, предназначенный для отделения и торможения отработавших высотных ступеней. Установка двигателя на высотных ступенях ракеты обуславливает более жесткие требования к массовым характеристикам. Для уменьшения массы в ТД-3 применен заряд из топлива марки РАМ-12К. Благодаря высокой скорости горения удалось уменьшить диаметр камеры двигателя 2. Соединение сопла с крышкой выполнено сварным. В двигателе применен пиропатрон УДП-2. Узлы крепления двигателя на ДУ расположены на крышке 11 и ориентированы друг относительно друга. Это позволило применить резьбовое соединение крышки с камерой. Особенностью двигателя ТД-3 является наличие наружного ТЗП 3, которое необходимо для защиты оболочки камеры от внешнего теплового воздействия в полете ракеты. В донной части камеры имеется штуцер 6 для проверки герметичности снаряженного двигателя. Крепление диафрагмы 1 и держателя 5 выполнено в камере. Для этого использована центральная форсажная трубка 7. Диафрагма и держатель имеют по три паза, а на камере соответственно шесть выступов. Держатель с ввернутой форсажной трубкой устанавливается на выступы камеры, затем вкладывается заряд 4, далее на форсажную трубку

1 - диафрагма; 2 - камера; 3, 12 - ТЗП; 4 - заряд; 5 - держатель; 6 - штуцер; 7 - форсажная трубка; 8 - тарель; 9 - электровоспламенитель; 10 - штуцер; 11 - крышка

Герметизация двигателя обеспечивается установкой резинового кольца в канавку на резьбовом фланце камеры. Штуцер для проверки на герметичность уплотняется резиновой пробкой. Герметизирующая тарель 8 сопла устанавливается на герметике.

90

этого двигателя является то, что закрывающая часть сопла является одновременно кронштейном крепления его на хвостовой от-
секе (см. рис. 3). Остальные элементы двигателя выполнены ана-
логично описанным выше. Резьбовой разъем корпуса выполнен в
его донной части между камерой 8 и дном 5. На сопловом пат-
рубке с помощью резьбы закреплен фланец 3, с помощью которого
двигатель крепится на ДУ. Диафрагма 1 крепится с помощью вин-
тов на трех приливах. Герметизация двигателя обеспечивается
установкой резинового кольца 4 в кольцевую канавку на торце
дна, резиновой пробки в штуцер 6 для проверки герметичности,
а также установкой на герметике тарели 2 и завальцовкой с гер-
метиком алюминиевого колпачка 7.

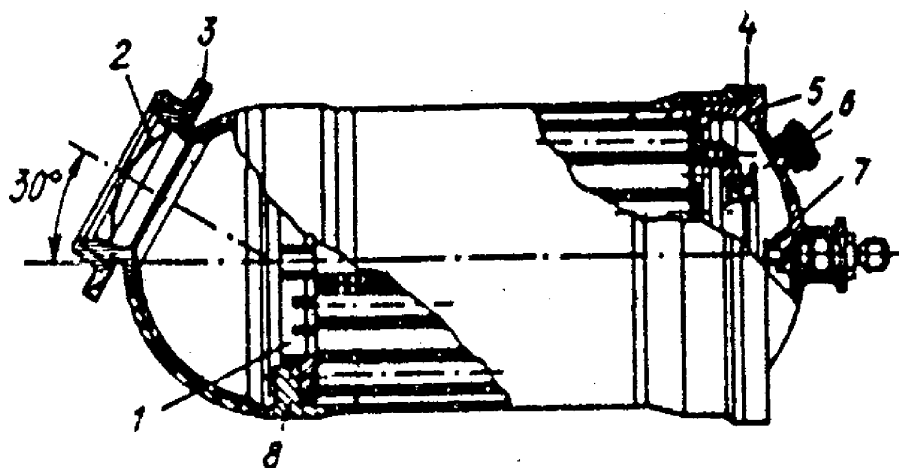


Рис. 28. ТД для отделения стартовой ступени:
1 - диафрагма; 2 - тарель; 3 - фланец; 4 - кольцо;
5 - дно; 6 - штуцер; 7 - колпачек; 8 - камера

На рис. 29 изображен двигатель ТД-6 высотной ступени. По условиям эксплуатации этот двигатель подвергается нагреву и все его элементы защищены ТЗП от внешнего теплового воз-
действия. Срез сопла закрыт также теплоизолированной заглуш-
кой. Пиропатрон 7 по условиям компоновки на ступени распола-
гается в донной части в конце специальной форсажной трубки 1. Трубка через угольник 2 соединяется с дном 3.

Узлы крепления этого двигателя выполнены так, что ось сопла может быть установлена в требуемое положение при монта-
же двигателя на ступени. Это достигается путем изменения длины
таблеров (см. рис. 4).

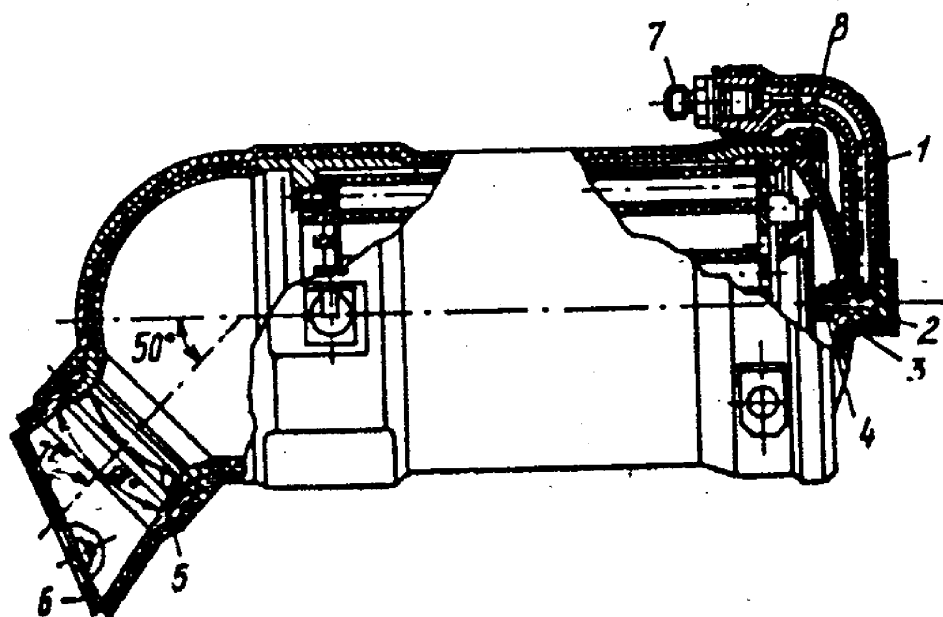


Рис. 29. ТД высотной ступени:

1 - форсажная трубка; 2 - угольник; 3 - дно; 4 - колпачок; 5 - тарель; 6 - заглушка; 7 - пиропатрон; 8 - уплотнение

С целью совершенствования массовых характеристик ТД в настоящее время разработаны конструкции с уменьшенными размерами фланцевых элементов. Такое конструктивное решение позволяет уменьшить массу конструктивных элементов примерно на 5%. Более существенное уменьшение массы можно получить за счет применения композиционных материалов. Ожидаемое снижение массы конструктивных элементов для таких двигателей составит 10-20%. Однако при изготовлении двигателей малых размеров из композиционных материалов имеются значительные трудности. Эти трудности в нанесении ТЗП на внутренние поверхности и контроле таких сборок существующим инструментом.

