

Г. Э. ЛАНГЕМАК
и
В. П. ГЛУШКО

РАКЕТЫ ИХ УСТРОЙСТВО И ПРИМЕНЕНИЕ



ОНТИ
НКТП

Замеченные опечатки

<i>Стр.</i>	<i>Строка</i>	<i>Напечатано</i>	<i>Должно быть</i>	<i>По чьей вине</i>
10	22 сверху	входном	выходном	тип. корр.
15	16 снизу	$\frac{r}{p}$	$\frac{Q}{p}$	тип.
17	3 строка табл. 2	4 58	4158	тип.
42	1 сверху	предыдущем	В предыдущем	тип.
65	21 „	упуска	пуска	тип.
78	Нижняя строка табл. 6	8430	3430	тип.
79	1 строка табл. 7	66,7 33,3	75,0 25,0	исправления авторов.
79	2 „ „ „	88,33	83,33	
101	18 сверху	ZiO ₂	ZrO ₂	

Г. Э. ЛАНГЕМАК и В. П. ГЛУШКО

Р А К Е Т Ы ИХ УСТРОЙСТВО И ПРИМЕНЕНИЕ



ОНТИ НКТП СССР

ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ АВИАЦИОННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

МОСКВА

1935

ЛЕНИНГРАД

Книга излагает основные сведения о реактивном движении, об основах устройства ракетных аппаратов на твердом и жидком топливах и о возможных областях применения этих аппаратов.

Авторы дают также систематическое описание и критический разбор наиболее характерных из предлагавшихся до сих пор конструкций ракетных аппаратов, описанных в общей литературе и в иностранных патентах.

Книга рассчитана на читателя, владеющего элементарной математикой.

Редактор *А. А. Жабров.*

Сдано в набор 10/VI 1935 г.

Формат 62×94¹/₁₆. Изд. № 49. Инд. А-95-4-4. (ТКК-37). Бум. л. 3³/₄.

Уполн. Главлита № В-25050.

Тираж 7000—авт. л. 8,10.

Техн. редактор *А. Н. Савари.*

Подписано к печати 19/X—35 г.

Тип. зн. в 1 бум. л. 104.000.

Заказ № 712.

2-я типография ОНТИ им. Евгении Соколовой. Ленинград, пр. Красных Командиров, 29.

.ПРЕДИСЛОВИЕ

Успехи социалистического строительства обеспечили Советскому союзу высокие достижения во всех областях науки и техники.

В настоящее время одной из новых и наиболее сложных научно-технических задач является развитие ракетного движения, открывающего широкие перспективы перед целым рядом областей народного хозяйства и приобретающего большое значение в укреплении обороны страны.

В частности, в области изучения и завоевания стратосферы, в которой советская наука заняла первое место в мире, ракетным летательным аппаратам суждено играть доминирующую роль. Уже сейчас наука ставит вопрос о необходимости изучения больших высот, порядка 80—100 км, достижение которых неосуществимо ни с помощью стратостатов, ни способом шаров-зондов, ни тем более на самолетах с винтомоторной установкой. Достижение таких высот возможно только ракетными аппаратами, которые являются таким образом необходимостью для дальнейшего развития научных исследований.

При развитии стратосферной авиации и достижении сверхзвуковых скоростей полета ракетные двигатели являются наиболее рациональными и на определенном этапе дополняют и заменяют в соответствующих областях современные авиационные двигатели.

Под руководством Центрального совета Осоавиахима СССР в настоящее время развертывается научно-исследовательская работа и пропаганда ракетного движения.

Предлагаемая книга двух крупнейших специалистов ракетной техники Г. Э. Лангемака и В. П. Глушко является ценным вкладом в литературу по ракетному движению и является одной из первых технических книг по данному вопросу.

Большая часть вопросов, трактуемых в этом труде, впервые рассматривается в советской литературе, и многие из них являются вполне оригинальными самостоятельными исследованиями, изложенными в доступной форме, что является большим достоинством книги. Книга послужит ценным источником технических знаний по ракетной технике и будет содействовать развитию научных исследований и массовому рабочему изобретательству в этой области.

Руководитель ракетной группы ВНК ЦС ОАХ СССР Меркулов.

ОТ АВТОРОВ

Предлагаемая работа предназначена для широких кругов читателей, интересующихся вопросами реактивного движения.

Основная задача, которую ставят себе авторы, заключается в освещении глазнейших технических вопросов, связанных с осуществлением и применением ракет на твердом и жидком топливах.

Читатель не найдет здесь полного решения этих вопросов, ибо, как известно, опытный материал по ракетам весьма и весьма беден, а имеющаяся литература относится почти исключительно к „межпланетным“ ракетам. Эту последнюю область мы умышленно оставляем в стороне, считая, что и в земных условиях проблема ракеты представляет вполне самостоятельную и чрезвычайно актуальную задачу.

Мы неоднократно подчеркиваем те трудности, которые должна преодолеть ракета, прежде чем ей удастся занять подобающее место в современной технике. С этой точки зрения наша работа является своего рода темником для изобретателей и конструкторов.

Работа распределилась между авторами следующим образом: главы II, V, VI и VII написаны В. Глушко, остальные главы и общая редакция книги выполнены Г. Лангемаком. За содержание книги в целом авторы несут полную солидарную ответственность.

Мысль о написании этой книги принадлежит Б. С. Петропавловскому, который еще в 1933 г. привлек авторов для разработки ее плана. Безвременная кончина его в том же году не дала ему возможности принять участие в дальнейшей работе.

Светлой памяти этого талантливого инженера и чудесного товарища авторы посвящают свой скромный труд.

Авторы

Декабрь, 1934 г.

ВВЕДЕНИЕ

Ракетный двигатель является представителем того немногочисленного класса машин, в которых энергия, заключенная в топливе, преобразуется в тяговую силу без участия передаточных механизмов. Создание такого двигателя при всей кажущейся на первый взгляд простоте его устройства представляет весьма большие трудности, для преодоления которых требуется обширная научно-исследовательская проработка целого ряда новых и сложных технических вопросов, с которыми до сих пор не приходилось сталкиваться техника и конструкторам.

Основная трудность заключается в том, что в ракетном двигателе для получения достаточной мощности нужно сжигать в единицу времени очень большое количество топлива, продукты сгорания которого, извергаясь под напором из камеры сгорания наружу, и создают так называемую реактивную тягу.

Ракета как техническая проблема выдвинулась только в самые последние годы, хотя ракета как простейший самодвижущийся аппарат известна человечеству уже много сотен лет. От обыкновенной фейерверочной ракеты до ракетного аппарата в том виде, в каком мы его в настоящее время себе представляем,—огромная дистанция. Решение ракетной проблемы может быть основано только на базе современных достижений техники, главным образом в области теплотехники, а также в металлургии специальных сталей и легких прочных сплавов (дуралюмин, электрон и т. п.).

История двигателей до современного авиационного двигателя прошла через ряд этапов, причем усовершенствование двигателей шло по пути увеличения мощности на единицу веса двигателя. Ракетный двигатель в этом отношении, как мы увидим, является более совершенным, чем всякий другой двигатель внутреннего сгорания, и потому может с полным основанием расцениваться как двигатель наиболее передовой техники.

Ракетный двигатель коренным образом отличается от всех других известных и пригодных для технических целей двигателей тем, что он способен сообщать движение связанному с ним аппаратам вне всякой материальной среды, в то время как аппараты, снабженные другими двигателями, могут передвигаться только при наличии внешней материальной опоры (земля, вода, воздух). Поэтому с применением ракетного двигателя издавна связывались проекты летания в весьма разреженных слоях атмосферы, а также и в

межпланетном пространстве. Эти последние проекты, хотя и вполне научно обоснованные, пока еще далеки от осуществления. Однако ракетный двигатель весьма плодотворно может быть использован и в более скромных земных рамках, которые послужат для него ступенью для выхода на более широкую арену. Одной из таких ступеней является применение ракетных аппаратов для исследования стратосферы.

Вторая особенность ракетного двигателя заключается в возможности получения с его помощью весьма больших тяговых усилий при ничтожно малом весе самого двигателя при условии, что работа его кратковременна. В этом отношении ракетный двигатель можно сравнить с артиллерийским орудием, в котором, как известно, в течение сотых долей секунды совершается колоссальная работа.

В ракетном двигателе в качестве топлива могут быть использованы вещества твердые, жидкие и газообразные. В качестве твердого топлива наиболее целесообразным является применение пороха, так как порох содержит кислород, необходимый для горения и, следовательно, топливо состоит в этом случае только из одного компонента.

В двигателях с газообразным топливом могут применяться как готовые газовые смеси, так и смеси газообразного кислорода с каким-либо горючим газом, которые подводятся в камеру сгорания порознь. К этой же категории можно отнести и такие двигатели, в которых в камеру сгорания вводится жидкое горючее в испаренном или распыленном состоянии, а потребный кислород берется из окружающего воздуха или из особого резервуара при двигателе. Этот последний тип двигателя мы называем двигателем на карбюрированной смеси, так как в нем подача топлива производится теми же приемами, что и в обыкновенных двигателях внутреннего сгорания. Наибольший интерес представляют ракетные двигатели на жидком топливе. Под этим названием мы разумеем только такие двигатели, в которых и горючее и окислитель вводятся в камеру сгорания и сжигаются в ней в жидком виде. Эти двигатели имеют бесспорное преимущество перед пороховыми двигателями по той причине, что жидкое топливо обладает теплотворной способностью в два—три раза большей, чем порох. Кроме того, постепенная подача жидкого топлива в камеру сгорания представляет несравненно меньшие трудности, чем такая же подача пороха. Более подробная сравнительная оценка обоих типов двигателей дана ниже.

Таким образом первой задачей при разработке ракетной проблемы является создание мощного и надежно действующего ракетного двигателя. В настоящее время этой задаче уделяется во всем мире весьма большое внимание, над ее разрешением работают за границей десятки выдающихся инженеров разных специальностей. Вопросам реактивного движения посвящено большое количество технических книг и журнальных статей. Во многих капиталистических странах как правительства, так и частные фирмы тратят большие средства на опытную работу.

Особое внимание вопросам реактивного движения за границей

уделяют военные ведомства, так как ракетные аппараты сулят блестящие перспективы в деле их боевого использования. С этой точки зрения весьма характерным является тот факт, что наиболее видные работники в области реактивного движения в капиталистических странах, проделавшие значительную опытную работу, буквально ничего не опубликовали в печати ни из результатов своих опытов, ни из своих достижений. Нужно полагать, что на эту часть работ наложили свою руку военные ведомства. Ту же участь, повидимому, претерпели и некоторые патенты на изобретения, сделанные в этой области.

Нет ничего удивительного, что доброкачественная техническая литература по реактивному движению пока еще бедна. Все изданные до сих пор капитальные труды¹ относятся исключительно к межпланетной части реактивного движения и в них, к сожалению, меньше всего говорится о самом двигателе, а между тем именно в нем сейчас вся суть вопроса.

В нашей работе мы низводим ракетные аппараты на землю, включая сюда и ее воздушную атмосферу, и в этих рамках отводим наибольшее место самому двигателю. Особое внимание мы уделяем двигателям на жидком топливе, которым, несомненно, принадлежит ведущая роль в ракетной технике.

¹ Обзор главнейших работ имеется в книге проф. Н. А. Рынина „Теория космического полета“, 1931; подробная библиография помещена в его же книге „Астронавигация“, 1932.

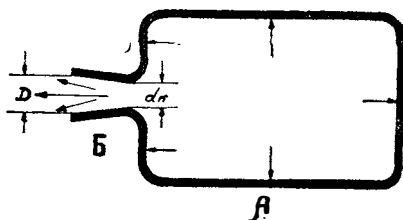
ГЛАВА I

ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

I. Реактивная сила и скорость истечения

В ракетном двигателе существенной частью является камера сгорания *А* (фиг. 1), в которой происходит сгорание топлива под давлением. Продукты сгорания вытекают наружу через канал в насадке *Б*, называемой соплом. Возникающая при этом реакция, или противодействие, толкает камеру в сторону, противоположную истечению.

Величина наименьшего отверстия истечения, называемого критическим сечением, рассчитывается таким образом, чтобы в камере создалось определенное давление; это давление зависит от количества сгорающего в секунду топлива и от свойств топлива.



Фиг. 1.

Проходя по каналу сопла, продукты сгорания топлива расширяются, давление их падает, и за счет этого расширения газовые частицы приобретают значительную скорость. Назначение сопла и состоит в том, чтобы возможно полнее использовать энергию расширения газов в самом двигателе. Если бы газы выпускались в атмосферу сразу по выходе из критического сечения, то значительная часть их энергии не была бы использована, так как расширение их происходило бы вне двигателя.

В том случае, когда в результате расширения газов их давление у выходного сечения сопла сравнивается с давлением наружной среды, т. е. с давлением окружающего воздуха, использование энергии, очевидно, будет наибольшим. В этом случае сила реакции *R*, или, как ее обычно называют, реактивная сила, может быть выражена следующим равенством:

$$R = \frac{G}{g} u. \quad (1)$$

Здесь *G* обозначает вес газов, вытекающих в единицу времени, или так называемый секундный расход, *u* — скорость газов у выхода из сопла, *g* — ускорение силы тяжести.

В том случае, когда давление p_2 в выходном сечении сопла не равно наружному давлению p_0 , скорость истечения будет меньше, чем в предыдущем случае, и реактивная сила выразится следующим уравнением:

$$R = \frac{G}{g} u + F_2(p_2 - p_0), \quad (2)$$

где через F_2 обозначена площадь выходного сечения сопла.

Топливо можно подавать в камеру сгорания постепенно с помощью насоса или другого подобного механизма, но можно поместить в камере и весь запас топлива, при условии, что оно способно сгорать постепенно. Первый случай мы будем иметь при применении жидкого или газообразного топлива, второй — при применении твердого топлива, чаще всего пороха.

В обоих случаях величина секундного расхода G будет зависеть от величины критического сечения сопла, давления внутри камеры и природы топлива. Скорость истечения в свою очередь зависит от природы топлива и от степени расширения газов в сопле.

Расширение газов характеризуется так называемым перепадом давления, под которым подразумевается отношение давления p_2 в выходном сечении сопла к давлению p_1 в камере сгорания. Например, если давление в камере равно 100 кг/см^2 , а давление в входном сечении равно атмосферному, то говорят, что перепад давления равен 0,01.

В настоящее время общепринятой является форма сопла Лаватя (фиг. 2), представляющая собой трубу с каналом в виде прямолинейного конуса. Угол конуса обычно принимают в пределах от 10 до 20° . В этих пределах величина перепада давлений, а следовательно, и скорость истечения, тем больше, чем больше выходной диаметр D сопла по отношению к критическому d_k .

Зависимость скорости истечения от отношения $\frac{D}{d_k}$ показана на диаграмме (фиг. 2), из которой видно, что возрастание скорости истечения с увеличением $\frac{D}{d_k}$ идет сначала очень быстро, но затем замедляется и после $\frac{D}{d_k} = 4$ становится мало заметным. Из той же диаграммы видно, что отношение $\frac{p_2}{p_1}$ весьма быстро падает по мере возрастания $\frac{D}{d_k}$.

При одной и той же степени расширения различные топлива дают разные скорости истечения, что зависит в первую очередь от теплотворной способности топлива.

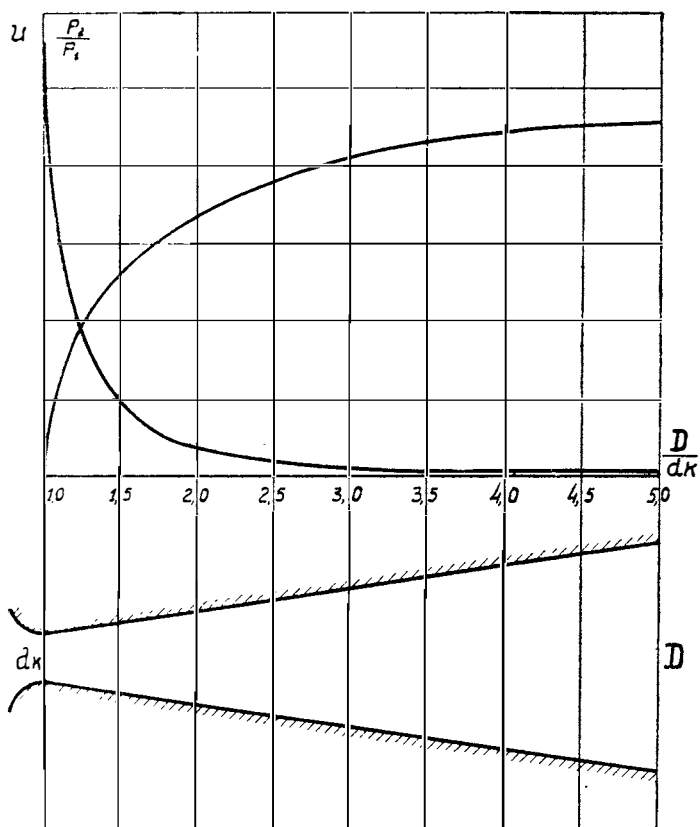
Если при горении топлива в камере не происходит никаких потерь тепла и в сопле происходит полное расширение продуктов горения, то скорость истечения может быть выражена формулой:

$$u = 91,53 \sqrt{H_u}, \quad (3)$$

где H_u — низшая теплотворная способность топлива, выраженная в больших калориях¹. Эта формула позволяет сравнивать между собой различные сорта топлива, если известна для них величина H_u .

Для тех топлив, которые могут найти применение в ракетном двигателе, возможные скорости истечения лежат в пределах от 1000 до 4500 м/сек.

Имея эту величину заданной, нетрудно убедиться из рассмотрения равенства (I), что величину реактивной силы R можно изме-



Фиг. 2.

нять только за счет изменения секундного расхода G топлива. Так как получение того или иного расхода топлива в конце концов сводится к надлежащей конструкции подающих топливо механизмов, то величина реактивной силы может достигать каких угодно больших значений.

В этой неограниченной возможности получения большой силы

¹ Под низшей теплотворной способностью подразумевается количество калорий, выделяемое единицей веса топлива, при условии, что все продукты горения находятся в газообразном состоянии.

тяги и заключается вся заманчивость применения ракетного двигателя. Однако средство для осуществления большой тяги, т. е. большой расход топлива, является, как мы уже упоминали, и с экономической и с технической стороны наиболее трудным вопросом. В недостаточно осведомленных кругах, отдавая должное положительной стороне ракетного двигателя, очень часто, к сожалению, упускают из виду „обратную сторону медали“.

Поясним сказанное небольшим примером. Подсчитаем расход топлива для летательного аппарата типа учебного самолета У-2 в предположении, что он снабжен ракетным двигателем, дающим такую же тягу, как и мотор этого самолета. Сила тяги воздушного винта на У-2 приблизительно равна 200 кг. Пусть в ракетном двигателе в качестве топлива применена смесь бензина с жидким кислородом, для которой скорость истечения продуктов сгорания можно принять равной 3000 м/сек. Из формулы (1) найдем:

$$G = g \frac{R}{u},$$

или, подставляя численные значения:

$$G = 9,81 \frac{200}{3000} = 0,65 \text{ кг.}$$

Таким образом в секунду нужно расходовать 0,65 кг топлива, что составит около 2400 кг топлива в час.

Авиадвигатель же при мощности в 100 л. с. расходует в час всего 23 кг горючего. Даже если учесть и расход кислорода, заимствованного из воздуха, то расход топлива выразится только около 100 кг/час, т. е. в 24 раза меньше, чем в ракетном двигателе.

Уже из этого примера видно, что для подачи топлива в камеру сгорания ракетного двигателя должны быть применены особые способы и приспособления, отличающиеся от тех, которыми пользуются в двигателях внутреннего сгорания.

Несмотря на такой большой расход топлива, вес самого двигателя весьма мал по сравнению с развиваемой им мощностью. Например, для получения тяги в 200 кг на том же У-2 можно было бы установить пороховой ракетный двигатель в виде нескольких камер, снаряженных порохом. Вес такого двигателя при условии, что от него потребуется действие лишь в течение нескольких секунд, составит не больше 15—20 кг, в то время как вес мотора с винтом составляет 150 кг¹. Эта характерная для ракетного двигателя способность при малом весе давать большие тяговые усилия делает его незаменимым в самых разнообразных областях.

Выражение для реактивной силы R можно привести к другому виду, более удобному для практических расчетов, именно:

$$R = CF \left(\frac{D}{a_k} \right) f_k p_1. \quad (4)$$

¹ Опыты с ракетным двигателем, установленным на самолете, производились в Германии в 1928 г.

Здесь C — постоянный для данных условий коэффициент, зависящий от состава продуктов сгорания топлива,

$F\left(\frac{D}{d_k}\right)$ — функция, значение которой возрастает при увеличении отношения выходного диаметра сопла к критическому,

f_k — площадь критического сечения сопла,

p_1 — давление в камере сгорания.

Эта формула дает возможность вычислить величину R , измерив давление в камере сгорания, что нетрудно сделать с помощью манометра, крешера или другого подходящего прибора.

Из выражения (4) ясно, что для увеличения реактивной силы нужно увеличивать давление p_1 , площадь истечения f_k и отношение $\frac{D}{d_k}$. При этом следует, однако, иметь в виду, что давление в камере и площадь истечения нельзя изменять независимо друг от друга, так как при данном расходе топлива для получения большего давления площадь истечения должна уменьшаться, и наоборот. Для одновременного же увеличения величин p_1 и d_k нужно вместе с ними увеличивать и расход топлива. Эти три величины, а именно: давление, площадь истечения и расход топлива находятся между собой в весьма сложной зависимости, которая должна быть исследована обстоятельными опытами.

Отношение $\frac{D}{d_k}$, определяющее степень расширения газов в канале, может быть взято произвольным. На практике же нужно стремиться к тому, чтобы перепад давления был полным, т. е. чтобы давление продуктов сгорания у выхода сопла было равно атмосферному. Например, при давлении в камере в 50 кг/см^2 полный перепад, очевидно, равен $\frac{1}{50}$ или $0,02^1$.

Необходимо иметь в виду, что и коэффициент C и функция $F\left(\frac{D}{d_k}\right)$ зависят от величины $k = \frac{C_p}{C_v}$, т. е. от отношения теплоемкостей продуктов сгорания при постоянном давлении и при постоянном объеме. Так как величина k , как известно, для различных температур и давлений может иметь различные значения, то величины C и $F\left(\frac{D}{d_k}\right)$, строго говоря, также зависят от давления и температуры в камере сгорания. Обычно в расчетах за неимением достаточных опытных данных принимают для k некоторое среднее значение, которое и считают постоянным в пределах рассматриваемого процесса. Для пороховых газов общепринятым является значение $k = 1,2$. При этом значении k теоретическое значение $C = 2,24$.

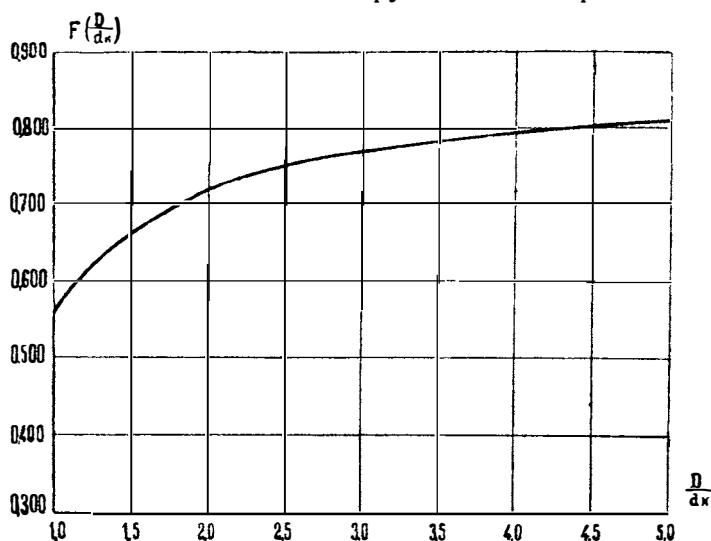
¹ Величина перепада давлений, помимо отношения $\frac{D}{d_k}$, зависит еще от отношения теплоемкостей данного газа (или смеси газов) при постоянном давлении и постоянном объеме. Это отношение $k = \frac{C_p}{C_v}$ для различных газов различно. Кривая на фиг. 2 указывает общий характер изменения перепада $\frac{p_2}{p_1}$ в зависимости от $\frac{D}{d_k}$.

В табл. 1 приведены значения функции $F\left(\frac{D}{d_k}\right)$ для различных отношений $\frac{D}{d_k}$ при $k=1,2$.

Таблица 1

$\frac{D}{d_k}$	$F\left(\frac{D}{d_k}\right)$	$\frac{D}{d_k}$	$F\left(\frac{D}{d_k}\right)$
1	0,553	3	0,778
1,5	0,665	4	0,800
2	0,715	5	0,820
2,5	0,748	6	0,835

Эта же таблица представлена в виде графика на фиг. 3. Значение $\frac{D}{d_k}=1$ отвечает тому случаю, когда выходное сечение сопла равно критическому, т. е. когда длина конуса равна нулю, или когда сопло выполнено в виде трубы с цилиндрическим каналом.



Фиг. 3.

При возрастании $\frac{D}{d_k}$ от единицы значения функции $F\left(\frac{D}{d_k}\right)$ сначала быстро увеличиваются, но далее это увеличение замедляется. Поэтому принятие значений $\frac{D}{d_k}$ больше 5 невыгодно, ибо громоздкость длинного сопла не окупается тем незначительным приращением силы тяги, которое можно при этом получить¹.

¹ Необходимо при этом иметь в виду, что с увеличением $\frac{D}{d_k}$ нужно соответственно увеличивать и давление в камере (см. диаграмму фиг. 2), чтобы давление продуктов сгорания в выходном сечении сопла не падало ниже давления наружной среды (воздуха).

2. Скорость ракеты

Вследствие большого расхода топлива в ракетном двигателе топливо составляет большую часть веса аппарата; поэтому значительная часть работы расходуется на перемещение в пространстве самого топлива, т. е. по существу затрачивается непроизводительно. Расчеты показывают, что эта непроизводительная затрата работы будет тем меньше, чем скорее будет израсходован запас топлива. Вследствие этого для реактивного аппарата нормальным будет такой режим движения, когда в начальной стадии движения расходуется все топливо или большая его часть и аппарат в сравнительно короткий промежуток времени приобретает весьма большую скорость, а затем уже продолжает движение только по инерции, подобно артиллерийскому снаряду. Понятно, что при таких условиях устройство ракетного аппарата, например для летных целей, должно быть выполнено на иных основах, чем те, которые приняты для самолетов.

Для случая движения ракеты при отсутствии сопротивления воздуха и земного притяжения скорость, приобретенная ракетой к концу горения топлива, выражается следующей формулой, данной К. Э. Циолковским в 1903 г.:

$$V = u \ln \left(1 + \frac{\omega}{p} \right). \quad (5)$$

Здесь V — искомая скорость,
 u — скорость истечения продуктов сгорания топлива,
 ω — вес топлива,
 p — вес ракеты без топлива,
 $\ln$ — знак натурального логарифма

Эту формулу иногда представляют в следующем виде:

$$e^{\frac{V}{u}} = 1 + \frac{\omega}{p},$$

или

$$e^{\frac{V}{u}} = \frac{Q}{p},$$

где Q — вес ракеты вместе с топливом,
 e — основание натуральных логарифмов.

Величина u , как мы уже говорили, для различных сортов топлива колеблется в пределах от 1000 до 4500 м/сек. Вес ω , который иногда называют весом ракетного заряда, складывается из весов горючего и окислителя. Вес p , именуемый пассивным весом, составляется из следующих частей:

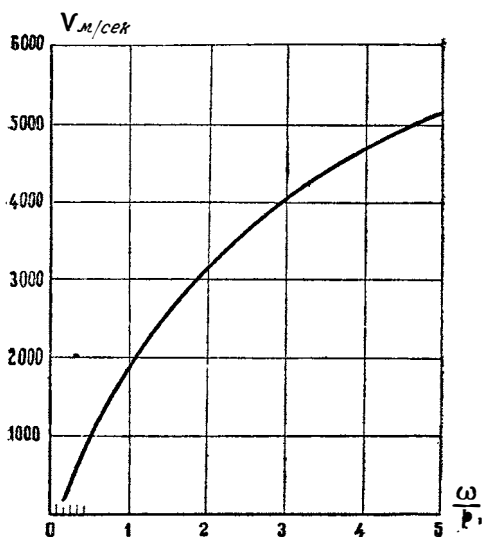
- p_1 — полезный груз (пассажиры, почта, взрывчатые вещества и т. п.),
- p_2 — оболочка, вмещающая этот груз,
- p_3 — приспособление для стабилизации ракеты в полете,
- p_4 — оболочка, вмещающая топливо,
- p_5 — насосы и приспособления для подачи топлива,
- p_6 — камера сгорания с соплом.

В пороховых ракетах ω — вес порохового заряда, а p_4 и p_6 отсут-

ствуют, так как весь запас топлива заключен в камере сгорания. Поэтому для них

$$p = p_1 + p_2 + p_3 + p_6.$$

Выражение (5) показывает, что возможная для ракетного аппарата скорость пропорциональна скорости истечения и возрастает с увеличением $\frac{\omega}{p}$, т. е. с увеличением отношения веса топлива к пассивному весу ракеты. Из этого вытекает, что: 1) для ракеты нужно брать топливо с возможно большей теплотворной способностью, так как последняя оказывает наибольшее влияние на величину u ; 2) выгодно брать топливо, обладающее большой плотностью, для получения возможно малого объема, а следовательно, и малого веса топливных хранилищ; 3) пассивный вес необходимо сводить к возможно малой величине, для чего следует использовать легкие и прочные материалы для частей ракеты.



Фиг. 4.

На диаграмме фиг. 4 представлена кривая, выражающая зависимость между скоростью V и $\frac{\omega}{p}$ при постоянной скорости истечения $u = 3000$ м/сек. Эта же зависимость указывается в табл. 2. В ней помещены также значения $\frac{V}{u}$, позволяющие вычислить значения V для любой другой скорости истечения.