4.2. ДВИГАТЕЛИ СБРОСА И УВОДА ОБТЕКАТЕЛЕЙ

ДУС различного рода обтекателей космических летательных аппаратов и головных частей БР характеризуются чрезвычайно высокими требованиями к надежности и безопасности в обращении с ними. Характеристики таких двигателей сведены в табл. 11. Для обеспечения надежности работы двигателей применено топливо РСН-12К, изготовление которого освоено промышленностью

Двигатели унода и сброса обтекателей

Параметры	ДУС-1	ДУС-2	ДУС-3	ДУС-4	ДУС-5
Выходные характеристики:					
I , кВт·с	1,38	4,6-4,9	4,68-5,00	4,65-5,20	21
τ , с	0,16-0,30	0,14-0,16	0,14-0,19	0,14-0,19	0,5-0,6
m_L , кг	2,5	10,5	12,5	14,3	31,5
Габаритные размеры, мм	$\emptyset 70 \times 400$	$\emptyset 160 \times 397$	$\emptyset 160 \times 762$	$\emptyset 160 \times 775$	$\emptyset 230 \times 391$
Параметры двигателя:					
R_{max} , кН	6	34	52	52	54
R_{max} , МПа	20	13	13,5	13,5	15
d_a/d_k	39/19,5	34/19	180/59	180/59	30/12
материал камеры	СП-28	40Х	30ХГСА	30ХГСА	30ХГСА
ТЗП	АФК	-	-	-	-
Параметры заряда:					
реконтура	ТФ-2	РСИ-12К	РСИ-12К	РСИ-12К	РСИ-12К
$N_{ш}$	1	37	37	37	37
m_j , кг	0,36	2,50	2,50	2,50	10,5
габаритные размеры, мм	68х33-138	21х15,2-245	21х13-243	21х13-243	32,3х8-255
Параметры воспламенителя:					
m_{fl} , г	14	50	50	50	70
марка	КЗДП-2	ДРП-2	ДРП-2	ДРП-2	ДРП-2
пиросредство	ЭВП-19	ДП-1-3	УДП-3-3	ДП-3-2	ДП-1-3

в больших масштабах. Двигатель ДУС-1 применяется для головной части БР и имеет несколько отличные от прочих характеристики.

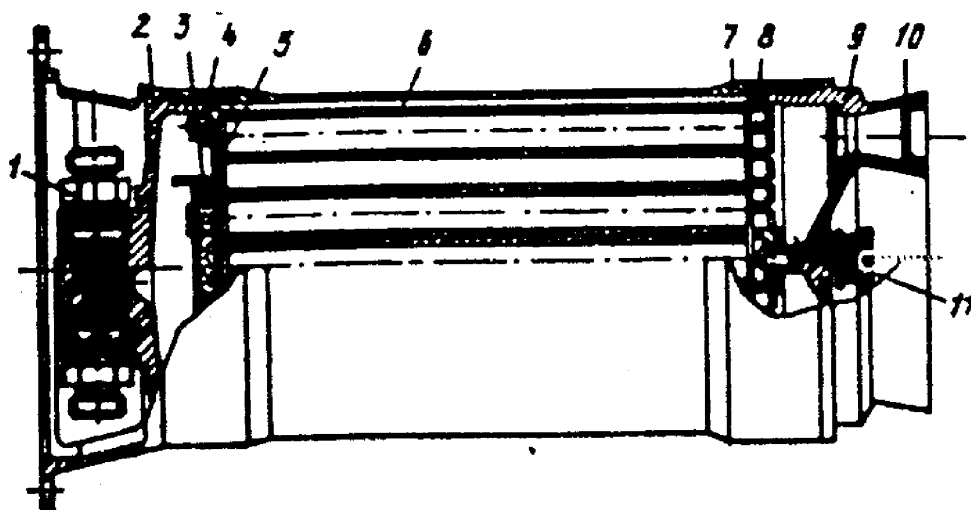


Рис. 30. Двигатель сброса створок обтекателя космического летательного аппарата:

1 — пиропатрон; 2 — дно; 3 — держатель с воспламенителем; 4 — винты; 5 — опорная решетка; 6 — заряд; 7 — камера; 8 — диафрагма; 9 — сопловая крышка; 10 — тарель; 11 — пробка

На рис. 30 представлен ДУС-2, предназначенный для сброса створок обтекателя космического объекта. Двигатель создавался и отработывался в сжатые сроки, поэтому использовались конструктивные решения, неоднократно проверенные в двигателях-аналогах. Многошашечный заряд 6 из топлива марки РСН-12К неоднократно проверялся в конструкциях различных двигателей. Корпус двигателя состоит из камеры 7, изготовленной из цельнотянутой трубы, дна 2 с фланцем крепления двигателя на объекте и сопловой крышки 9. Дно и сопловая крышка крепятся к камере с помощью резьбового соединения. Жесткие требования, предъявляемые к параметрам двигателя, выполняются с помощью изменения площади критического сечения сопел. Для каждой партии зарядов по результатам сжигания головных образцов устанавливается необходимая площадь критического сечения, под которую для партии образцов изготавливаются сопловые блоки.

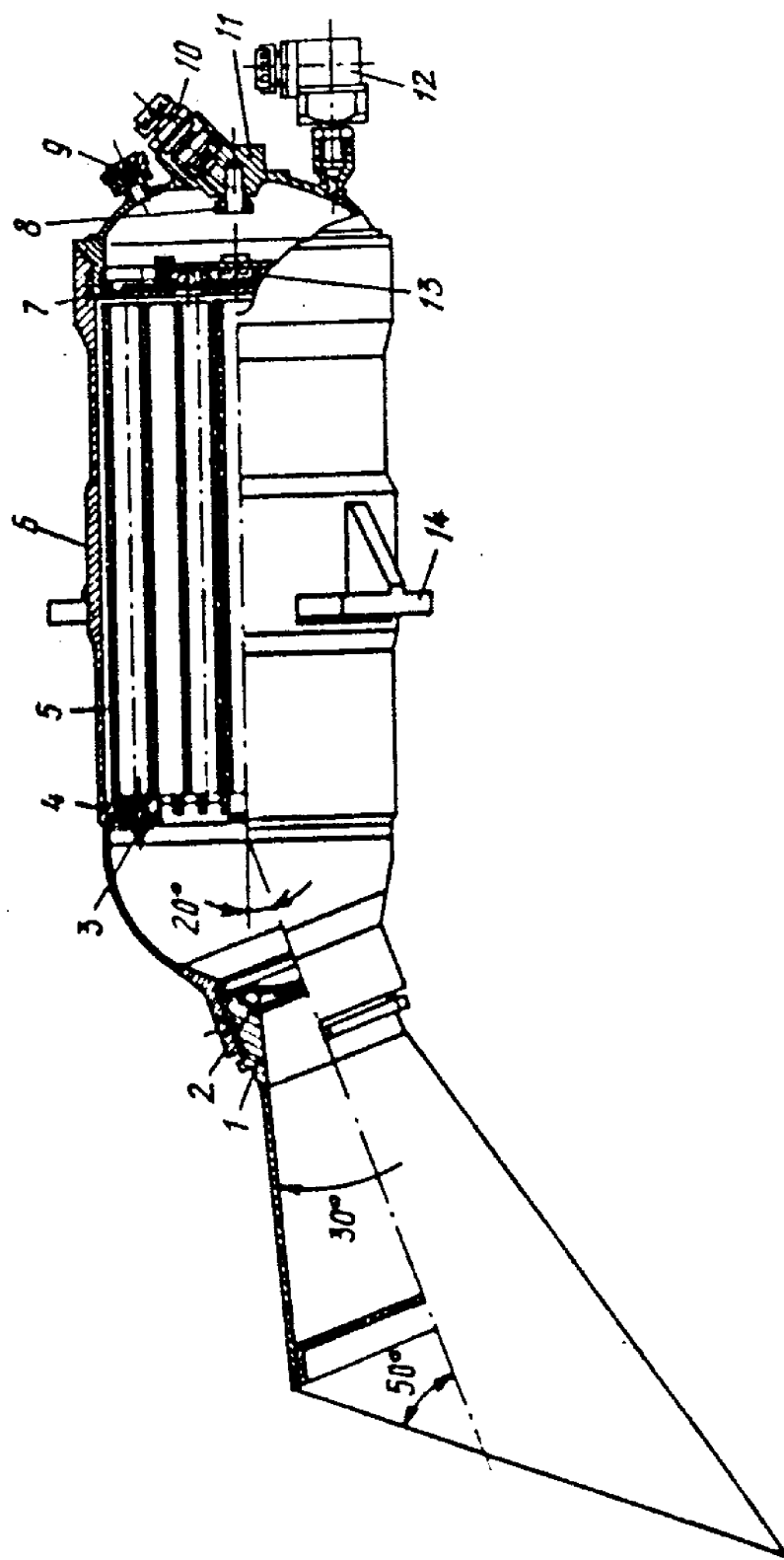


Рис. 31. Двигатель сброса створок обтекателя космического летательного аппарата:
 1 - солено; 2 - тарель; 3 - винт; 4 - диафрагма; 5 - заряд; 6 - камера; 7 - держатель; 8 - колпачек; 9 - пробка; 10 - пиропатрон; 11 - дно; 12 - датчик давления; 13 - воспламенитель; 14 - крошитель

Крепление диафрагмы 8 в корпусе осуществляется центральным винтом с опорой по наружному кольцу. В передней части корпуса с помощью винтов 4 к приливам в дне двигателя крепится держатель с воспламенителем 3.