Данные таблицы показывают, что с помощью ракетного двигателя можно получить весьма большие скорости. Однако не следует упускать из виду, что создание даже такой конструкции аппарата, в которой вес запаса топлива равен всему остальному весу аппарата, т. е. $\frac{\omega}{p} = 1$, представляет очень большие трудности. Эти трудности растут вместе с относительным количеством топлива и для некоторых значений $\frac{\omega}{p}$ решение задачи может оказаться непосильным, несмотря на все могущество современной техники. Где лежит предел возможных значений $\frac{\omega}{p}$ — должен выяснить в каждом случае точный расчет и, главное, опыт.

16

Таблица 2

$\frac{\omega}{p}$	V	$\frac{V}{u}$	$\frac{\omega}{p}$	V	$\frac{V}{u}$
0,1	285	0,095	1	2079	0,693
0,2	546	0,182	2	3294	1,098
0,3	786	0,262	3	4158	1,386
0,4	1008	0,336	4	4827	1,609
0,5	1215	0,405	5	5376	1,792

Резюмируем сказанное в настоящем параграфе.

1. Ракетный двигатель способен давать весьма большую тяговую силу при малом весе самого двигателя и сообщать связанному с ним аппарату скорость, недостижимую для других двигателей.

2. Расход топлива в единицу времени в реактивном двигателе значительно больше, чем в обыкновенных двигателях внутреннего горения при одной и той же тяге.

3. Наилучшие результаты должен давать ракетный двигатель, работающий на жидких топливах, обладающих высокой калорийностью. Топливо при этом должно иметь высокую плотность.

4. Для изготовления частей двигателя и вообще всех частей ракетного аппарата следует применять легкие и прочные металлы.

ГЛАВА II

ПОЛЕЗНОЕ ДЕЙСТВИЕ РАКЕТЫ

1. Коэффициент полезного действия ракетного двигателя

Сущность работы ракетного двигателя как тепловой машины заключается в преобразовании потенциальной химической энергии топлива в кинетическую энергию поступательного движения газообразных продуктов сгорания, вытекающих через сопло.

При переходе энергии из одного вида в другой часть ее, как известно, всегда теряется непроизводительно, и потому в ракетном двигателе, как и во всяком другом, полезная работа, получаемая при сжигании топлива, всегда бывает меньше, чем работа располагаемая.

Обозначим через:

G — вес топлива, сжигаемого в единицу времени;

u — скорость истечения газов через сопло, которую будем считать величиной постоянной;

H_u — низшую теплотворную способность топлива;

E — механический эквивалент тепла;

g — ускорение силы тяжести.

Потенциальная энергия массы топлива, расходуемой в 1 сек., равна

$$GH_u E,$$

а кинетическая энергия продуктов сгорания, или их живая сила, приобретенная за тот же промежуток времени, будет равна

$$\frac{Gu^2}{2g}.$$

Согласно сказанному выше:

$$\frac{Gu^2}{2g} < GH_u E,$$

или, деля обе части неравенства на $GH_u E$,

$$\frac{u^2}{2gH_u E} < 1.$$

Дробь, стоящая в левой части и выражающая отношение полученной работы к располагаемой, характеризует степень использования тепла в двигателе, т. е. показывает, насколько пол-

ным является преобразование заключенной в топливе потенциальной энергии в энергию движения газов. Эту величину мы называем коэффициентом полезного действия (к. п. д.) двигателя и обозначаем символом η , так что

$$\eta = \frac{u^2}{2gH_u E}. \quad (6)$$

Опытное определение скорости истечения u представляет довольно сложную задачу, и потому для нахождения величины η более удобно пользоваться другим выражением, где η представлена в зависимости от реактивной силы.

Напишем условие равенства импульса реактивной силы количеству движения газового отброса:

$$\frac{Gu}{g} = Rt. \quad (7)$$

Полагая $t = 1$, чему отвечает секундный расход G_1 , получаем:

$$u = g \frac{R}{G_1}. \quad (8)$$

Подставляя это выражение в (6), получим:

$$\eta = g \frac{R^2}{2EG_1^2 H_u}.$$

Заменяя постоянные величины их численными значениями, будем иметь:

$$\eta = \frac{R^2}{87G_1^2 H_u}. \quad (9)$$

Это выражение позволяет без труда находить к. п. д. двигателя, так как величины R , G_1 и H_u легко могут быть определены опытным путем.

При выводе формулы для к. п. д. принималось, что реактивная сила возникает лишь за счет кинетической энергии газового отброса. В действительности это может и не иметь места, именно когда давление газов p_2 у выходного сечения сопла не равно внешнему давлению p_0 .

Точное выражение для реактивной силы напишется следующим образом:

$$R = \frac{G_1}{g} u + F_2(p_2 - p_0), \quad (10)$$

де F_2 —площадь выходного сечения сопла двигателя,

p_2 —давление в выходном сечении сопла,

p_0 —давление окружающей среды.

В том случае, когда $p_2 = p_0$, очевидно, будем иметь выражение (1).

Из этого следует, что в тех случаях, когда использование расширяемого перепада давлений невелико, т. е. расширение в сопле идет не до противодавления p_0 , второй член выражения для R может принимать внушительные размеры.

Чтобы сохранить приведенную ранее формулировку к. п. д. двигателя, необходимо в выражение (6) для к. п. д. подставить значение u из формулы (10), именно:

$$u = \frac{g}{G_1} [R - F_2 (p_2 - p_0)].$$

Тогда

$$\eta_1 = \frac{[R - F_2 (p_2 - p_0)]^2}{87 G_1^2 H_u}. \quad (11)$$

Полученное выражение показывает, какая часть потенциальной энергии топлива преобразовалась в кинетическую энергию продуктов сгорания при частичном использовании располагаемого перепада.

На практике в рассматриваемом частном случае важнее знать не это преобразование в скоростную энергию отброса, а какая часть потенциальной энергии топлива преобразовалась в реактивную силу независимо от того, за счет первого или второго члена выражения для R (формула 10) существует эта сила. Иными словами, и в этом случае следует пользоваться выражением:

$$\eta_1 = \frac{R^2}{87 G_1^2 H_u}.$$

Величина η может иметь различные значения в зависимости от устройства двигателя и условий его работы.

На величину к. п. д. оказывают влияние потери, связанные с процессом горения и истечения газов. К числу их относятся потери, происходящие от неполноты расширения газов в сопле, от неполноты сгорания топлива в камере, от нагревания частей двигателя, от трения газов о стенки камеры и сопла, наконец, от образования вихрей в камере и в канале сопла. Из менее значительных можно упомянуть еще о потерях на лучеиспускание, на перемещение масс газов внутри камеры сгорания и т. д.

Наибольшее значение в ракетном двигателе имеют тепловые потери, связанные с неполным сгоранием топлива и с потерей тепла с уходящими газами.

При жидком топливе причиной неполного сгорания может служить недостаточно хорошее смешение компонентов топлива в камере сгорания, вызванное несовершенством конструкции как самой камеры, так и органов, подающих топливо (форсунок), затем малой скоростью подачи топлива, взаимной нерастворимостью окислителя и горючего и т. д. В результате этого часть несгоревшего топлива будет бесполезно выноситься через сопло.

Тщательное смешение компонентов топлива в камере сгорания является обязательным условием для хорошей работы двигателя. Однако выполнение этого условия чрезвычайно трудно вследствие необходимости смешивать большие количества топлива в единицу времени в ограниченной по объему камере сгорания.

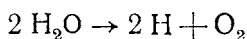
Для облегчения задачи необходимо использовать в ракетном двигателе такие сорта топлива, которые способны дать нужную тягу при возможно малом расходе топлива. Ввиду того что сила

тяги пропорциональна скорости истечения, наиболее выгодным является топливо с высокой теплотворной способностью. Совершенно очевидно, что для получения легкого двигателя более выгодно подавать топливо в камеру в жидком виде, чем в газообразном, или в виде смеси жидкого компонента топлива с газообразным, так как в последних случаях для подачи топлива потребовались бы мощные компрессоры и вся установка в целом оказалась бы настолько тяжеловесной и громоздкой, что применение такого двигателя утратило бы практический смысл.

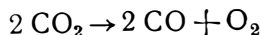
Это положение до сих пор не было достаточно четко формулировано в литературе. Оно также упускается из виду в большинстве проектов изобретателей, и почти все относящиеся к ракетному двигателю предложения предусматривают подачу топлива в камеру сгорания в газообразном или парообразном состоянии. Конечно, такой способ подачи связан с меньшими трудностями в смысле надежного смешения компонентов, однако, как уже сказано, большой мощности на единицу веса при этом получить нельзя.

К числу потерь от неполноты сгорания топлива нужно отнести потери, вызываемые диссоциацией продуктов сгорания. Явление диссоциации свойственно как пороховым газам, так и продуктам сгорания жидкого топлива. Это явление заключается в том, что образовавшиеся в процессе сгорания сложные молекулы под влиянием изменений температуры и давления вновь распадаются на составные части, причем происходит поглощение части тепла.

Продукты сгорания пороха и жидкого топлива при полном сгорании состоят главным образом из воды, углекислого газа и азота, если последний содержится в окислителе. Способностью диссоциировать при известных условиях обладают и водяной пар и углекислый газ. Реакция разложения воды на составные части — водород и кислород:



сопровождается поглощением 57,85 больших калорий тепла на граммоллекулу; при разложении углекислого газа



поглощается 29,7 кал.

Таким образом диссоциация продуктов сгорания равносильна неполному сгоранию топлива, что приводит к понижению общей температуры продуктов сгорания, их упругости, а отсюда к уменьшению скорости истечения в критическом сечении сопла.

Степень диссоциации продуктов сгорания находится в прямой зависимости от температуры и в обратной — от давления, причем преобладающее влияние оказывается на стороне давления. Это обстоятельство позволяет уменьшить диссоциацию продуктов сгорания путем увеличения давления в камере сгорания.

В зависимости от состава топлива температура в камере сгорания двигателя может колебаться в пределах 2500—4000°. При давлении в 100 кг/см² степень диссоциации водяных паров при указанных температурах доходит до 13%, а углекислоты — до 60%.

При давлении в 10 кг/см^2 степень диссоциации воды при тех же температурах возрастает до 26%, а углекислоты — до 83%. Понизить степень диссоциации можно увеличением давления в рабочем пространстве камеры сгорания. Однако употребление слишком высоких давлений вызывает затруднения, связанные с утяжелением как камеры сгорания, так и всех подсобных механизмов, а также с увеличением работы, расходуемой на подачу топлива в камеру сгорания.

Другой способ состоит в понижении температуры в камере сгорания путем использования таких сортов топлива, которые развивают при сгорании меньшую температуру при той же теплопроизводительности и имеют большой объем продуктов сгорания.

Нужно иметь в виду, что и при высоких давлениях явление диссоциации не устраняется полностью, и в массе газов, протекающих через сопло, неизбежно будут присутствовать в том или ином количестве продукты неполного сгорания. Однако часть тепла, поглощенная вследствие диссоциации в камере сгорания, вновь выделяется при движении газов в сопле, так как при расширении газов в сопле происходит падение температуры. В связи с этим продукты разложения снова могут соединяться в сложные молекулы с выделением тепла.

Таким образом сопло выполняет не только функцию органа, использующего радиальное давление расширяющихся газов, но является и вспомогательной камерой сгорания.

Довольно значительные потери в ракетном двигателе происходят от нагревания стенок камеры и сопла. Так как величина этих тепловых потерь пропорциональна поверхности стенок, соприкасающихся с продуктами сгорания, то вполне естественным является придание соплу и камере сгорания такой формы, при которой поверхность нагрева будет наименьшей. Что касается сопла, то наивыгоднейшей для него как в смысле тепловых потерь, так и простоты изготовления будет форма конического сопла Лавалля. Для камеры сгорания наиболее совершенной с точки зрения тепловых потерь была бы сферическая форма или близкая к ней.

Действительным средством для уменьшения тепловых потерь может служить применение на внутренних стенках камеры сгорания и сопла теплонепроницаемого покрова, предохраняющего их от соприкосновения с раскаленными газами.

Нанесение теплоизолирующего слоя в камере сгорания не представляет особых затруднений. Что же касается сопла, то задача изолировать его от воздействия раскаленных газов, движущихся со скоростью порядка $2000—3000 \text{ м/сек}$, в настоящее время представляется чрезвычайно трудной: известные виды теплоизолирующих составов при этих условиях от совместного действия нагрева и трения разрушаются и выносятся из сопла вместе с газами.

При пользовании керамической изоляцией можно было бы уменьшить действие трения газов, покрывая изолирующий слой глазурью. Однако известные сорта глазури имеют низкую температуру плавления (ниже 1000°) и для рассматриваемых целей непригодны.

Помимо уменьшения тепловых потерь, теплоизолирующий по-

кров является также средством для предохранения рабочих частей ракетного двигателя от расплавления действием высокой температуры продуктов сгорания, достигающей $3000—4000^{\circ}$. Для этой же цели можно использовать известный в технике прием проточного охлаждения двигателя какой-либо жидкостью.

В ракетном двигателе наиболее рационально использование для охлаждения самого топлива, так как это даст возможность не обременять аппарат излишним мертвым весом. В этом случае благодаря предварительному подогреву топлива условия сжигания его в камере сгорания несколько улучшаются. Для охлаждения более выгодно пользоваться тем из компонентов топлива, расход которого, а также удельный вес, теплоемкость и температура кипения наиболее высокие; это позволит избежать превращения топлива в парообразное состояние. Для повышения допустимой температуры нагрева можно заставить охлаждающую жидкость циркулировать под некоторым давлением.

В пороховых ракетах, для которых простота устройства является одним из важнейших требований, уменьшение тепловых потерь достигается проще всего применением внутренней облицовки пороховой камеры каким-либо составом, например асбестовой обмазкой.

Насколько важной является борьба с нагреванием двигателя, можно видеть из того, что даже в артиллерийских орудиях, в которых, как известно, процесс сгорания пороха продолжается несколько сотых секунды, потеря энергии пороховых газов от охлаждения их стенками орудия доходит до $5—6\%$.

Неизбежные потери в ракетном двигателе имеют место также вследствие трения газов о стенки камеры сгорания и сопла и вследствие образования вихрей в газовом потоке. Образование вихревых движений в камере сгорания в известной степени является желательным, ибо они способствуют лучшему перемешиванию топлива. В сопле возникновение вихрей безусловно вредно, так как здесь они являются причиной падения скорости истечения.

Для уменьшения потерь от вихреобразования в сопле необходимо стремиться к тому, чтобы из камеры сгорания выходили по возможности однообразные по своему составу продукты сгорания. Чем больше несгоревших частиц топлива выбрасывается в сопло, тем больше возможности для появления в нем завихрений.

Для уменьшения потерь на трение необходимо подбирать соответственным образом внутренние очертания камеры сгорания, в особенности той ее части, которая прилегает к критическому сечению сопла. Вместе с тем поверхность сопла и камеры должна быть тщательно обработана, т. е. отшлифована или даже полирована.