Запуск двигателя осуществляется от двух одновременно срабатывающих пиропатронов 1. Герметизация двигателя обеспечивается герметиком в резьбовых соединениях, а также вклейкой герметизирующих тарелей 10 в закрывающей части сопел и установкой резиновой пробки 11 в отверстие для контроля герметичности.

На рис. 31 изображен ДУС-3 сброса створок обтекателя космического объекта. Конструкция двигателя претерпела существенные изменения по сравнению с конструкцией ДУС-2. В этом двигателе имеется только один резьбовой стык камеры 6 и дна 11. Сопловая крышка приварена к камере. Сопло 1 крепится на резьбе к сопловой крышке. Для крепления двигателя на объекте на его наружной цилиндрической поверхности имеются четыре кронштейна 14. Держатель 7 с воспламенителем 13 движимается на герметике в дне 11. Диафрагма 4 крепится в камере при помощи трех винтов 3. Из условия компоновки двигателя на объекте сопло установлено под углом 30° к оси камеры и имеет косой срез торца.

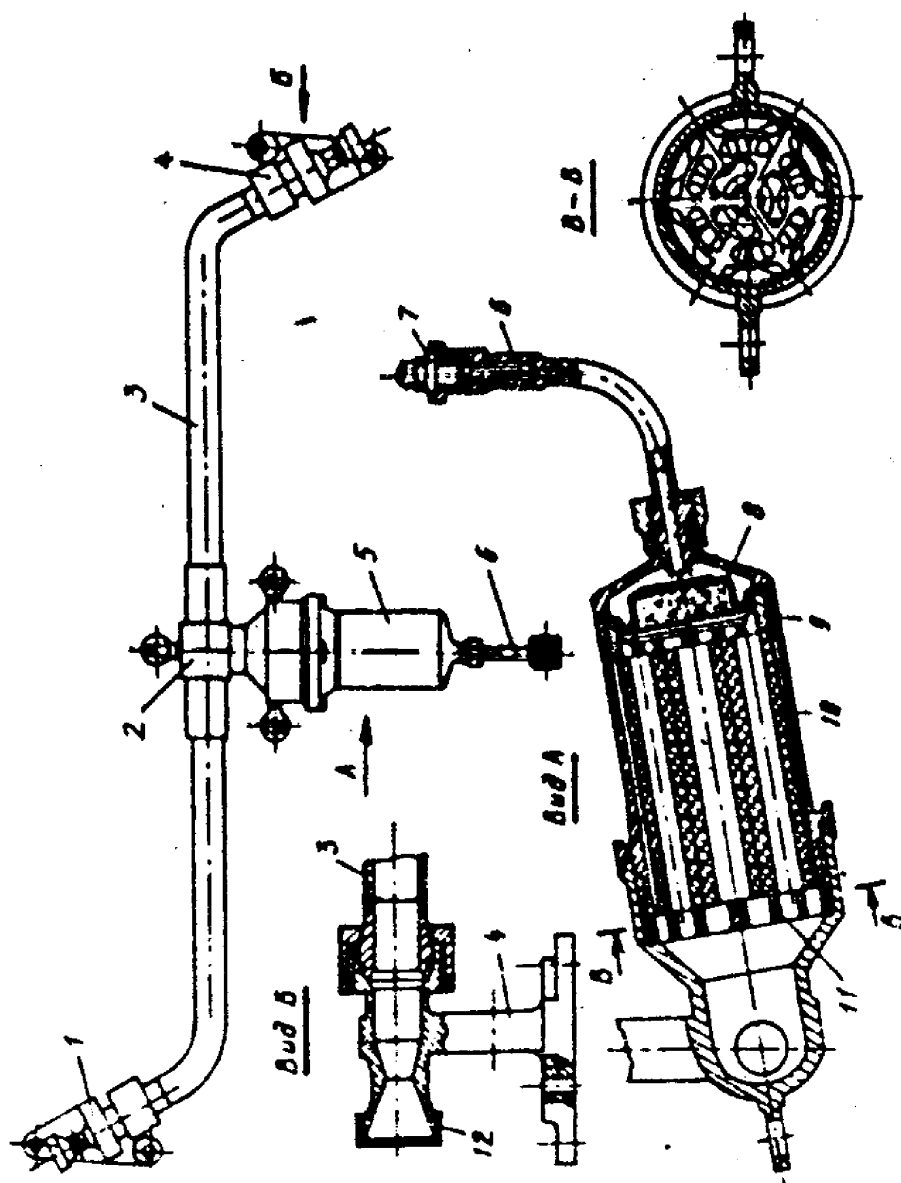
Герметизация двигателя осуществляется свинчиванием всех резьбовых соединений на герметик, наличием герметизирующей тарели и пробки 9 в штуцере для проверки на герметичность, а также завальцовкой герметизирующего колпачка. Запуск двигателя осуществляется от двух пиропатронов 10.

4.3. ДВИГАТЕЛИ ЗАКРУТКИ

В табл. 12 приведены характеристики ДЗ. По конструктивному исполнению они разделены на три типа. Первые два типа представляют собой однокамерные газогенераторы, связанные газоходами. Два сопловых блока расположены на концах трубопроводов и направлены в противоположные стороны. Отличие двигателей, выполненных по первым двум схемам, в расположении корпуса относительно плоскости момента закрутки. В двигателях первого типа корпус расположен по Т-образной схеме, а у второго типа — по продольной. К первому типу относятся ДЗ-1 и ДЗ-2, отличающиеся габаритными размерами камеры сгорания, газоходов и сопловых блоков. Ко второму типу относятся ДЗ-3 и ДЗ-4, отличающиеся тем, что камера сгорания ДЗ-4 и воспламенительный узел

Рис. 32. ДЗ первого
типа:

1, 4 - сопловые блоки;
2 - крышка; 3 - га
зоход; 5 - камера;
6 - форсажная трубка;
7 - электровоспламе
нитель; 8 - воспламе
нитель; 9 - передняя
решетка; 10 - заряд;
11 - диафрагма;
12 - сопловая за
глушка



выполнены в одном габарите, а у ДЗ-3 узел воспламенения вынесен и камера выполнена V-образной [41].

Третий тип двигателей (ДЗ-5 - ДЗ-8) представляет собой автономный РДТТ, ось сопла которого расположена в плоскости, перпендикулярной оси вращения. Количество двигателей определяется требуемой угловой скоростью вращения ББ.

Выбор типа двигателя для закрутки определяется допустимой разноимпульсностью сопел и габаритами, отводимыми на ББ под

Двигатели закрутки

Параметры	ДЗ-1	ДЗ-2	ДЗ-3
Выходные характеристики:			
I , кН·с	0,62-0,69	0,11-0,13	0,32-0,35
τ , с	0,1-0,2	0,1-0,2	0,1-0,2
m_f , кг	4,3	1,4	4,4
количество двигателей	1	1	1
Параметры двигателя:			
p_{max} , МПа	22	20	20
$d_d/d_{кр}$	26/12,5	12/5,1	26/8,8
расстояние между соплами, мм	720	420	546
материал корпуса	СП-28 12Х18Н10Т	12Х18Н9Т	12Х1810Т
Параметры заряда:			
марка пороха	БМС	БМС	БМС
m_z , кг	0,318	0,058	0,145
габаритные размеры, мм	21,5x10- -100	6,2x4,5- -64,8	21,5x10- -100
Параметры воспламенителя:			
$m_{вля}$, г	20	4	15
марка пороха	КЗДП-2	КЗДП-2	КЗДП-2
инициатор	ЭВ-3Д-7	ЭВ-3Д-2	ЭВ-3Д-7

ДЗ [42]. У двигателей первого и второго типа разноимпульсность обеспечивается на уровне менее 1-1,5%, для третьего типа 2-3%.