В литературе встречаются описания ракетных двигателей, в которых рабочий процесс осуществляется не при равномерной подаче топлива в камеру сгорания, а в виде отдельных взрывов, более или менее быстро следующих друг за другом. В пользу этих двигателей говорит возможность снизить среднюю температуру рабочих частей двигателя и уменьшить работу нагнетания топлива в камеру сгорания. Однако двигатель прерывистого действия характеризуется переменной скоростью истечения и переменной

температурой рабочих частей, резко выраженным толчкообразным действием реактивной силы и, наконец, резким снижением мощности на единицу веса.

Численные значения к. п. д. ракетного двигателя могут меняться в широких пределах в зависимости от устройства и условий работы двигателя. Ввиду того что в ракетном двигателе энергия истечения газов непосредственно преобразуется в тяговую силу без участия каких бы то ни было промежуточных механизмов, к. п. д. может принимать весьма большие значения, недостижимые в других тепловых машинах.

Известный американский специалист по ракетам проф. Р. Годдард получил для ракет на бездымном порохе величину к. п. д. двигателя, равную 0,65. Это значение к. п. д. нужно считать близким к максимально возможному.

Для порохового двигателя величина η в обычных условиях не превышает 0,5. Для ракетного двигателя на жидком топливе в случае применения надежных средств для борьбы с тепловыми потерями эта величина, повидимому, может быть доведена до 0,6.

2. Полетный коэффициент полезного действия ракеты

До сих пор мы касались только явлений, происходящих внутри двигателя, и выяснили влияние их на его к. п. д. как тепловой машины. Однако помимо задачи превращения потенциальной энергии топлива в кинетическую энергию истечения газов, т. е. в реактивную тягу, двигатель выполняет еще функцию движителя для связанного с ним аппарата.

Из выражения для скорости ракеты:

$$V = u \ln \left(1 + \frac{v}{p} \right)$$

следует, что чем больше скорость истечения и масса отброса, тем больше скорость ракеты. Это позволяет нам говорить о той или иной степени использования кинетической энергии отброса на сообщение движения ракетному аппарату.

Продукты сгорания не отдают аппарату всей своей энергии, так как, покидая двигатель, они еще обладают известной скоростью по отношению к неподвижным в пространстве телам и способны производить внешнюю работу. При движении аппарата в воздухе эта работа затрачивается на приведение в движение частиц воздуха, на их нагревание и т. д.

Таким образом полная мощность L , развиваемая двигателем, состоит из суммы полезно используемой мощности, затрачиваемой на приведение в движение аппарата, и теряемой мощности, выражающейся неиспользованной частью кинетической энергии газового отброса, т. е.

$$L = Rv + \frac{G}{2g} (u - v)^2, \quad (12)$$

где R — реактивная сила (тяга), развиваемая двигателем;
 v — скорость аппарата в рассматриваемый момент времени;
 G — вес топлива, сжигаемого в единицу времени;
 u — скорость истечения из сопла двигателя.

Отношение полезной работы Rv к полной работе продуктов сгорания мы называем полетным к. п. д. ракеты и обозначаем его символом η_n , так что

$$\eta_n = \frac{Rv}{Rv + \frac{G}{2g}(u-v)^2}.$$

Имея в виду, что

$$R = \frac{G}{g} u$$

и делая соответствующие преобразования, получим:

$$\eta_n = \frac{2uv}{u^2 + v^2}.$$

Полагая

$$\frac{v}{u} = k,$$

получим

$$\eta_n = \frac{2k}{1+k^2}. \quad (13)$$

Можно вообразить такой случай, когда вся кинетическая энергия газов передается летательному аппарату. Если фиксировать полет такого аппарата из какой-либо точки земли, то газы будут представляться в виде неподвижного длинного столба, как бы трассирующего полет аппарата.

Понятно, что вытекающие газы только в том случае окажутся неподвижными относительно земли, когда скорость их истечения будет равна скорости поступательного движения летательного аппарата. В этом случае выражения (12) и (13) дают:

$$L = Rv; \quad \frac{v}{u} = 1; \quad \eta_n = 1.$$

Таким образом условие равенства скоростей истечения газов и самого аппарата является условием наибольшего (полного) использования работы двигателя.

Если скорость аппарата под действием реакции все время возрастает, а скорость истечения остается постоянной, то равенство этих скоростей будет иметь место лишь в течение одного мгновения. В течение всего остального времени работы двигателя выхлопные газы будут иметь некоторую скорость относительно земли и, следовательно, не вся их кинетическая энергия будет передаваться аппарату.

Так как в общем случае скорость ракеты во время действия двигателя изменяется, то величина полетного к. п. д. ракеты

является переменной величиной. От нулевого значения в момент начала движения она возрастает по мере увеличения скорости аппарата, достигает единицы в тот момент, когда скорость истечения и скорость самого аппарата сравняются, а затем при дальнейшем возрастании скорости аппарата начинает убывать. В табл. 3 представлены значения полетного к. п. д. в зависимости от отношения скоростей $\frac{v}{u}$, вычисленные по формуле (13).

Т а б л и ц а 3

$\frac{v}{u}$	η_n	$\frac{v}{u}$	η_n
0,001	0,002	1,5	0,91
0,01	0,02	2,0	0,80
0,1	0,20	3,0	0,60
0,3	0,55	4,0	0,47
0,5	0,80	5,0	0,38
0,7	0,94	7,0	0,28
1,0	1,00	10,0	0,20

Если рассматривать движение аппарата относительно неподвижной в пространстве точки, то в начальном периоде движения продукты сгорания, истекающие через сопло, будут двигаться в сторону, противоположную движению аппарата, с постепенно уменьшающейся скоростью, затем в момент равенства скоростей сделаются неподвижными и, наконец, станут двигаться вслед за аппаратом.

Данные табл. 3 позволяют заключить о нецелесообразности применения ракетных двигателей в качестве постоянного движущего средства в наземном и водном транспорте, а отчасти и в воздушном, т. е. там, где мы связаны небольшими значениями допустимых скоростей движения, сравнительно со скоростями истечения.

Полагая скорость движения экипажа равной $v = 30 \text{ м/сек}$ (108 км/час), при скорости истечения $u = 3000 \text{ м/сек}$, получаем:

$$k = 0,01 \text{ и } \eta_n = 0,02.$$

Несколько бóльшие значения приобретает η_n в случае ракетной установки на самолете. Полагая скорость полета самолета равной 100 м/сек (360 км/час), получаем:

$$k = 0,033 \text{ и } \eta_n = 0,067.$$

Лишь при больших скоростях движения аппарата, близких к скорости истечения газов из сопла двигателя, полетный к. п. д. принимает достаточно большие значения. Применение же ракетного двигателя при малых скоростях движения может оправдать себя лишь в тех случаях, когда в течение малого промежутка времени требуется реализовать значительные тяговые усилия при незначительном весе всей тяговой установки.

Для учета экономичности работы ракетного двигателя как тяговой машины необходимо знать среднее значение полетного к. п. д. за все время работы двигателя.

Если p и V — соответственно вес и скорость аппарата в конце горения топлива, а ω и u — соответственно вес всего запаса топлива и скорость истечения газов, то средний полетный к. п. д. ракеты будет:

$$\eta_{cp} = \frac{\frac{pV^2}{2g}}{\frac{\omega u^2}{2g}} = \frac{pV^2}{\omega u^2}, \quad (14)$$

и так как

$$V = u \ln \left(1 + \frac{\omega}{p} \right),$$

то

$$\eta_{cp} = \frac{p}{\omega} \left[\ln \left(1 + \frac{\omega}{p} \right) \right]^2. \quad (15)$$

Это выражение показывает, что величина среднего полетного к. п. д. зависит только от отношения $\frac{\omega}{p}$. Графически эта зависимость выражается кривой, представленной на фиг. 5.

Наибольшее его значение получается при $\frac{\omega}{p} = 3,92$, т. е. когда почти 80% общего веса аппарата приходится на долю топлива. В этом случае $\eta_{cp} = 0,65$, а скорость ракеты в конце сгорания топлива

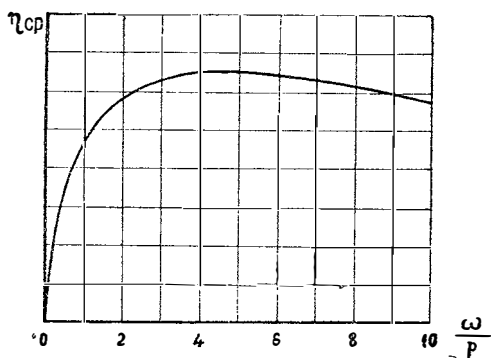
$$V = 1,6 u,$$

т. е. примерно в полтора раза больше скорости истечения продуктов сгорания.

Для повышения полетного к. п. д. аппаратов, движущихся с небольшими скоростями, например в условиях наземного, водного и воздушного транспорта, предложено искусственно понижать скорость истечения путем введения в камеру сгорания или в сопло инертных веществ (вода, воздух).

Эти инертные вещества, входя в соприкосновение с продуктами сгорания, заимствуют от последних тепло и движение, причем жидкие избыточные вещества превращаются в парообразное состояние, и вся масса используется в качестве отброса.

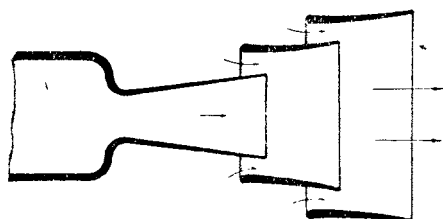
Очевидно, что этот путь увеличения к. п. д. может быть рациональным только в том случае, если инертное вещество заимствуется из окружающей среды. В противном случае увеличение мертвого



Фиг. 5.

веса аппарата уничтожило бы все выгоды от повышения полетного к. п. д.

Один из способов использования наружной среды в качестве отброса иллюстрируется фиг. 6. Здесь центральное сопло, сообщаемое с камерой сгорания, окружено рядом концентрических насадок большего диаметра с кольцевыми зазорами между ними для засасывания окружающей среды по принципу инжектора.



Фиг. 6.

Насколько оправдывает себя принцип подсасывания окружающей среды, можно видеть из следующего рассуждения. Пусть

G — расход топлива в единицу времени,

u — скорость истечения продуктов сгорания,

$G_1 = aG$ — расход смеси в единицу времени,

u_1 — скорость смеси,

v — скорость ракеты.

Пренебрегая второстепенными потерями, можем написать уравнение живых сил:

$$\frac{G}{2g} u^2 = \frac{aG}{2g} u_1^2 - \frac{G}{2g} (a-1) v^2 + \frac{G}{2g} (u-u_1)^2,$$

где учитывается энергия набегающего со скоростью v потока среды и потеря на удар при смешении.

Отсюда находим:

$$u_1 = \frac{u + \sqrt{u^2 + (a^2 - 1)v^2}}{a + 1}. \quad (15a)$$

Когда $v = u$, то $u_1 = u$ и, следовательно, в этом случае подсасывание не дает полезного эффекта.

Максимальное приращение реактивной силы будет иметь место в том случае, когда ракета неподвижна, т. е. когда $v = 0$. Тогда из формулы (15a) следует:

$$u_1 = \frac{2u}{a + 1}.$$

Реактивная сила двигателя без подсасывания выражается, как мы видели, равенством $R = \frac{G}{g} u$. В случае подсасывания при $v = 0$ реактивная сила будет:

$$R_1 = a \frac{G}{g} u_1 = \frac{aG}{g} \frac{2u}{a + 1} = \frac{2a}{a + 1} R.$$

Если масса отброса увеличилась за счет подсасывания в 16 раз, то реактивная сила возрастет в

$$\frac{R_1}{R} = \frac{2a}{a + 1} = \frac{2 \cdot 16}{16 + 1} = 1,88 \text{ раза.}$$

Такое большое увеличение тяги заслуживает серьезного внимания.

Если $v \neq 0$, то

$$R = \frac{G}{g} u_1 + (a-1) \frac{G}{g} (u_1 - v),$$

т. е. с увеличением v тяга уменьшается.

При движении аппарата полезный эффект двигателя с такого рода подсасыванием окружающей среды будет меньше, и когда скорость отброса и скорость аппарата сравняются, подсасывание не даст никакого выигрыша. При полетах с небольшими скоростями в нижних слоях атмосферы, где воздух достаточно плотен, использование окружающей среды в качестве отброса обещает значительную экономию топлива¹.

На величину полетного к. п. д. ракетного аппарата весьма существенно влияют также потери, вызываемые сопротивлением воздуха при движении в нем аппарата. Такое же значение имеет и работа, затрачиваемая двигателем на преодоление силы земного тяготения. Подробнее об этом будет сказано ниже.

3. Экономический коэффициент полезного действия ракеты

Полезная работа ракеты измеряется живой силой $\frac{pV^2}{2g}$, приобретенной ею к концу сгорания топлива. Потенциальная энергия топлива, равная $\omega H_u E$, расходуется частью, как мы видели, на сообщение скорости ракете, частью утрачивается непроизводительно. Отношение полезной работы к располагаемой энергии характеризует экономичность ракеты. Это отношение мы называем экономическим к. п. д. ракеты; оно равно

$$\eta_{\text{э}} = \frac{\frac{pV^2}{2g}}{\omega H_u E}.$$

Умножая и деля правую часть на u^2 , получим:

$$\eta_{\text{э}} = \frac{u^2}{2gH_u E} \cdot \frac{pV^2}{\omega u^2},$$

или на основании (6) и (14):

$$\eta_{\text{э}} = \eta_1 \cdot \eta_{\text{ср}}.$$

Таким образом экономический к. п. д. ракеты есть произведение к. п. д. двигателя на средний полетный к. п. д. ракеты.

На основании этого, полагая, что наибольшие значения для $\eta = 0,50$ и $\eta_{\text{ср}} = 0,65$, получим наибольшее значение для полного экономического к. п. д.:

$$\eta_{\text{э}} = 0,50 \cdot 0,65 = 0,325.$$

¹ Такой случай может представиться, например, при применении ракетного двигателя для разгона самолета при старте.

Напомним, что в приведенных формулах для к. п. д. не учтено влияние земного тяготения и сопротивления воздуха. Оба эти фактора вызывают понижение к. п. д. ракеты. Их вредное влияние можно отчасти парализовать приданием ракете наиболее удобообтекаемой формы, применением больших поперечных нагрузок и принятием достаточно больших ускорений. Если же учесть потери на преодоление сопротивления воздуха и силы земного тяготения, то экономический к. п. д. ракетного аппарата не превысит 10—20%.

Из предшествующего изложения должно быть ясно, какими мерами можно добиться больших значений экономического к. п. д. Среди этих мер главнейшими являются: 1) полное смешение составных частей топлива в камере сгорания, 2) рациональная конструкция сопла, 3) применение тепловой изоляции или охлаждения топливом, 4) достаточно большое давление в камере сгорания, 5) принятие больших относительных значений веса топлива, 6) применение подсасывания окружающей среды, 7) удобообтекаемая форма аппарата, 8) большая поперечная нагрузка аппарата, 9) осуществление мощного мотора для получения больших ускорений.