На рис. 32 представлена конструктивная схема ДЗ-1. Его корпус состоит из камеры сгорания 5, двух сопловых блоков 1,4, соединенных газоходами 3 с крышкой 2 камеры сгорания. К камере сгорания присоединена форсажная трубка 6 с гнездом под электровоспламенитель 7. Камера выполнена из стали СП-28 и

Т а б л и ц а 12

ДЗ-4	ДЗ-5	ДЗ-6	ДЗ-7	ДЗ-8
0,29-0,33 0,1-0,2 1,5	1,45-1,65 0,16-0,30 2,8	0,15-0,20 0,18-0,25 0,6	0,15-0,18 0,3-0,5 0,5	0,13-0,14 0,2-0,4 0,5
1	2	8	4	2
20 26/8	25 60/19,5	25 12/6,7	15 15/7	19 12,6
300 12X18H10T	880 СП-28	340 СП-28	700 Д16Т	900 СП-33
БМС 0,140	БМС 0,70	БМС 0,075	РСТ-4К 0,07	РНДСИ-5К 0,058
21,5x10- -140	23x4,5- -145	30x6-68	30x20-70	33x20-70
6 КЗДП-2 ЭВ-2Д-7	14 КЗДП-2 ЭВП-19	1,5 ДРП-3 ЭВП-19	2 ДРП-3 ЭВП-12	3 ДРП-3 ЭВП-12

представляет собой тонкостенную ($\delta_{min} = 0,8$ мм) сварную оболочку цилиндрической формы с эллиптическим дном. В дне по оси камеры выполнен резьбовой штуцер для крепления форсажной трубки. Со стороны открытого торца камера имеет наружную резьбу для соединения с крышкой. Внутри камеры в месте перехода цилиндрической части в эллиптическую выполнена резьба для крепления передней опорной решетки, изготовленной из стали 35Л. Передняя опорная решетка выполнена в виде колец, связанных радиальными ребрами. Наружное кольцо решетки по внутреннему диаметру имеет посадочное место для крепления воспламенителя. Воспламенитель удерживается в диафрагме кольцом из пресоматериала П-5-2, установленным на клею К-153. На внутреннюю поверхность камеры нанесено лакокрасочное покрытие, обеспечивающее коррозионную стойкость материала камеры сгорания от воздействия паров топлива.

Сопловой блок выполнен из нержавеющей штампуемой стали 14X17H2 и представляет собой цилиндр, соединенный вертикальной стойкой с нижним основанием. Сопловой блок изготавливается методом объемной штамповки. На наружной поверхности цилиндра соплового блока с одной стороны выполнен пояс для установки герметизирующей заглушки, с другой — резьба под ниппельное соединение с газопроводом. Внутри цилиндра сформирован профиль соплового тракта. Нижнее основание соплового блока имеет форму, обеспечивающую посадку на торец шпангоута ББ. На основании соплового блока по оси сопла имеются отверстия под посадочный штифт и два отверстия для крепления на ББ. Соединительная стойка имеет переменный профиль и параллельно оси цилиндра на нем выполнено два отверстия для крепления эксплуатационной скобы. Сопловые блоки отличаются друг от друга тем, что вместо отверстия под посадочный штифт на одном из них на другом выполнен паз, обеспечивающий собираемость двигателя с ББ. На сопловом блоке на герметике устанавливается заглушка. Заглушка представляет собой тонкостенный стакан с калиброванной насечкой на периферии торца. Насечка обеспечивает давление вскрытия в пределах 1,0–2,0 МПа. Материал заглушки — сплав АМцМ. Сопловые блоки соединены с крышкой камеры сгорания газопроводами. Газопровод выполнен из трубы 25x1,0 мм. Со стороны соплового блока к газопроводу приварен сферический ниппель с канавкой под резиновое уплотнительное кольцо. С другой стороны газопровод приварен к патрубку крышки. Крышка выполняется объемной штамповкой из стали 12X18H10T. Перпендикулярно оси крышки расположены два соосных патрубка, к которым приварены газопроводы. На внешней поверхности крышки приварены

три проушины для крепления к ББ. Со стороны открытого торца крышки нарезаны резьбы для крепления диафрагмы и камеры сгорания. Диафрагма по профилю аналогична опорной решетке и выполнена из стали 35Л.

Форсажная трубка выполнена из трубы 8х1,5 (сталь 12Х18Н10Т). К трубке с одной стороны приварен наконечник для соединения с камерой сгорания, а с другой гнездо под электровоспламенитель. Наконечник имеет канавки под резиновое уплотнение и опорный буртик для поджатия накладной гайкой, выполненной из стали 11Х11Н2 В2 МФА.

Сопловые блоки, газоходы и крышка защищены от коррозии химическим пассивированием. Корпус по наружной поверхности покрыт защитной эмалью ЭП-567. Корпус герметичен, что обеспечивается установкой сопловых заглушек и электровоспламенителя на герметике, а стыки крышка-камера, газоход-сопловой блок, камера-форсажная трубка герметизируются резиновыми кольцами.

Для сохранения геометрических размеров взаимного расположения сопловых блоков камеры сгорания и форсажной трубки при автономной транспортировке и хранении вне ББ двигатель устанавливается на эксплуатационную скобу. С помощью этой скобы производится установка (снятие) двигателя с ББ. Скоба состоит из носущей балки, захватов, уголков и стержня. Балка выполнена в виде П-образного профиля, на боковых стенках которого выполнены окна. В средней части балки имеются приливы с отверстиями для крепления через стержень камеры сгорания и захвата для фиксации форсажной трубки. На полках балки с обеих концов имеются посадочные места для крепления уголков, с помощью которых фиксируются сопловые блоки. Заряд 10 состоит из семи одноканальных цилиндрических шашек. Воспламенитель 8 выполнен в виде футляра из алюминиевого сплава марки АД1М толщиной 0,3 мм. Футляр состоит из корпуса и крышки. В корпусе имеется отверстие, закрытое перкалевой заглушкой.

В качестве инициатора применен малогабаритный электровоспламенитель ЭВ-ЗД-7 с пирозадержкой по времени срабатывания. Необходимое время задержки срабатывания обеспечивается длиной таблетки замедлительного состава. После подачи электрического импульса на электровоспламенитель в нем зажигается замедлительный состав. Затем срабатывает боевой состав, продукты сгорания которого, истекая по форсажной трубке, пробивают перкалевую заглушку в футляре и зажигают воспламенительный состав. Последний зажигает пороховой заряд. Продукты сгорания заряда, истекая через сопла, создают момент закрутки ББ.

На рис. 33 представлена конструкция двигателя второго типа ДЗ-3. Его основные узлы: корпус 2, заряд 6, воспламенитель 10, электровоспламенитель 3. Корпус двигателя выполнен по продольной схеме и состоит из центрального распределителя 9, двух полукамер 8, в которых помещен заряд твердого топлива и двух сопловых блоков 1, 5, соединенных с полукамерами-газоходами. Центральный распределитель представляет собой цилиндр с расположенными под углом к его продольной оси патрубками.

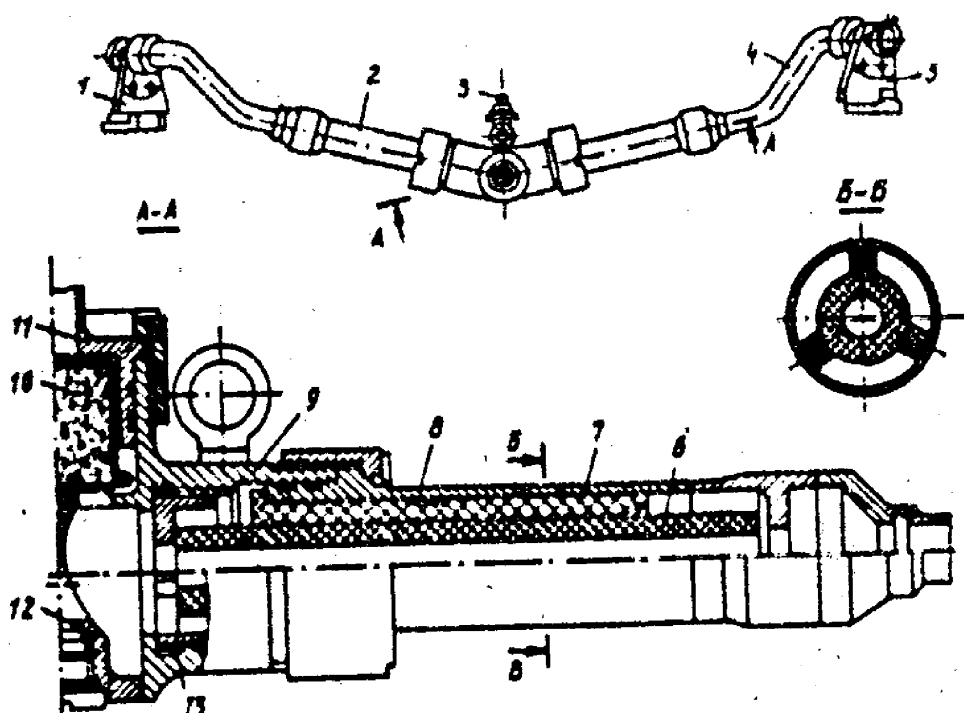


Рис. 33. ДЗ второго типа:

1, 5 - сопловые блоки; 2 - корпус; 3 - электровоспламенитель; 4 - газоход; 6 - заряд; 7 - опора; 8 - полукамера; 9 - распределитель; 10 - воспламенитель; 11 - крышка; 12 - перегородка; 13 - передняя решетка

Патрубки имеют наружную резьбу для крепления полукамер и внутреннюю резьбу для крепления передней опорной решетки. Решетка выполнена из стали 45 в виде резьбового кольца с тремя радиальными выступами.

В цилиндрической части распределителя с одной стороны вварено глухое дно. Дно имеет профилированную перегородку, делящую распределитель на две полости, связанные между собой отверстием в стенке перегородки. Перегородка служит для равномерного направления и распределения потока продуктов сгорания воспламенителя в полукамеры. В дне имеется резьбовое отверстие для установки датчика давления при проведении ОСИ двигателя.

При транспортировке и хранении отверстие заглушается пробкой.

С другой стороны распределителя навинчивается крышка. Крышка состоит из цилиндрического стакана с плоским дном и форсажной трубки, установленной на сварке. Трубка изогнута под углом 90° к оси крышки и заканчивается гнездом под электро-воспламенитель ЭВ-ЗД-7. На наружной цилиндрической части крышки выполнены канавки под резиновые уплотнения и опорный буртик для накидной гайки. Во внутреннюю полость крышки на клею устанавливается воспламенитель.

На наружной части распределителя приварены две проушины для крепления двигателя к ББ и одна для крепления эксплуатационной скобы.

Полукамера — цилиндрическая, сварная. Цилиндрическая часть изготовлена из трубы 32×1 мм. В нижней части полукамеры вварена диафрагма, аналогичная по профилю передней опорной решетки. На наружной части с опорного торца полукамеры выполнены канавки под резиновые уплотнительные кольца и опорный буртик для накидной гайки. Внутри полукамеры на клею К-153 установлена опора из пресс-материала АГ-4В.

Опора служит для центрирования пороховой шашки и предотвращения радиального ее перемещения. Опора представляет собой три планки, скрепленные кольцом. Стыки распределителя с крышкой и полукамерами унифицированы.

Полукамеры с распределителем образуют единую камеру сгорания. К полукамерам приварены газоходы, соединяющие их с сопловыми блоками. Конструктивное исполнение сопловых блоков и мест соединения с газоходами аналогичное двигателям первого типа.

Коррозионная защита корпуса обеспечивается химическим пассивированием, наружная поверхность покрыта защитной эмалью ЭП-567. Корпус герметичен, что обеспечивается установкой сопловых заглушек, пробки распределителя и электровоспламенителя на герметике, а в местах стыков газоход — сопловый блок — полукамера — распределитель устанавливаются герметизирующие резиновые кольца.

Для сохранения геометрических параметров двигателя при транспортировании и хранении на нем устанавливается эксплуатационная скоба, по конструктивному исполнению аналогичная скобе двигателя ДЗ-1.

Заряд представляет собой две одноканальные цилиндрические шашки. Алюминиевый футляр выполнен в виде стакана, в дне которого имеется отверстие, заклеенное перкалевой заглушкой. Стакан закрыт крышкой и завальцован по наружному диаметру. Инициатор пробивает перкалевую заглушку футляра воспламенителя и зажигает навеску. Крышка футляра, прогибаясь, разрушается на острых кромках и сгибается вдоль линии, соединяющей пазы. При этом разрушенная часть футляра охватывает профилированную перегородку. Продукты сгорания воспламенителя равномерно растекают в обе части распределителя и зажигают шашки зарядов в полухамерах (а.с. 146039, 189560). Для обеспечения газовой связи в переходнике выполнено отверстие, связывающее полости полухамер.

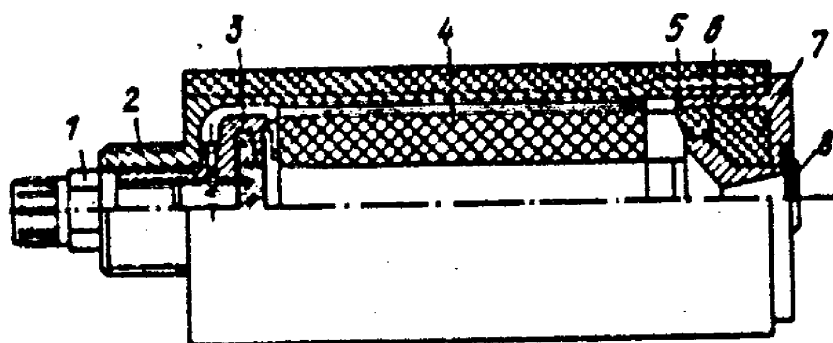


Рис. 34. ДЗ третьего типа:

1 - инициатор; 2 - камера; 3 - держатель; 4 - заряд; 5 - крышка; 6 - сопловой вкладыш; 7 - опора; 8 - тарель

Конструкция ДЗ-8 (рис. 34) является общей для двигателей третьего типа. По такой же конструктивной схеме выполнены ДЗ-7 и ДЗ-6. Особенностью ДЗ-7 является то, что его корпус выполнен из алюминиевого сплава.

Отличительная особенность ДЗ-6 (а.с. 213748) в том, что ось сопла расположена под углом 90° к оси камеры. ДЗ-5 по своему конструктивному исполнению ближе к ТД, так как импульс, создаваемый им, наибольший из всех ДЗ. При этом сопло ДЗ-5 имеет значительное удлинение ($L/d_{\text{ср}} \approx 7$) и небольшой угол раствора ($\sim 16^\circ$).

Основными узлами ДЗ-8 являются: камера 2, крышка 8, держатель 3, заряд 4 и инициатор 1. Камера представляет собой точеный тонкостенный стакан ($\delta = 0,8$ мм) из стали СП-33. Наружная поверхность покрыта теплозащитным покрытием ТТПС-15 толщиной 5 мм. В донной части камеры выполнено резьбовое гнездо для крепления держателя. Держатель выполняет несколько функций, являясь гнездом для установки малогабаритного инициатора ЭВП-12. Держатель также является неразрушаемым футляром для размещения навески пиротехнического состава и опорой для заряда. Полость гнезда под электровоспламенитель через шесть радиальных отверстий соединена с полостью камеры.

Крышка представляет собой стальное кольцо с буртиком. В нее вклеен сопловой вкладыш 6 через промежуточную теплоизолирующую опору 7 из пресс-материала АГ-4В. На опоре выполнены четыре выступа, играющие роль диафрагмы. Крышка со стороны сопла герметизируется тарелью 8. Герметичность ДЗ обеспечивается сборкой резьбовых соединений и установкой тарели на герметике.

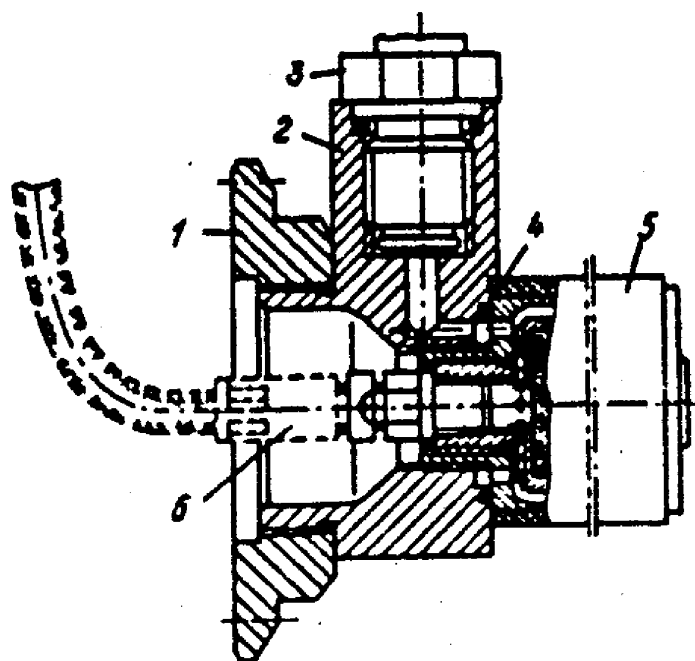


Рис. 35. Устройство для бесштуцерного замера давления:

- 1 - опорная плита маятника; 2 - переходник; 3 - датчик давления; 4 - уплотнение;
- 5 - двигатель; 6 - разъем инициатора

Заряд представляет собой одноканальную цилиндрическую шашку с тремя продольными зигами по наружной поверхности. Зиги служат для центрирования заряда в камере, обеспечивая зазор между стенкой камеры и наружной поверхностью заряда.