ГЛАВА III

ПРИМЕНЕНИЕ РАКЕТ

I. Общие замечания

В настоящее время еще трудно указать все области возможного применения ракетных аппаратов, однако то, что уже известно или испытано, или только намечается, дает представление о том большом значении, которое ракета будет иметь в недалеком будущем. В литературе больше всего места отводится военному применению ракет, но было бы неправильно оценивать значение ракет только с военной точки зрения. Несомненно, что ракетный двигатель как мощный источник двигательной силы будет играть значительную роль в ряде областей техники, особенно же в области воздушного и внеатмосферного транспорта.

Однако необходимо предостеречь читателей от проскальзывающего иногда в литературе чрезмерного увлечения в деле пропаганды реактивного движения. Проявлением такого увлечения является тенденция заменить ракетным двигателем все, в лучшем случае многие, из существующих двигателей. Высказываемое в литературе мнение, что ракета может целиком заменить нынешнюю артиллерию и что ракетный двигатель должен вытеснить винтомоторную группу в авиации, совершенно ложно и вредно, так как оно направляет общественное мнение по неверному пути и дает изобретателям пищу для несбыточных проектов. Нередко также капиталистическая пресса создает сенсацию вокруг некоторых проектов ракет и опытов с ними, предсказывая на ближайшее время полеты на луну и т. д. В области реактивного движения, так же как и во всех других отраслях техники, основные проблемы не могут быть разрешены наскоком отдельных изобретателей, хотя бы и самых талантливых. Здесь нужна упорная, последовательная работа целого коллектива, работа, требующая длительных лабораторных и заводских исследований.

Имея в виду, что ракетный двигатель способен давать тяговую мощность и скорость движения, недоступные для других двигателей, необходимо отдавать себе отчет и в том, что этот двигатель не должен и не будет никогда применяться для выполнения тех задач, которые удовлетворительно разрешаются существующими двигателями — тепловыми и электрическими. Аппараты, снабженные этими двигателями, в обычных условиях их

применения обладают несравненно большим к. п. д. и, следовательно, являются более экономичными, чем ракетные аппараты. Этот вопрос мы подробно рассмотрели уже в предыдущей главе, здесь же еще раз подчеркиваем, что основным назначением ракетного двигателя является отнюдь не конкуренция с другими двигателями. Он должен применяться лишь в тех областях, где другие средства оказываются бессильными.

Существует и другое крайнее мнение, сводящееся к тому, что ракетный двигатель не имеет будущности из-за малой рентабельности, вызываемой его крайней расточительностью в расходовании топлива. Рассмотрим, в какой мере оправдывается такая точка зрения, для чего прежде всего определим расход топлива на единицу мощности.

Выражение для мощности двигателя при расходе топлива в 1 кг/сек может быть представлено в следующем виде:

$$N = \frac{\eta H_u E}{75}, \quad (16)$$

где η — к. п. д. двигателя,

H_u — теплотворная способность топлива,

E — механический эквивалент тепла.

Если взять в качестве топлива смесь жидкого кислорода с бензином, для которой $H_u = 2200 \text{ кал/кг}$, и положить $\eta = 0,5$, то по подстановке в уравнение (16) получим:

$$N = 6270 \text{ л. с.}$$

Расход топлива на 1 л. с. в секунду будет:

$$\frac{1000}{6270} = 0,16 \text{ г.}$$

Авиационный двигатель сжигает в среднем 230 г горючего на 1 л. с. в час. Учтя 15-кратный расход воздуха на окисление горючего, найдем, что секундное потребление топлива в данном случае составляет на силу:

$$\frac{230 + 15 \cdot 230}{3600} = 0,96 \text{ г.}$$

Таким образом авиационный двигатель расходует на единицу мощности в шесть раз больше топлива, чем ракетный двигатель.

Если отнести расход топлива к единице тяги, развиваемой тем и другим двигателем, то картина получится иная.

В самом деле, на основании формул (1) и (6) можем написать:

$$R = 91,53 \frac{G}{g} \sqrt{\eta H_u},$$

откуда для нашего случая:

$$R = 9,33 \sqrt{0,5 \cdot 2200} = 310 \text{ кг},$$

так что расход топлива на 1 кг тяги составит около $3,2 \text{ г/сек.}$

Между тем авиационный винт при скорости самолета в

360 км/час дает тягу порядка 0,6 кг на 1 л. с., следовательно, расход топлива на 1 кг тяги составит

$$\frac{0,96}{0,6} = 1,6 \text{ г},$$

т. е. в 1,6 раза меньше, чем у ракетного двигателя.

Однако при очень больших скоростях и на больших высотах преимущество быстро переходит на сторону ракетного двигателя, так как к. п. д. винта при этих условиях чрезвычайно быстро падает.

Наконец, если при сравнении двигателей исходить из весовых соотношений, отнесенных к единице мощности или тяги, то, как мы видели на примере сравнения порохового двигателя с авиадвигателем (глава 1), все преимущества будут на стороне ракетного двигателя, у которого собственный вес на единицу тяги в 10—15 раз меньше, чем у самолетного двигателя.

Таким образом мы еще раз убеждаемся в том, что истинное место ракетного двигателя будет там, где нужны большие мощности при малом весе двигателя.

Сравним еще пороховую ракету с обычным артиллерийским снарядом, взяв для примера прежний снаряд к 76-мм пушке, для которого имеем: вес 6,5 кг, вес заряда 0,9 кг и начальная скорость около 600 м/сек. Для определения величины заряда, который способен сообщить ту же скорость ракете одинакового веса со снарядом, воспользуемся приведенной в главе 1 формулой:

$$\frac{\omega}{p} = e^{\frac{v}{u}} - 1,$$

откуда

$$\omega = p(e^{\frac{v}{u}} - 1).$$

Имея в виду, что для бездымного пороха можно принять скорость истечения $u = 2000$ м/сек и, подставляя в правую часть последней формулы значения заданных величин, получим:

$$\omega = 6,5 (e^{0,3} - 1) = 2,28 \text{ кг},$$

откуда видим, что ракетный снаряд требует в два с половиной раза большего веса заряда, чем снаряд обычный при прочих равных условиях.

Уже один этот пример достаточно ясно показывает, что надежда на вытеснение ракетными снарядами обычной артиллерии весьма и весьма утопична. Тем не менее ряд видных артиллеристов (например, итальянский инженер Дж. Пенья и др.) из всех средств вооружения авиации отдают предпочтение ракетным системам.

2. Ракеты на твердом и жидком топливе

В начале книги мы говорили о возможности применения в ракетах как твердого, так и жидкого и газообразного топлив. Из приведен-

ных формул и численных примеров вытекает с достаточной ясностью, что в связи с большим расходом топлива использование газообразных смесей не может дать мощного двигателя, так как расход энергии на сжатие смеси перед сжиганием поглотил бы большую часть мощности двигателя. Особое место занимают так называемые воздушно-ракетные двигатели, в которых окислителем для горючего служит атмосферный воздух, причем для сжатия смеси в камере сгорания используется скоростной напор, развивающийся у головной части ракеты.

Такой двигатель имеет существенные выгоды, во-первых, в сравнительной простоте устройства, во-вторых, в относительно меньшем запасе топлива, поскольку его главный компонент — окислитель — заимствуется из воздуха. Однако необходимым условием работы воздушно-ракетного двигателя является предварительный разгон аппарата для получения скоростного напора, могущего обеспечить сжатие смеси. Это обстоятельство сильно суживает рамки использования рассматриваемого двигателя и позволяет применять его на том или ином аппарате только в комбинации с другим двигателем, например, с воздушным винтом, катапультией, пушкой и т. п.

Переходя к ракетам на твердом топливе, отметим, что до последнего времени в них применялся исключительно черный (дымный) порох. Обычный артиллерийский дымный порох, изготавливаемый в виде мелких зерен, для этой цели непригоден вследствие того, что горящая поверхность заряда, составленного из мелких зерен, очень велика, и потому в камере ракеты развивались бы чрезмерно большие давления. Поэтому в пороховых ракетах заряд выполнялся в виде спрессованного под большим давлением порохового цилиндра, плотно вставленного в камеру. При таком устройстве сгорание происходит лишь на торце заряда, так что приток газов в единицу времени невелик. Для еще большего уменьшения газообразования в состав пороха вводилось добавочное против нормального количество серы. Такой ослабленный порох носит название форсового состава.

В последнее время в технической и патентной литературе стали появляться проекты ракет на бездымном порохе.

Сравнительную оценку достоинств ракет на дымном и бездымном порохе мы приводим в главе IV. Здесь же укажем только, что с точки зрения тех требований к топливу, которые выше были отмечены, дымный порох представляет крайне неблагоприятный материал. Достаточно сказать, что в его продуктах горения на долю газообразных продуктов приходится лишь 40% от общего веса, остальные же 60% приходятся на долю жидких и твердых тел, в то время как бездымный порох дает ничтожное количество твердых продуктов. В связи с этим скорость истечения продуктов сгорания дымного пороха почти вдвое меньше скорости продуктов бездымного пороха.

Температура сгорания обоих видов пороха почти одинакова и, в зависимости от их состава, колеблется в пределах от 2200 до 2400°.

Что касается теплотворной способности, то для дымного пороха она составляет около 700 кал/кг, а для бездымного — около 900 кал/кг.

Порох дымный и бездымный являются единственными твердыми топливами, содержащими необходимый для горения кислород и могущими быть использованными в ракетах. Это обусловлено тем, что наряду с достаточной скоростью горения они обладают способностью гореть постепенно или, как говорят, параллельными слоями, причем дымный порох получает это свойство только при особых приемах фабрикации.

Другие твердые взрывчатые вещества, содержащие кислород (динамит, пикриновая кислота, тротил), применяемые в артиллерийской технике и в подрывном деле, для ракет совершенно непригодны, так как скорость их разложения настолько велика, что образующиеся газы не успели бы вытечь через сопло, и камера ракеты была бы разрушена.

Пороховая ракета является простейшим аппаратом с ракетным двигателем: в ней топливо состоит только из одного компонента, т. е. порохового заряда, помещенного в камере сгорания, которая таким образом служит и хранилищем для всего запаса топлива. Основное достоинство пороховой ракеты заключается именно в этой простоте. Однако здесь и ее главный недостаток: камера сгорания, выполняющая роль хранилища топлива, должна иметь соответственно большие размеры и должна быть рассчитана на рабочее давление. Вследствие этого на камеру сгорания в пороховых ракетах падает значительная часть общего веса. Если бы заряд был выделен в отдельное хранилище и подавался порциями в камеру сгорания, то последняя имела бы незначительные размеры, а хранилище пороха можно было бы сделать легковесным.

Подобное решение вопроса предлагалось неоднократно, но до сих пор не было дано такой конструкции, которая была бы достаточно простой и надежной и устраняла бы возможность взрыва. Создание же сложного распределительного устройства не имеет никакого смысла, так как оно уничтожило бы главное достоинство ракеты — ее простоту и дешевизну — и не дало бы существенного эффекта, поскольку сила пороха значительно ниже, чем у жидких топливных смесей.

Таким образом в пороховой ракете весь заряд должен быть сосредоточен в камере сгорания.

Элементарные расчеты показывают, что даже при применении бездымного пороха радиус действия пороховых ракет невелик. В самом деле, скорость истечения газов бездымного пороха обычно не превышает 2000 м/сек. Другая величина, от которой, как мы видели, зависит скорость, а следовательно, и дальность ракет, именно отношение $\frac{w}{p}$ веса заряда к пассивному весу, не может быть повышена дальше известного предела: при возрастании заряда одновременно растет пассивный вес, ибо в него входит слагаемым вес камеры, а так как это слагаемое относительно велико, то отношение $\frac{w}{p}$ с увеличением заряда растет очень медленно.

Обращаясь к ракетам на жидком топливе, отметим, что для них мы имеем гораздо более обширный ассортимент веществ, мо-

Гущих найти применение для сжигания в камере двигателя. Обзор главнейших из этих веществ дан в главе V, здесь же заметим, что в настоящее время неизвестны такие жидкие вещества, которые содержали бы кислород, достаточный для удовлетворительного горения, и имели бы способность гореть без взрыва. Таким образом „унитарного“ жидкого топлива пока не существует, и сейчас можно говорить лишь о топливе, состоящем из двух компонентов—горючего и окислителя.

Очевидно, что камера сгорания не может служить хранилищем всего запаса жидкого топлива, которое должно подаваться в нее или непрерывной струей, или последовательными порциями. При рациональном устройстве подающих топливо механизмов можно держать топливные баки под небольшим давлением, следовательно, можно их сделать легкими.

Таким образом сложность устройства в данном случае окупается возможностью получить большие значения $\frac{\omega}{\rho}$, и так как скорость истечения продуктов сгорания некоторых видов жидкого топлива доходит до 4000 м/сек и выше, то радиус действия ракет на жидком топливе должен быть несравненно больше, чем у пороховых ракет.

Нет надобности доказывать, что для мелких аппаратов, предназначенных для небольших дальностей, применение двигателя на жидком топливе совершенно нецелесообразно, так как в этом случае вес обслуживающих механизмов занял бы большую часть веса аппарата.

Кроме того, сложность устройства в этом случае не оправдала бы себя.

Приведенное сопоставление характерных свойств ракет с твердым, жидким и газообразным топливами позволяет сделать следующие заключения об их применении.

Твердое топливо (порох) может быть применено в тех случаях, когда требуется простой, дешевый, кратковременно действующий движитель.

Жидкое топливо должно быть использовано главным образом для тех аппаратов, которые предназначены для дальнего действия и для больших высот. Область применения—ракеты дальнего действия, межпланетные аппараты.

Наконец, из двигателей на газообразном топливе найдут себе применение лишь двигатели воздушно-ракетные. Они должны предназначаться главным образом для полетов в стратосфере при условии предварительного разгона.

Рассмотрим эти области применения подробнее.

3. Ракетная артиллерия

Современная артиллерия характеризуется чрезвычайно большим разнообразием систем и калибров, предназначенных для разрешения многообразных боевых задач.

Годы, последовавшие за империалистической войной, были посвящены главным образом модернизации артиллерии. Модернизация сказалась, во-первых, на улучшении баллистики снаряда путем придания ему улучшенного очертания с целью уменьшения потерь на сопротивление воздуха; во-вторых,—на увеличении относительного веса заряда с попутным увеличением давления в орудии для повышения начальной скорости; в-третьих,—на улучшении качеств орудийной стали, для снижения веса системы, и наконец,—на широком использовании автоматике и моторизации для увеличения скорострельности и маневренности.

Эти мероприятия при всей их эффективности не разрешают многих затруднений, стоящих перед артиллерией. На пути увеличения досягаемости препятствием является физико-химическая природа существующего пороха, состав которого, установленный более 50 лет тому назад, сохранился до сих пор во всех странах без существенных изменений. Маневренность орудий стоит в прямом противоречии с требованием иметь мощный снаряд и высокую начальную скорость, так как с ростом веса снаряда и скорости чрезвычайно быстро растет вес орудия и лафета.

По этим причинам проблема дальнобойной стрельбы представляет чрезвычайно большие трудности, и можно полагать, что результаты, полученные немцами с их известной „Бертой“, обстреливавшей в 1918 г. Париж с расстояния около 120 км, недалеко от предела, возможного для обыкновенной пушки.