Особенностью конструкции двигателя такого типа является отсутствие штуцера для подсоединения датчика давления, размещение которого из-за малых размеров двигателя затруднительно. Для замера давления в его корпусе выполнены отверстия (рис. 35), сообщающие полость камеры с помощью датчика давления через специальное приспособление (а.с. 67380, 101117).

4.4. ДВИГАТЕЛИ ОТСТРЕЛА

Характеристики 10 модификаций ДО представлены в табл. 13. Двигатели выполнены по общей конструктивной схеме и имеют одинаковые посадочные места и длину корпуса. Узлы и детали двигателей максимально унифицированы. Двигатели по диаметру корпуса разбиты на четыре группы. Для обеспечения характеристик каждой модификации в двигателях использованы различные сочетания пороховых и макетных шашек. Шашки имеют одинаковые размеры для всех групп, а сопловые вкладыши имеют различные диаметры критического сечения. В двигателях IV группы дополнительно к макетным шашкам для исключения аномальной работы устанавливается пластмассовая втулка из пресс-материала АГ-4В. Сокращение количества корпусов, сочетание пороховых и макетных шашек, максимальное заимствование узлов и деталей позволило получить высокий коэффициент унификации $K_{ун}$ и коэффициент повторяемости K_n :

	I (ДО-1-ДО-2)	II (ДО-3-ДО-5)	III (ДО-6-ДО-7)	IV (ДО-8-ДО-10)
K_n	88	82	74	57
$K_{ун}$	94	93	92	89

Корпуса двигателей I группы изготовлены из высокопрочной стали СП-28, корпуса III и IV группы — из алюминиевого сплава Д16Т. Двигатели II группы выполняются из этих материалов в различных сочетаниях. Опорные решетки и форсажная трубка выполнены из пресс-материала АГ-4В. Сопловые вкладыши и диафрагмы, которые представляют собой набор планок, подкреплённых кольцами, выполнены из стали 20.

На рис. 36 представлена конструкция двигателя I группы. Он выполнен по "бочкообразной" схеме с разъемом на малом диаметре. Особенностью конструкции является выполнение диафрагмы 7 и передней опорной решетки 4 разъемными из двух частей. Установка этих частей производится на клею.

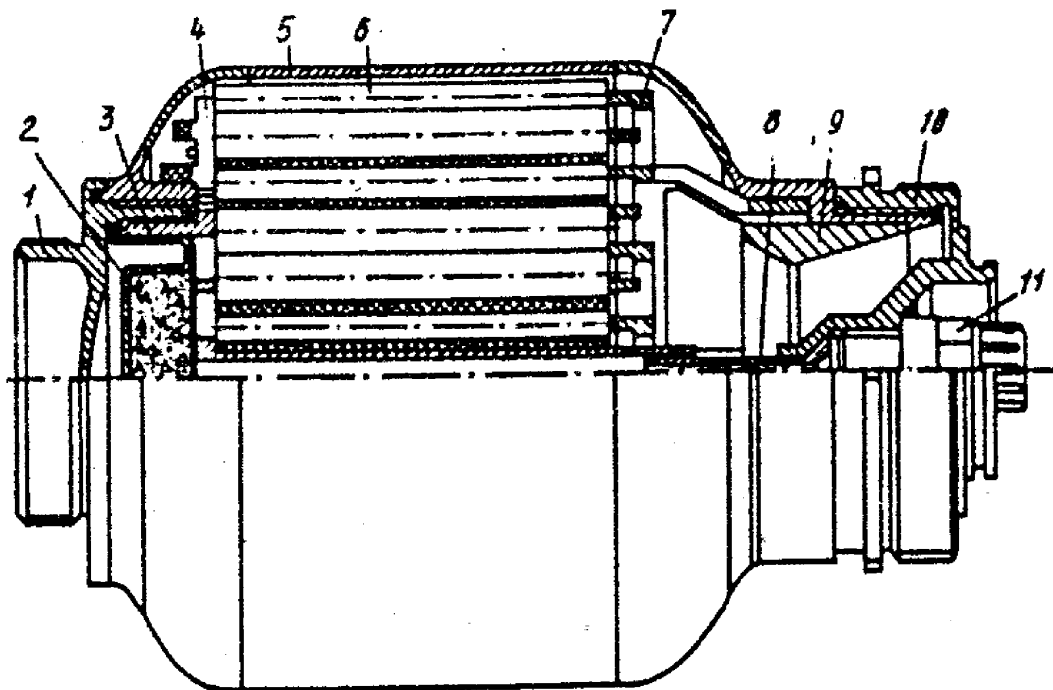


Рис. 36. Двигатель отстрела I группы:

1 - крышка; 2 - воспламенитель; 3 - держатель; 4 - передняя опорная решетка; 5 - камера; 6 - заряд; 7 - диафрагма; 8 - переходная трубка; 9 - сопло; 10 - заглушка; 11 - инициатор

Конструкция двигателя IV группы представлена на рис. 37. Выходное сечение сопла у всех двигателей закрыто унифицированной сопловой заглушкой. Она изготовлена из алюминиевого сплава Д16Т. По оси заглушки размещено гнездо под малогабаритный электровоспламенитель ЭВП-12. Полость гнезда посредством переходной телескопической трубки, проходящей через критическое сечение, соединена с форсажной трубкой передней опорной решетки. Телескопическая форсажная трубка позволяет избежать потери мощности форса пламени от электровоспламенителя в воздушном зазоре и обеспечить надежное зажжение воспламенителя. На периферии заглушки выполнено калиброванное сечение, по которому она вскрывается.

Двигатели отстрела

Параметры	ДО-1	ДО-2	ДО-3	ДО-4
Выходные характеристики:				
I , кН·с	0,92	0,76	0,49	0,35
τ , с	0,04	0,04	0,04	0,05
m_{Σ} , кг	2,4	2,5	1,6	1,6
Параметры двигателя:				
p_{max} , МПа	29	29	27	27
d_a/d_k	54/43	54/38	54/31	54/26
материал камеры	СП-28	СП-28	СП-28	СП-28
материал крышки	СП-28	СП-28	СП-28	Д16Т
габаритные размеры, мм	Ø115x188	Ø115x188	Ø83x188	Ø83x188
Параметры заряда:				
число шашек	113	88	56	40
число шашек в микете	11	37	6	20
m , кг	0,428	0,335	0,210	0,149
Параметры воспламенителя:				
$m_{ин}$, г	13	14	8	8
Примечания. 1. Марка топлива заряда - РАМ-12К. нителя - ЭВП-12. 4. Марка пороха воспламенителя - ДРП-3.				

При выборе зарядов для двигателей отстрела необходимо обеспечить его работоспособность при перегрузках до 150. При этом давление ограничивалось 30 МПа, а время работы заряда не более 0,04 - 0,07 с. Высокие значения перегрузок определяются функциями двигателей отстрела. При заданной скорости отстрела время работы двигателя не должно превышать времени пребывания двигателя с отстреливаемым элементом в направляющей трубе. Перегрузка ~ 150 имеет место при сочетании наименьшей массы отстреливаемого элемента и значительной скорости отстрела.

Т а б л и ц а 13

ДО-5	ДО-6	ДО-7	ДО-8	ДО-9	ДО-10
0,55 0,07 1,8	0,29 0,05 1,1	0,21 0,05 1,1	0,13 0,06 0,8	0,08 0,06 0,8	0,04 0,06 0,8
27 54/24,5 СП-28 Д16Т	27 46/23 Д16Т Д16Т	27 46/19 Д16Т Д16Т	27 26/16 Д16Т Д16Т	27 26/12 Д16Т Д16Т	27 26/8,5 Д16Т Д16Т
Ø83x188	Ø78x188	Ø78x188	Ø78x188	Ø78x188	Ø78x188
38	31	21	15	9	4
22 0,231	5 0,115	15 0,079	3 0,056	9 0,034	2 0,015
8	5	8	5	5	8

2. Габаритные размеры заряда 9x6,1-75. 3. Инициатор воспламе-

Как известно, такие перегрузки могут служить причиной увеличенного разброса полного импульса тяги за счет разрушения заряда и выброса несгоревших частей через сопло. При проектировании пороховых зарядов рассмотрены быстрогорящие составы порохов ВИК, РНДСИ-2К, РСН-60, РАМ-12К. По конструктивному исполнению рассматривались заряды в виде рулонов из инертной основы с нанесенным пороховым составом, заряды, состоящие из прочных тонкостенных инертных трубок с нанесенным на поверхность топливом и заряды в виде цилиндрических шашек. В работах [38, 43] проведены исследования, позволяющие обос-

новать выбор заряда. Для ДО рекомендован заряд, состоящий из комплекта трубчатых цилиндрических шашек из баллиститного топлива РАМ-12К и макетных шашек из нитролинолеума. Прочностные характеристики такого заряда проверены экспериментально при отстреле из пневмопушки. Перегрузки при отстреле превышали необходимые в 3–5 раз. Осмотр заряда показал, что негорящий заряд при таких перегрузках не разрушается. Исследование работоспособности таких зарядов при перегрузках до 600 при работающих двигателях [4,5] подтвердило правильность принятого решения. Зависимость p_k от среднего значения перегрузки представлена на рис. 38. Там же показана граница начала разрушения заряда. Изменение перегрузки n по времени идентично изменению давления и их максимумы совпадают. Это обусловлено малым изменением массы системы за счет выгорания заряда. Средние значения перегрузок совпадают с расчетными. Экспериментально получено соотношение $n_{max} = (1,3 \div 1,4) n_{cp}$.

На рис. 39 приведены расчетные $V_{расч}$ и экспериментальные $V_{эксп}$ зависимости изменения скорости отстреливаемого элемента от n_{cp} . Здесь же приведены значения интеграла давления в камере двигателя. Как показали эксперименты при $n_{cp} = 200 \div 250$, несмотря на разрушение заряда, двигатель обеспечивает расчетное значение скорости. Это явление связано с тем, что частицы разрушившегося заряда малы и успевают сгорать в камере.

При перегрузках $n > 300$ начинает сказываться фактор выброса негоревшего топлива из камеры сгорания двигателя.

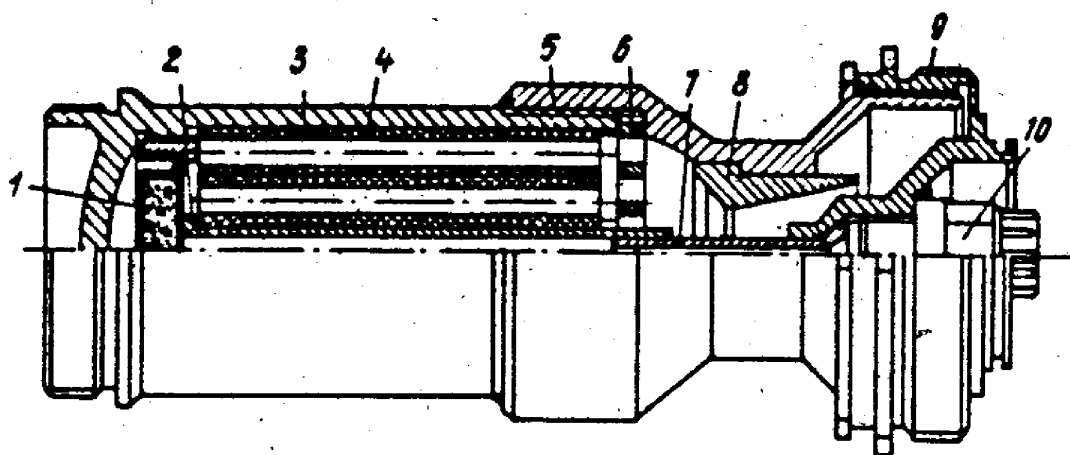


Рис. 37. Двигатель отстрела IX группы:

1 - воспламенитель; 2 - держатель; 3 - камера; 4 - заряд; 5 - крышка; 6 - диафрагма; 7 - переходная трубка; 8 - сопло; 9 - заглушка; 10 - инципатор

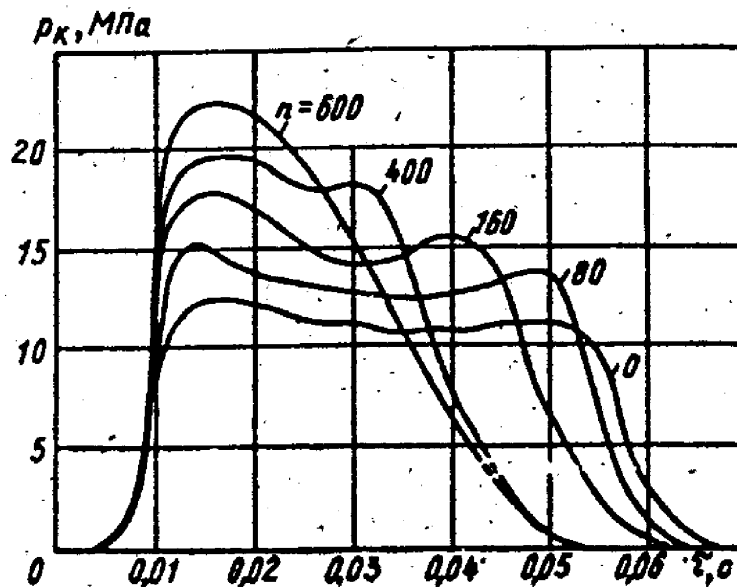


Рис. 38. Зависимость $p_k = f(\tau)$ и при различных значениях перегрузки

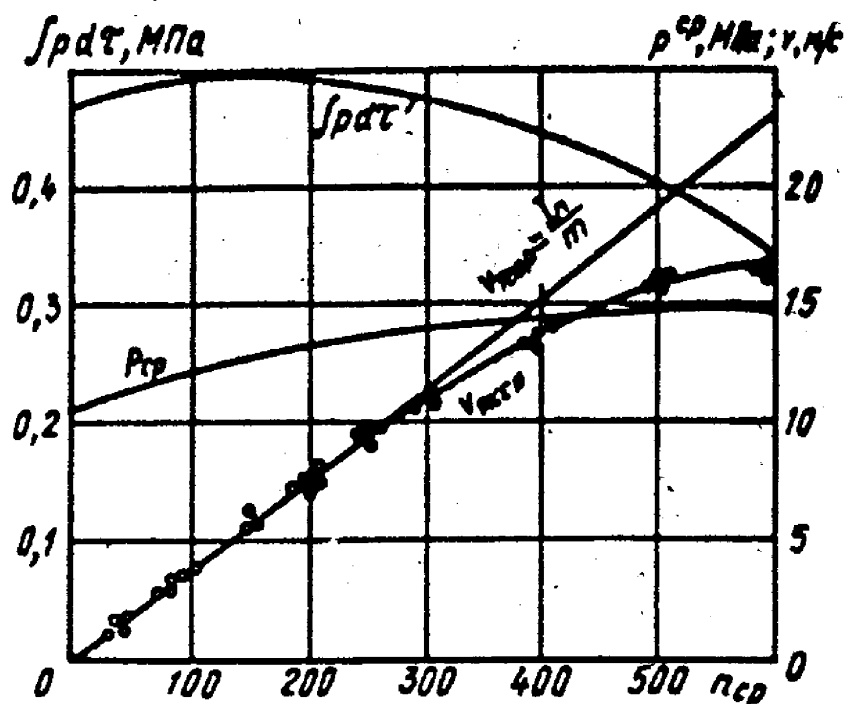


Рис. 39. Параметры ДО в зависимости от перегрузки:

I_n — импульс, создаваемый ДО; m — отстреливаемая масса; p_{cp} — среднее давление в камере сгорания