По тем же причинам затруднена задача создания мощной артиллерии для ближнего боя. При чрезвычайной насыщенности современных армий техническими средствами нападения и обороны даже мелкие подразделения пехоты — батальоны, роты и даже взводы — нуждаются в непосредственной поддержке мощного артиллерийского огня. Между тем требования подвижности и маскировки позволяют придавать таким соединениям лишь орудия мелких калибров.

Наконец, совершенно не разрешена до сих пор задача мощного артиллерийского вооружения самолетов и дирижаблей, и почти не обеспечено вооружение легких судов, танков, бронемашин. Установка орудий средних и больших калибров на этих машинах невозможна, во-первых, из-за большого веса установок, во-вторых, из-за разрушительного действия отката, а также газовой струи, вырывающейся вслед за снарядом.

Ракета позволяет преодолеть многие затруднения, стоящие перед современной артиллерией.

Ракета является самодвижущимся аппаратом и для ее выпуска нет надобности в обычном орудии. Для придания ракете желаемого направления достаточно простейший станок, который при выстреле не испытывает почти никаких напряжений и потому может быть сделан очень легким. В противооткатных приспособлениях такой станок не нуждается вовсе. При этом действие газовой струи на окружающую среду будет несравненно слабее, чем у орудия, так как в ракете заряд топлива расходуется в течение длительного промежутка времени, измеряемого несколькими секундами, а в не-

которых случаях и минутах, в то время как сгорание оружейного заряда заканчивается в течение сотых долей секунды.

В случае применения жидкого топлива дальность стрельбы, вообще говоря, беспредельна, и ракета на жидком топливе преимущественно перед всеми другими средствами способна разрешить задачу сверхдальней стрельбы. Естественно, что такие ракеты целесообразно осуществлять только в крупных калибрах, иначе сложность их устройства и сравнительная дороговизна не будут окупаться эффектом применения.

Ракеты на пороховом топливе дают возможность решить целый ряд артиллерийских задач.

На первом месте нужно поставить вооружение авиации, где ракета безусловно не имеет конкурентов¹. Ничтожный вес ракетного „орудия“, который будет немногим больше веса самого снаряда, отсутствие отдачи, наконец, незначительное действие газовой струи на материальную часть самолета, — все это дает возможность вооружать самолеты и дирижабли снарядами среднего и крупного калибра без малейшего ущерба для остальных функций аппарата.

При этом ракетные установки могут монтироваться в любом месте самолета, лишь бы сзади орудия в непосредственной близости к нему не находились нежные части самолета. Это дает возможность вооружать ракетами и гражданские самолеты любых типов.

Вооружение авиации крупными калибрами имеет огромное значение, во-первых, для воздушного боя с противником, особенно при массовом нападении, и, во-вторых, для стрельбы по наземным целям с дальних дистанций, т. е. для возможности поражения войск и объектов противника вне досягаемости его зенитной артиллерии.

На летательных аппаратах ракеты должны также найти применение в комбинации с аэробомбами². Известно, что для разрушения современных бетонированных сооружений бомба должна обладать в момент падения весьма большой скоростью. Обычные аэробомбы для получения нужной скорости должны сбрасываться с очень большой высоты, что влечет за собой сильное падение меткости. Это затруднение может быть устранено применением ракетной аэробомбы, у которой заряд воспламеняется незадолго до падения на землю и сообщает бомбе дополнительную скорость.

Так же как и для самолетов, ракеты средних и больших калибров найдут применение для вооружения легких морских судов, затем легких и тяжелых танков, бронемашин, бронепоездов и т. п.

Чрезвычайная легкость и подвижность ракетных орудий делает их незаменимым оружием для небольших подразделений пехоты, для которых они составят мощную артиллерию сопровождения.

В области химического нападения ракеты должны сыграть также немаловажную роль. Здесь особенно ценна возможность

¹ Эта область применения ракет давно уже разбирается в литературе. Одна из первых крупных работ по этому вопросу принадлежит итальянскому артиллеристу Дж. Пенья (см. „Война и техника“, 1927 г., № 1).

² Такая комбинация предложена немецким капитаном Риттером (см. Рын и я, Суперавиация и суперартиллерия, стр. 118).

на небольшом участке фронта сосредоточить огромное количество ракетных единиц, так как скрытность подготовки и малая громоздкость материальной части будут обеспечены наилучшим образом.

Особенностью ракет сравнительно с обычными снарядами является малая величина ускорения, обусловленная длительным горением заряда. Благодаря этому для ракет возможно, во-первых, применение более низких сортов металла, а во-вторых, использование некоторых взрывчатых веществ, которые обладают большой чувствительностью и не могут идти на снаряжение обычных снарядов. Кроме того, взрыватели для ракет по той же причине могут быть значительно упрощены.

Наконец, в области вспомогательных артиллерийских средств ракеты, несомненно, должны занять монопольное положение. Осветительные, сигнальные, дымовые, зажигательные, трассирующие, маскирующие, агитационные, градобойные и т. п. снаряды легче всего осуществляются в виде ракет, так как полезная боевая часть этих снарядов представляет собой обычно довольно сложное устройство из нескольких деталей, которые не выдерживают огромных ускорений, развивающихся в обычных орудиях. Кроме того, для этих снарядов особенно ценным является легкость станка, так как во многих случаях обслуживание стрельбы должно производиться одним-двумя людьми.

При разборе условий использования ракетных систем нередко высказывается мнение о нецелесообразности широкого применения ракет из-за их сравнительной дороговизны. Несомненно, что ракетный снаряд несколько дороже обычного снаряда того же веса. Однако при сравнении экономичности стрельбы нужно учитывать, во-первых то, что ракетный снаряд включает в себе и зарядную гильзу, так что сравнивать нужно стоимость полного выстрела, во-вторых, стоимость ракетного „орудия“ настолько ничтожна сравнительно с обычным орудием, что при учете амортизации орудия стоимость ракетного выстрела может оказаться даже более низкой, чем стоимость обычного патрона, в особенности при крупных калибрах. Учитывая сделанное выше замечание о возможности понизить требования к металлу, взрывчатому веществу и взрывателю для ракет, мы приходим к заключению, что вопрос об их экономичности является по меньшей мере спорным. Очевидно также, что там, где боевая задача может быть решена только с помощью ракеты, вопрос о дороговизне ракеты играет подчиненную роль.

Таким образом перспективы применения ракет как артиллерийских снарядов намечаются по двум путям: первый — дальнобойные ракеты с применением жидкого топлива, и второй — пороховые ракеты ближнего действия с самым разнообразным назначением. Указать точные границы дальностей, мощностей и калибров сейчас, при отсутствии широкого опыта, конечно, трудно, но можно полагать, что жидкостные ракеты оправдают свое применение лишь на дистанциях порядка 80—100 км и выше.

Что касается пороховых ракет боевого назначения, то для них наиболее целесообразными представляются калибры, начиная от средних, например от 100 мм и выше, так как обычные орудия

мелких калибров имеют небольшие абсолютные веса, и преимущества ракетных станков здесь не имеют существенного значения. Дальности ракетных снарядов зависят от того, насколько велик полезный груз сравнительно с ракетным зарядом. Ввиду малой калорийности пороха и тяжеловесности камеры сгорания, являющейся в то же время камерой хранения пороха, в настоящее время трудно ожидать дальностей выше 10—15 км.

Приведенный краткий перечень возможных путей использования ракет достаточно ясно показывает, насколько ценное и разностороннее оружие они собой представляют. При этом из сказанного вполне очевидно, что ракеты ни теперь, ни в близком будущем не должны выдвигаться на замену обычной артиллерии. Оба вида оружия имеют свои задачи и, успешно их решая, дополняют друг друга.

4. Применение ракет в авиации

Авиационная техника во время войны и после нее прошла стремительный эволюционный путь, который не закончен и на сегодня. Борьба и соревнование между всеми странами за господство в воздухе идет по трем главным направлениям: грузоподъемности, скорости движения и высоты полета.

В отношении грузоподъемности предел, повидимому, еще не достигнут, хотя уже сейчас рекорды становятся все более редкими, а многие проекты известных фирм и выдающихся конструкторов, относящиеся к самолетам-гигантам, остались неосуществленными.

Скорости порядка 400 км/час из области рекордов перешли в постоянный обиход, но дальнейшее движение на этом пути встречается с громадными затруднениями, связанными с колоссальными потерями на сопротивление воздуха и с понижением к. п. д. винтомоторной группы при больших скоростях.

Наконец, высотное летание является наиболее слабым местом современной авиации и, несмотря на чрезвычайно интенсивную работу по усовершенствованию высотных моторов, дальнейшее увеличение потолка идет крайне медленными темпами.

Развитие всех трех элементов могущества авиации имеет огромное экономическое, научное и военное значение, и утверждение, что господство в воздухе принадлежит тому, кто быстрее и выше летает, — имеет под собой очевидное и неопровержимое основание.

В развитии каждого из этих элементов ракетному двигателю предстоит деятельная и почетная роль. Однако на основании того, что было сказано в главе II, мы должны ограничить применение ракетного двигателя, исключив его для случаев полета на малых высотах и при обычных скоростях. В самом деле, низкие скорости, как мы видели, сопровождаются чрезвычайно низким к. п. д. ракетного аппарата, а следовательно, и огромным расходом горючего, что в результате приводит к ничтожному радиусу действия.

Расчеты показывают, что уже при скоростях порядка 800—1000 км/час к. п. д. ракетного самолета выше, чем у самолета винтомоторного, и только начиная с этих скоростей можно говорить о рентабельности ракетного двигателя.

Что касается высотных полетов, то современная авиация имеет рекорд потолка в 13 км с лишним, и в ближайшем будущем не приходится ожидать существенного превышения этой цифры, если оставаться на базе винтомоторной группы. При этом скорость движения на этой высоте, несмотря на малую плотность воздуха, невелика, так как в высотных самолетах крылья и оперение, а также двигатель с обслуживающими механизмами, очень громоздки и тяжелы, а вследствие необходимости компрессии воздуха в двигателе съедается огромная мощность.

Ракетный двигатель почти независим в своей работе от плотности и температуры наружного воздуха, а мощность его даже возрастает с высотой. Поэтому в вопросе завоевания стратосферы ракетный двигатель занимает центральное место, а на высотах более 35—40 км исключительное, монопольное положение.

Правда, в настоящее время использование ракетного двигателя для дальних высотных полетов представляет еще много трудностей, которые нужно преодолеть. Одна из этих трудностей состоит в том, что для начального участка полета, т. е. в нижних слоях атмосферы, где плотность воздуха велика, а скорость мала, включение ракетного двигателя по указанным уже причинам было бы нецелесообразно. Решение задачи взлета и набора высоты должно, очевидно, идти или путем сочетания ракетного двигателя с винтомоторной группой, или буксировкой ракетного самолета до известной высоты обычным самолетом.

В области увеличения грузоподъемности применение ракетного двигателя связано со стадией разбега самолета перед взлетом. Известно, что почти во всех машинах мощность, потребная для отрыва от земли, значительно превышает ту мощность, которая нужна в полете для получения нормальной скорости. Другими словами, ни один самолет в воздухе не использует полностью своей грузоподъемности, что, естественно, отрицательно сказывается на его радиусе действия (запас топлива) или на боевом вооружении (количество патронов или бомб).

Ввиду малого веса ракетного двигателя на единицу мощности оказывается весьма плодотворным применение его в комбинации с винтом для периода старта. Этим путем можно значительно повысить грузоподъемность самолета, а вместе с тем сократить время и длину разбега и дать самолету независимость от состояния грунта и времени года. После взлета использованный ракетный двигатель может сбрасываться для снятия лишнего веса.

Опыты этого рода производились в Германии еще в 1928 г. и дали вполне удовлетворительные результаты.

Одной из разновидностей применения ракет для взлета является ракетная катапульта. Катапультой называется направляющее приспособление в виде рельсового пути с тележкой, на которой установлен самолет. После приобретения тележкой скорости, достаточной для взлета самолета, последний отделяется от нее и продолжает движение под действием своего винта, а тележка затормаживается. Использование ракетного двигателя для такой тележки является одним из простейших решений задачи.

предыдущем разделе, говоря об артиллерийских ракетах, мы упоминали о дальнобойных ракетах на жидком топливе. Такая ракета при соответствующем оформлении является по существу высотным ракетным аппаратом, отличающимся от ракетного самолета лишь большими скоростями и иным конструктивным оформлением. Для этих ракет высоты порядка 80—100 км уже в ближайшие годы могут оказаться реальными, хотя о пассажирских ракетах этого типа сейчас говорить еще преждевременно.

Наконец, из летательных аппаратов с ракетным двигателем следует упомянуть еще о крылатых ракетах. Под этим названием мы подразумеваем аппарат, совершающий под действием ракетного двигателя взлет на известную высоту, а затем спускающийся по наклонной линии подобно обычному планеру. Использование планирующего спуска позволяет при небольшой мощности двигателя получить большие дальности полета, в чем и заключается достоинство аппарата рассматриваемого типа.

Боевые крылатые ракеты неоднократно предлагались и известны под названием воздушных торпед.

Переходя к выбору типа ракетного двигателя для летательных аппаратов, отметим, что в большинстве случаев здесь нужен двигатель длительного действия, т. е. в основном двигатель на жидком топливе, а при возможности предварительного разгона — двигатель воздушно-ракетный. Этот выбор имеет еще то обоснование, что для летательных аппаратов особенно важен двигатель экономичный в смысле веса и расхода несомого аппаратом топлива, а этому как раз более всего удовлетворяют указанные типы.

Для целей разгона самолетов перед взлетом естественно применение порохового двигателя, наиболее простого по устройству и эксплуатации и способного дать большое тяговое усилие при требующейся от него кратковременности действия.

Для воздушных торпед выбор того или иного типа двигателя должен быть в каждом отдельном случае решен применительно к заданию. Подводя итоги изложенному в настоящей главе, отметим, что нами не рассмотрены вопросы применения ракет для земных и морских аппаратов, хотя эти случаи нередко затрагиваются в литературе, особенно в проектах изобретателей.

На основании соображений и численных примеров, изложенных в главе II, нетрудно прийти к заключению, что проектирование ракетных двигателей в качестве самостоятельного тягового прибора для автомобилей, железнодорожных экипажей, судов, морских торпед и т. п., а тем более для стационарных установок, как копры, молоты и т. д., является бесполезным, а рассмотрение таких проектов ведет лишь к напрасной потере времени.

В тех же областях, где ракетный двигатель находит экономически оправданное применение, он ничего не вытесняет из современной техники: он лишь занимает некоторые, до сих пор незаполненные, места.

ГЛАВА IV

УСТРОЙСТВО ПОРОХОВЫХ РАКЕТ

1. Общие замечания

Пороховые ракеты, как мы говорили, могут найти боевое применение прежде всего в качестве артиллерийских снарядов всевозможных типов, затем в качестве вспомогательного движителя для самолетов. В последнем случае ракета неизменно связана с передвигаемым аппаратом и, как правило, состоит лишь из одной камеры, заключающей ракетный заряд и снабженной приспособлением для его воспламенения.

Ракетные снаряды, как это ясно из самого их назначения, должны состоять из двух основных частей:

- 1) ракетной камеры, содержащей пороховой заряд, и
- 2) оболочки, заключающей тот или иной груз боевого назначения: разрывной заряд, осветительный состав и т. п.

Обе части снаряда в большинстве случаев прочно связаны друг с другом и движутся вместе от момента выстрела и до падения на землю. Устройство обеих частей и их взаимное расположение могут быть весьма разнообразны. В этой главе мы рассматриваем устройство боевой части лишь в той мере, в какой она характеризует снаряд как ракетный, так как главнейшие особенности боевого снаряжения ракет мало чем отличаются от обычных артиллерийских снарядов. Из конструктивных признаков ракетного снаряда мы здесь рассматриваем: 1) устройство камеры и ракетного заряда, 2) взаимное расположение ракетной камеры и боевой части, 3) способы стрельбы ракетными снарядами, 4) приспособления для стабилизации снаряда на полете и 5) пороховые ракеты специального назначения. Некоторые описываемые конструкции заимствованы нами из патентной литературы. Для тех из читателей, которые пожелали бы подробнее познакомиться с первоисточником, мы в скобках указываем страну и номер патента¹.

2. Устройство ракетной камеры и заряда

Ракетная камера обычно представляет собой цилиндрический стакан (фиг. 7), имеющий с одной стороны глухое дно и суженный

¹ В дальнейшем приняты сокращенные обозначения: а. п.—английский патент, г. п.—германский патент и ф. п.—французский патент.

с другой стороны для образования сопла. Для удобства изготовления как дно, так и суженая часть могут быть выполнены в виде отдельных деталей и соединены с цилиндрической частью тем или иным способом, например с помощью винтовой нарезки, свариванием и т. п. Материал для камеры и толщина ее стенок определяются наибольшим давлением, которое предполагается допустить в камере.

Для снаряжения ракет издавна применялся дымный порох с повышенным содержанием серы, называемый форсовым составом. В последнее время в технической и патентной литературе стали

появляться проекты ракет с бездымным порохом.

Форсовый состав горит при небольших давлениях, порядка нескольких атмосфер, и потому оболочка ракетной камеры может быть изготовлена очень легкой, например, из прессованной папки, из тонкой жести и т. п.; бездымный порох дает в ракетной камере нормальное разложение лишь при давлениях в несколько десятков атмосфер, а потому для камеры следует применять прочный материал, как сталь и дуралюмин.

В ракетах с дымным порохом благодаря легкости камеры можно достигнуть больших относительных весов заряда, т. е. величины $\frac{\omega}{p}$, однако это не дает

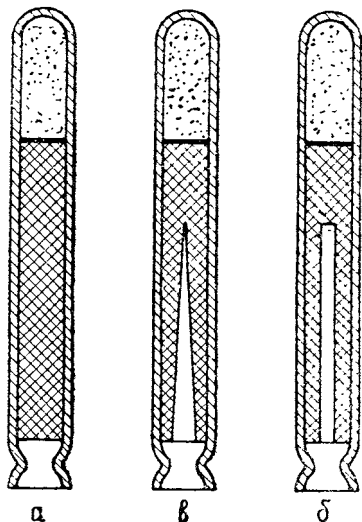
им преимущества перед ракетами с бездымным порохом, во-первых, из-за малой силы черного пороха (в три раза

меньшей, чем у бездымного), во-вторых, из-за малой поперечной нагрузки ракеты, и наконец, из-за малой надежности черного пороха.

Ненадежность дымных ракет является следствием того, что дымный порох получает способность гореть параллельными слоями только в том случае, если он спрессован под очень большим давлением.

Однако достаточно небольшой трещины в заряде, вызванной дефектами изготовления или другой причиной, например ударом или сотрясением при перевозке, чтобы правильное горение заряда нарушилось: заряд раскалывается, газы проникают в трещины, поверхность горения увеличивается, происходит резкое повышение давления, которое в свою очередь ускоряет газообразование, и в результате происходит взрыв.

Бездымный коллоидный порох в этом отношении дает достаточную гарантию безопасности, так как даже при очень высоких давлениях он не утрачивает способности гореть параллельными слоями. Ввиду этого применение черного пороха можно практико-

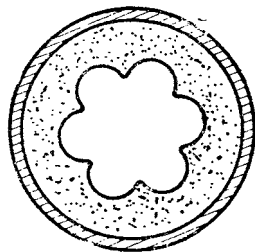


Фиг. 7 .

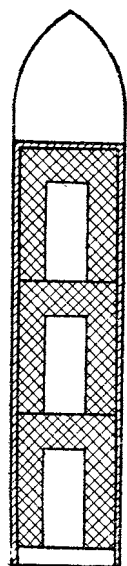
вать для небольших ракет, от которых не требуется большой дальности.

Таковы сигнальные, фейерверочные, некоторые осветительные и т. п. ракеты.

Форма выполнения заряда допускает большое разнообразие. Наиболее простым случаем является сплошное заполнение камеры порохом. В этом случае заряд горит только с торца, обращенного к соплу, и поверхность горения все время постоянна (фиг. 7,а). Широко распространены также ракеты, у которых по оси заряда выделан глухой канал цилиндрической или конической формы (фиг. 7,б и 7,в), так что горение происходит и по торцу, и внутри канала. По мере разгорания канала поверхность



Фиг. 8.



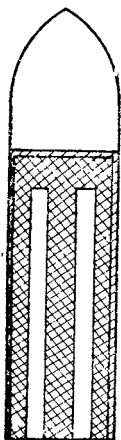
Фиг. 9.

горения увеличивается, в связи с чем возрастает и сила реакции, а следовательно, и ускорение ракеты. Для сохранения постоянства горящей поверхности предлагалось (а. п. 949, 1879 г.) делать канал звездообразной формы в сечении или с ребрами, как показано на фиг. 8. Более сложные формы запрессовки ракетного заряда показаны на фиг. 9 и 10. Согласно первой из них (г. п. 243483) заряд состоит из нескольких камер, образуемых чашеобразными шашками, последовательно сгорающими и дающими приблизительно постоянную горящую поверхность. Согласно второй (фиг. 10, ф. п. 431794) каждая из шашек представляет собой спрессованное тело с кольцевым каналом и центральным пороховым стержнем. Такая комбинация дает достаточно большую поверхность горения.

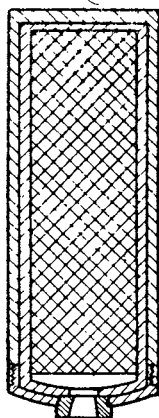
Во всех формах выполнения заряд непосредственно прилегает к стенкам камеры, причем предполагается, что боковая поверхность заряда не принимает участия в горении. Такой способ укладки заряда удобен в том отношении, что заряд, будучи плотно запрессован в оболочку, не может перемещаться внутри ее, и потому нет опасности, что заряд будет увлечен продуктами сгорания и выброшен через сопло. Однако серьезным недостатком этого способа является большая трудность обеспечить боковую поверхность заряда от воспламенения; дело в том, что даже небольшая неравномерность в натяжении материала камеры, неоднородность массы, или, наконец, трещина в спрессованной массе могут повлечь за собой прорыв газов между стенками камеры и боковой поверхностью заряда и вызвать разрыв камеры вследствие резкого повышения давления, в связи с увеличением горящей поверхности.

Для достижения наибольшего разнообразия в запрессовке заряда более удобной является заготовка отдельно прессуемых цилиндров, которые затем вгоняются в камеру ракеты, причем, как видно на

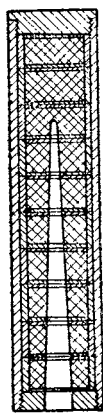
фиг. 11 и 12, цилиндры могут быть или сплошными (ф. п. 395709), или снабжены каналом для образования пролетного пространства



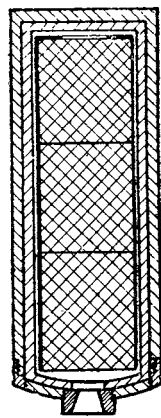
Фиг. 10.



Фиг. 11.

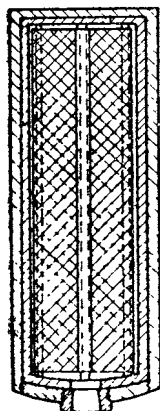


Фиг. 12.

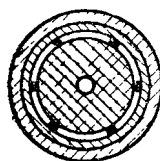


Фиг. 13.

(з. п. 28588, 1903 г.). В обоих случаях для предупреждения нагревания стенок камеры между стенками и зарядом проложен теплоизолирующий слой, а для локализации возможных прорывов газов между отдельными цилиндрами проложены шайбы из асбеста или картона.



На фиг. 13 показан еще один способ снаряжения ракеты для получения горения с одного или с обоих торцов (ф. п. 395709). Пороховой цилиндр помещен в прочную эластичную, например резиновую или из другого подходящего материала, оболочку, защищающую от воспламенения боковую поверхность заряда. Последняя для большей гарантии покрывается каким-либо вяжущим составом, например краской или лаком. Приготовленный таким образом заряд центруется в камере с помощью клинышков. При желании эластичная оболочка может иметь дно, и тогда горение будет происходить лишь с открытого торца. При всей своей оригинальности этот способ не дает каких-либо существенных преимуществ перед непосредственной запрессовкой заряда в камеру. Однако он с большой пользой может быть применен для научно-исследовательских целей, в частности при изучении горения заряда в монометрической бомбе.



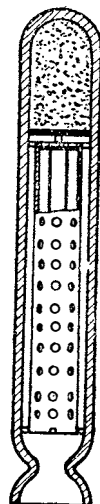
Фиг. 14.

Значительно более простым является свободное помещение заряда внутри камеры, чтобы сгорание происходило по всей открытой поверхности заряда. В этом случае достаточно иметь прочно спрессованный пороховой цилиндр с каналом или без него, как это по-

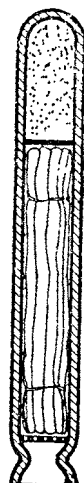
казано на фиг. 14 (ф. п. 395609). Горение происходит по боковой поверхности, в канале и на торцах, и продукты сгорания, заполняя свободное пространство камеры, вытекают затем через сопло. При достаточной длине цилиндра горящая поверхность во все время процесса будет почти постоянна, и это обеспечивает равномерность тяговой силы ракеты. Еще большие преимущества имеет заряд, состоящий из нескольких цилиндров или трубок, предложенный Годдардом (ф. п. 498797). В его ракете (фиг. 15) заряд состоит из нескольких прутков нитроглицеринового пороха (кордита), связанных в пучок и заключенных в закрытом цилиндре, снабженном рядом мелких отверстий для выпуска продуктов сгорания пороха. Самый цилиндр изготавливается из прочного, медленно горящего материала, например из целлулоида.

Оценивая различные способы укладки заряда в ракетной камере, необходимо отметить следующее: эти способы пригодны, вообще говоря, как для дымного, так и для бездымного пороха, при условии, что последний обладает достаточной пластичностью для заполнения объема определенной формы без последующей деформации. Обычный пироксилиновый порох, как известно, этим свойством не обладает, так как после выпрессовывания в матрице его зерна при последующей сушке, связанной с испарением растворителя, коробятся и утрачивают правильность формы. Поэтому для обычного пироксилинового пороха единственно возможной является свободная укладка в камере, причем не исключена возможность бронирования его боковой поверхности согласно фиг. 13. Наоборот, для дымного пороха более приемлемой является плотная запрессовка в камере, так как этот порох гораздо менее прочен, чем бездымный, и имеет большую склонность к распаду.

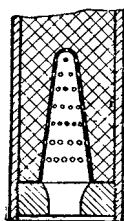
Что касается формы запрессовки, то она определяется тактическим назначением ракеты. Для боевого снаряда, имея в виду соображения устойчивости на полете, затем маскировки при выстреле, необходимо добиваться наибольшей кратковременности действия ракетного заряда наряду с максимальным ускорением снаряда, с тем чтобы наибольшая скорость была достигнута снарядом вблизи орудия. Для этого наиболее целесообразным является при плотной укладке заряда введение пролетного пространства или кольцевого канала (фиг. 10), а при свободной укладке — составление заряда из нескольких цилиндров или лент. В последнем случае необходимо принимать меры для предупреждения выбрасывания частей заряда через сопло. В качестве такой меры может служить



Фиг. 15.



Фиг. 16.



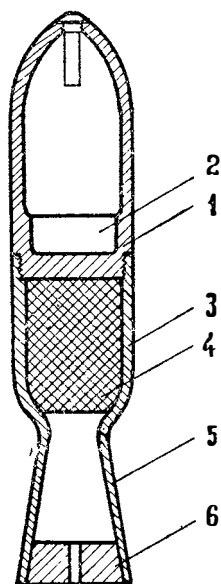
Фиг. 17.

диафрагма в виде решетки, помещенной между соплом и зарядом (а. п. 329229), как это показано на фиг. 16 и 17.

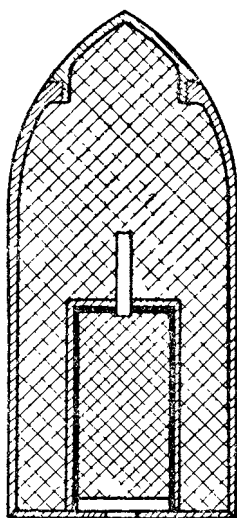
В других же случаях, как например для разгона самолетов при старте, когда чрезмерно большие ускорения могли бы оказаться вредными как для самого аппарата, так и для его экипажа, уместно будет применение плотной запрессовки ракетного заряда, а при свободной укладке — выполнение заряда в виде небольшого числа или даже одного порохового цилиндра.

3. Взаимное расположение ракетной камеры и боевой части

Для движения ракеты необходимо, чтобы продукты сгорания отбрасывались в сторону, противоположную избранному напри-



Фиг. 18.



Фиг. 19.

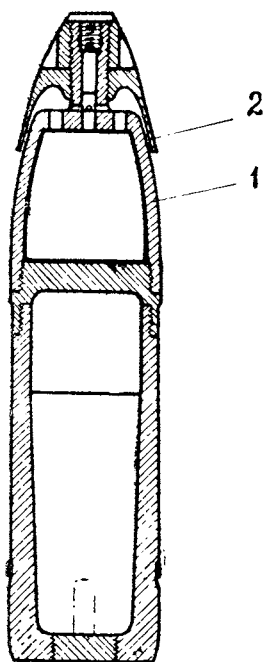
влению движения. Поэтому наиболее естественным и простым является помещение камеры позади боевой части, чтобы ни одна деталь не мешала свободному истечению газов. Это положение находит себе поддержку еще в том обстоятельстве, что по мере сгорания заряда центр тяжести всего снаряда непрерывно перемещается, причем хвостовое расположение ракетной камеры обеспечивает перемещение центра тяжести по направлению к головке снаряда. Для невращающихся ракет это влечет за собой увеличение устойчивости в полете.