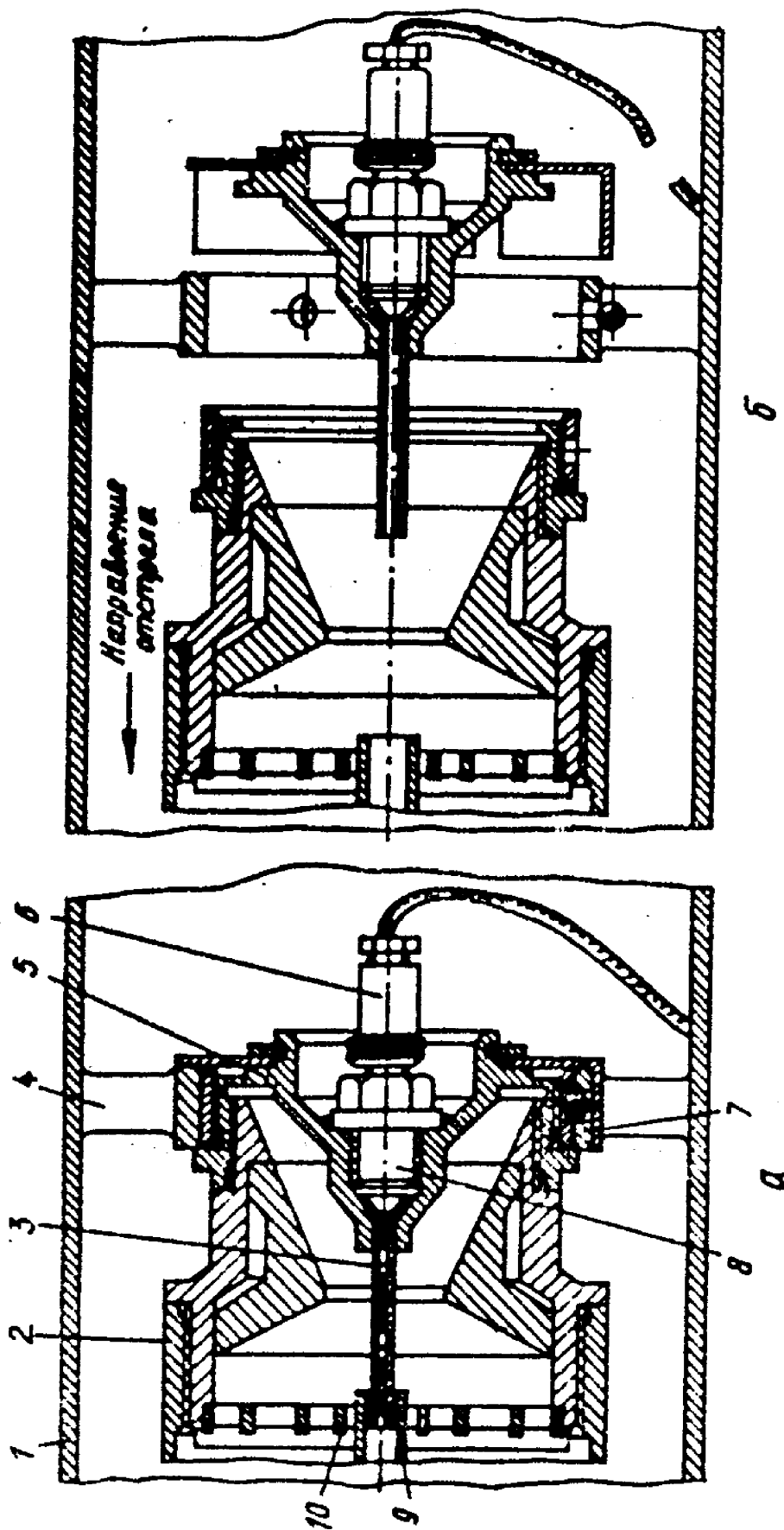


Рис. 41. Схема старта ДО:
а - исходное положение; б - после срабатывания замка; 1 - направляющая труба; 2 - ДО; 3 - переходная трубка; 4 - стойка замка; 5 - заглушка; 6 - разъем инжинатора; 7 - шариковый замок; 8 - инжинатор; 9 - форсажная трубка; 10 - диафрагма

Это же подтверждается скоростной киносъемкой. Значение же среднего и максимального давления после $n > 400$ практически не изменяется, так как с увеличением перегрузок растет толщина свода, при котором разрушается заряд. Размеры разрушенных частиц возрастают, их число уменьшается, при этом суммарная поверхность практически не изменяется. При больших перегрузках необходимо учитывать время пребывания разрушенных частиц топлива в камере сгорания и делать поправку при определении диаметра сопла.

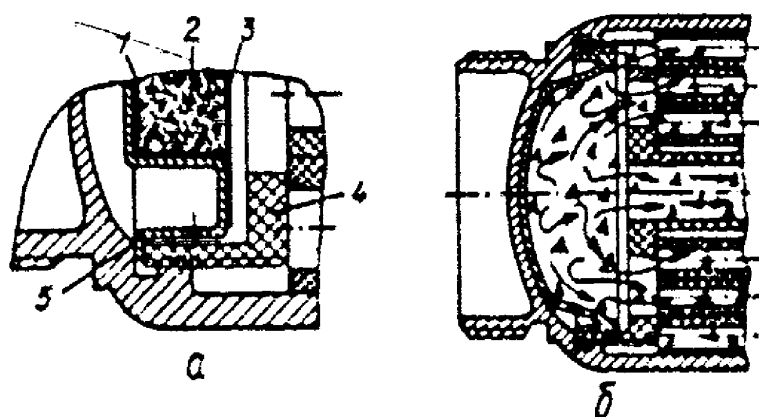


Рис. 40. Схема срабатывания воспламенителя

ДО:

а — исходное положение; б — после зажжения воспламенителя; 1 — футляр; 2 — воспламенительный состав; 3 — заглушка; 4 — опора; 5 — манжета

Воспламенители для ДО выполнены по единой схеме. Алюминиевый футляр с навеской пороха заклеен перкалевой заглушкой со стороны форсажного канала. Конструкция футляра обеспечивает равномерное воздействие продуктов сгорания воспламенителя на поверхность заряда (а.с. 120031). Футляр воспламенителя не перекрывает проходное сечение передней опорной решетки. Это достигается тем, что на наружной поверхности футляра закреплена фигурная манжета, поджатая к корпусу двигателя. Сквозные отверстия в манжете служат для перекуса воздуха при проверке двигателя на герметичность и для прохода воздуха при срабатывании воспламенителя (рис. 40).

Крепление двигателей к отстреливаемому элементу осуществляется унифицированным резьбовым соединением. Таким же соединением с помощью шарового замка двигатель крепится в направляющей трубе.

При подаче импульса тока на ЭВП-12 форс пламени от него проходит через форсажную трубку на воспламенитель и зажигает его. Давление газов от продуктов сгорания воспламенителя перемещается в сторону дна корпуса двигателя футляра. При этом манжета прогибается и освобождает проходное сечение опорной решетки. Продукты сгорания воспламенителя, отражаясь от вновь образованной сферической стенки футляра, равномерно по диаметру воспламеняют заряд. Перемычка заглушки разрушается при достижении расчетного давления и отстреливаемая часть вместе с ЭВП и телескопической переходной форсажной трубкой вылетает из сопла (рис. 41). При своем движении она вскрывает шаровой замок крепления двигателя в направляющей трубе. При срабатывании шарового замка связь двигателя с направляющей трубой нарушается и двигатель с элементом отстреливается из направляющей трубы.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
Глава 1. ДСН как элементы баллистической ракеты	8
1.1. Классификация ДСН	8
1.2. Основные характеристики ДСН	9
1.3. Некоторые особенности компоновки ДСН на ра- кете	14
Глава 2. Методика проектирования ДСН	20
2.1. Определение массовых характеристик ДСН	20
2.2. Проектирование ДСН	28
2.3. Расчеты, выполняемые в обоснование выходных характеристик ДСН	44
Глава 3. Экспериментальная отработка ДСН	56
3.1. Цели и задачи экспериментальной отработки ДСН и виды испытаний	56
3.2. Стендовое оборудование	61
3.3. Практика экспериментальной отработки ДСН	77
Глава 4. Справочные материалы по ДСН	85
4.1. Тормозные двигатели	85
4.2. Двигатели сброса и увода обтекателей	92
4.3. Двигатели закрутки	96
4.4. Двигатели отстрела	106
Список литературы	114

Игорь Михайлович Гладков, Юрий Петрович Ермаков,
Борис Яковлевич Малкин, Виктор Сатарович Мухамедов,
Валерий Александрович Наливайко,
Анатолий Сергеевич Солоухин

ДВИГАТЕЛИ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ
ИМПУЛЬСНОГО ТИПА НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Редактор Н.В. Маканцева

Технический редактор Т.И. Погудева

Корректор Т.Е. Орлова

Подписано в печать 05.04.90

Формат 60×84/16.

Печать офсетная.

Печ. л. 7,25

Уч.-изд. л. 6,0

Работа 11789

Заказ 350