На фиг. 18 показан снаряд (г. п. 305160), который состоит из головки 1, заключающей в себе разрывной заряд 2 и соединенной с головкой камеры 3 с ракетным зарядом 4. Камера имеет кони-

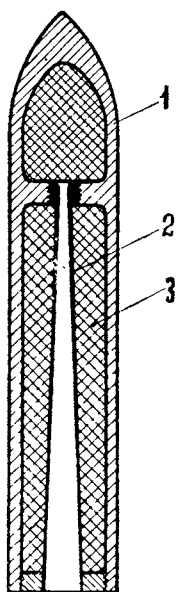
ческое сопло 5, закрытое пробкой 6, через которую может быть пропущено приспособление для воспламенения ракетного заряда, и которая с началом горения выбивается пороховыми газами. Головка снаряда снабжена обычной ударной или дистанционной трубкой.

Помимо такого простейшего случая возможны еще многочисленные другие варианты устройства снаряда, оправдываемые в той или иной мере его назначением.

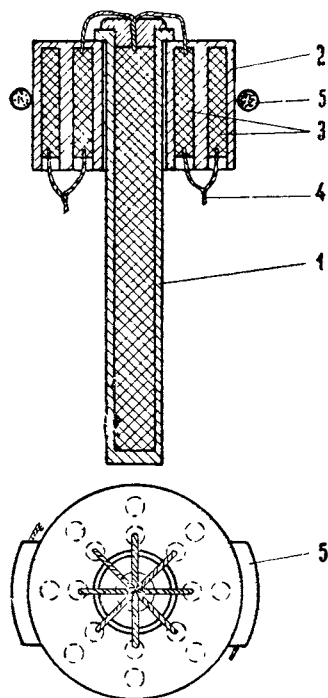
В тех случаях, когда ракетный заряд, а следовательно, и камера малы по сравнению с полезным грузом, что имеет место при



Фиг. 20.



Фиг. 21.



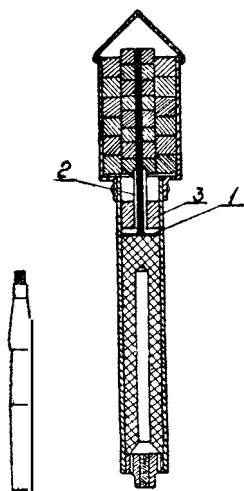
Фиг. 22.

малой заданной дальности, может оказаться полезным поместить камеру внутри головки, чтобы выиграть в длине снаряда. Образец такого снаряда (ф. п. 491940) показан на фиг. 19. При такой конструкции должны быть, конечно, приняты меры для предупреждения чрезмерного нагрева боевого заряда стенками камеры, для чего служит окружающая камеру асбестовая оболочка.

Довольно своеобразная конструкция предложена по французскому патенту № 502560 (фиг. 20). Ракетный заряд помещен в головной части 1; продукты сгорания имеют выход через кольцевую щель 2, образуемую краем головки и стенкой камеры. Этот край сделан из упругой стали и способен под действием внутрен-

него давления раздаваться в стороны, увеличивая проход. Назначение приспособления — регулировать давление внутри камеры путем выпуска избыточных газов в случае появления трещины в заряде или прорыва газов между стенками и боковой поверхностью заряда.

На фиг. 21 изображен ракетный снаряд по германскому патенту № 305096. В нем также ракетный заряд 1 помещен в головной части, но в отличие от предыдущего выпуск продуктов сгорания производится здесь через осевое сопло 2, пропущенное через разрывной заряд 3. Эта конструкция имеет достоинство в смысле сокращения общей



Фиг. 23.

длины снаряда, поскольку длинное сопло утоплено внутрь снаряда. Однако этот выигрыш достигается за счет объема, отведенного полезному грузу; кроме того, такое расположение требует придания ракетному заряду формы оживала, что при большом заряде, и тем более при свободной его укладке, представляло бы очень большие неудобства.

Из других способов взаимного расположения боевой части и ракетного заряда отметим еще возможность помещения первой внутри второй, как это показано на фиг. 22 (ф. п. 491940). Здесь разрывной заряд, заключенный в длинном стакане 1, окружен кожухом 2, в кольцевой полости которого помещены камеры 3, соединенные быстрогорящим воспламенительным шнуром 4, служащим для одновременной передачи огня зарядам всех камер.

В тех случаях, когда ракетная камера расположена в хвостовой части снаряда, что, как мы выше отметили, является нормальной и наиболее часто встречаемой формой выполнения, отверстия для выпуска продуктов сгорания помещаются, как правило, в заднем дне ракеты.

С конструктивной стороны наиболее просто иметь одно сопло, как на фиг. 18, расположенное на оси камеры. В некоторых же случаях может оказаться необходимым применение нескольких отверстий истечения, расположенных симметрично относительно центра дна камеры. Такое устройство имел старый образец трехдюймовой осветительной ракеты (фиг. 23). У этой ракеты камера закрыта поддоном, в середине которого имеется навинтованное гнездо для штока, служащего для стабилизации ракеты в полете, а отверстия для истечения газов расположены вокруг этого гнезда.

На фиг. 24 показан снаряд, снабженный отверстиями в хвостовой и в передней частях камеры (а. п. 1734, — 1876 г.).

Заряд снабжен сквозным каналом, а между головкой и камерой оставлена щель для прохода газов. В этом снаряде в головке предусмотрено применение войлочной или какой-нибудь иной прокладки для предохранения разрывного заряда от нагревания при горении пороха. Головная часть имеет больший диаметр, чем камера,

и образует над последней своего рода купол, внутри которого укреплены спиральные ребра. По мысли автора патента давление газов, производимое ими при истечении на упомянутые ребра, должно вызвать вращение ракеты около ее оси.

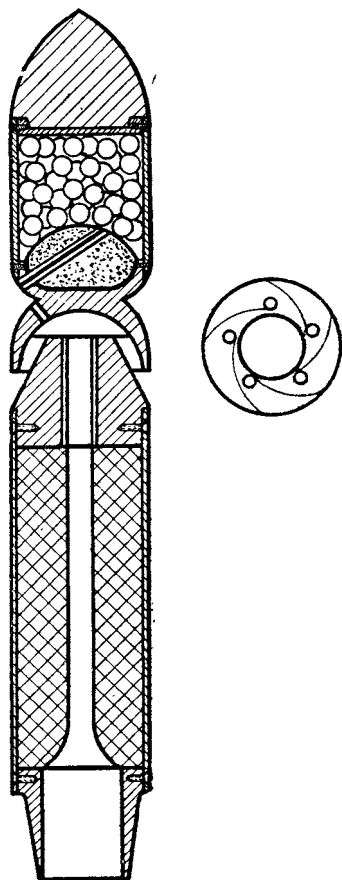
Аналогичное устройство, но с зарядом, вставленным с зазором в камеру, показано на фиг. 25 (а. п. 1578,—1860 г.).

Эти две конструкции камеры приводятся здесь лишь в качестве исторической справки. Вследствие сложности устройства и больших потерь энергии газов под куполом головки обе они не имеют, на наш взгляд, никакого практического значения.

Таким образом мы приходим к заключению, что наиболее частым случаем будет расположение камеры в хвостовой части снаряда и применение одного осевого сопла. О значении конического раструба сопла в смысле наиболее полного использования энергии газов мы уже говорили в первой главе. Отметим только, что конструктивные соображения, в частности, возможное сокращение общей длины снаряда, заставят в большинстве случаев пользоваться не очень длинным соплом. Потери при этом будут невелики, так как скорость истечения газов при увеличении длины сопла дальше известного предела растет весьма медленно; приращение скорости истечения не окупает в этом случае увеличения веса сопла, являющегося мертвым грузом.

Что касается способа соединения камеры с боевой частью, то в зависимости от их взаимного расположения и от материала их оболочек можно применить любой из известных приемов: винтовую нарезку, сварку, пайку, штыковой затвор и т. п.

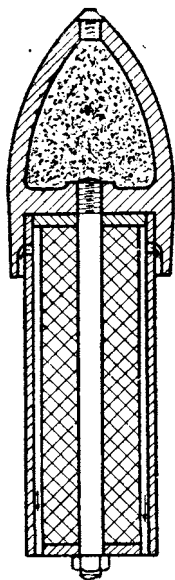
Мы считаем не лишним упомянуть еще об одном обстоятельстве, которое для артиллеристов является самоочевидным, но иногда упускается из виду изобретателями. Нередко встречаются проекты ракет, в которых предусмотрено отделение ракетной камеры от боевой части после полного сгорания ракетного заряда, для того чтобы путем облегчения снаряда получить увеличенную дальность. Не говоря уже об усложнении конструкции, нужно указать, что самая идея основана на неправильной предпосылке. Ракетный снаряд, как мы показали в первой главе, приобретает наибольшую скорость в конце горения ракетного заряда, после чего



Фиг. 24.

летит как свободное тело. В безвоздушном пространстве дальность полета не зависит от веса тела, и потому в пустоте отбрасывание части снаряда было бы бесполезным. В воздушной же среде потеря скорости снарядом вследствие сопротивления воздуха будет тем больше, чем меньше поперечная нагрузка снаряда, т. е. вес, приходящийся на единицу площади поперечного сечения. Ясно, что при отбрасывании камеры боевая часть, сохраняя ту же площадь сечения, будет иметь меньшую поперечную нагрузку, чем первоначально выпущенный снаряд, а следовательно, и дальность боевой части будет меньше. Таким образом отбрасывание камеры было

бы только вредным. Другое дело, когда остающаяся часть, продолжающая движение по прежнему направлению, несет еще в себе часть ракетного заряда. Этот случай, относящийся к так называемым составным ракетам, действительно может дать существенный эффект. Его мы разберем в конце этой главы.



Фиг. 25.

4. Способы стрельбы ракетными снарядами

Ракетный снаряд является самодвижущимся аппаратом и потому для выпуска его не требуется сообщения ему добавочного импульса. Такой способ выпуска ракеты, при котором для движения ее используется лишь собственная реакция, мы называем разгоном от нуля или выстрелом от нуля. Однако многочисленные проекты предусматривают выстреливание ракетного снаряда из обыкновенного орудия, с тем чтобы ракетный заряд начал действовать на траектории в некотором отдалении от орудия. Этот способ мы называем выстрелом с начальной скоростью. Разберем выгоды и недостатки обоих способов.

Сгорание ракетного заряда в ракете совершается в течение относительно большого промежутка времени. Если длительность обыкновенного орудийного выстрела в среднем равна $\frac{1}{100}$ сек., то время сгорания заряда в ракете обычно измеряется целыми секундами. В связи с этим ускорение ракеты в десятки и даже сотни раз меньше, чем у обыкновенного артиллерийского снаряда, и потому требования, предъявляемые к ракете в смысле прочности ее оболочек и содержимого, несравненно более мягкие, чем для снаряда. Пусковое приспособление для ракеты в случае разгона от нуля не испытывает никаких напряжений при выстреле и может быть выполнено в виде гладкой трубы, или желоба, или двух полозьев, служащих лишь для придания желаемого направления ракете в начале ее движения.

Эти два обстоятельства, именно — простота устройства как самой ракеты, так и пускового приспособления и легкость последнего — являются чрезвычайно важными преимуществами спо-

соба разгона от нуля. Они же обуславливают и тактическую ценность ракетного снаряда, тем более, что они связаны еще с большой скорострельностью и удобством обращения с системой при стрельбе.

Выстрел с начальной скоростью имеет два существенных преимущества: во-первых, для ракеты данного веса и при заданном полезном грузе можно получить большую дальность, чем при разгоне от нуля и прочих разных условиях; во-вторых, при выстреле из орудия ракета имеет большую дульную скорость, чем при разгоне от нуля при той же длине орудия, благодаря чему улучшаются условия устойчивости в полете.

Этот способ обладает рядом крупных недостатков. Во-первых, усложняется конструкция снаряда, поскольку необходимо наличие приспособлений для предохранения ракетного заряда от воздействия орудийных газов, а также наличие механизма в виде дистанционной трубки для воспламенения ракетного заряда после вылета снаряда из орудия. Во-вторых, при заданном полезном грузе общий вес ракетного заряда должен быть больше, чем у снаряда обычного типа к тому же орудью; в связи с этим для получения той же начальной скорости пришлось бы сильно утяжелить орудие, а при желании сохранить прежний вес орудия — мириться с меньшей начальной скоростью снаряда или уменьшить полезный груз.

Чрезвычайно важным является еще то обстоятельство, что в случае отказа в воспламенении ракетного заряда, что всегда возможно при неисправной трубке, снаряд не долетит до назначенной цели и может поразить свои войска. Между тем доверие к своему собственному оружию является необходимейшим условием для моральной устойчивости бойцов.

Допуская, что будут изобретены способы безотказного воспламенения ракетного заряда, например, путем одновременного зажигания его и орудийного заряда, необходимо еще отметить, что при выстреле с начальной скоростью трудно ожидать хорошей меткости. Это положение станет ясным, если иметь в виду, что всякий снаряд даже при хорошей устойчивости имеет на полете некоторые колебания около своего центра тяжести, так что ось его, как правило, не совпадает с касательной к траектории. Это явление по отношению, например, к вращающемуся снаряду носит название „нутации“ и выражается в том, что ось снаряда во все время полета описывает в пространстве некоторую коническую поверхность. Снаряды не вращающиеся обычно имеют колебания в вертикальной плоскости. В момент начала действия ракетного заряда сила реакции, направленная по оси снаряда, побудит его двигаться в том направлении, которое в этот момент имеет ось снаряда и которое, как правило, не будет совпадать с касательной к траектории. Так как при этом невозможно заранее в точности предугадать, в каком положении будет находиться ось снаряда в момент воспламенения заряда, то и нельзя ввести поправки на указанное отклонение. Величина рассеивания будет зависеть, конечно, от начальной скорости снаряда и от силы реакции, а также от того,

насколько тщательно изготовлен снаряд. Во всяком случае, для снарядов специального назначения, как осветительные, сигнальные и т. п., для которых не требуется большой меткости, указанное явление не будет иметь существенного значения и для них вполне может быть применена стрельба с начальной скоростью.

Расчеты показывают, что такая стрельба выгодна для снарядов, имеющих небольшую начальную скорость, например для бомбометов и минометов, так как для них даже небольшое приращение скорости от действия ракетного заряда вызовет относительно очень большое увеличение дальности.

Пусть, например, имеем миномет с начальной скоростью 100 м/сек и полевое орудие с начальной скоростью 500 м/сек. Если применить к обоим один и тот же ракетный снаряд, который от действия ракетного заряда приобретает дополнительную скорость в 100 м/сек, то суммарная скорость в первом случае будет 200 м/сек, а во втором 600 м/сек. В помещенной на стр. 56 таблице указаны наибольшие дальности для обоих случаев в предположении, что стрельба ведется при угле возвышения в 45° и что баллистический коэффициент во всех случаях один и тот же.

Таким образом для миномета дальность увеличилась в данном случае в 3,5 раза, а для полевого орудия меньше, чем на одну пятую. В действительности это приращение для полевого орудия было бы еще меньшим и оно безусловно не окупило бы усложнения снаряда и потери полезного груза.

Таким образом всякие попытки повысить дальность существующих дальнобойных орудий путем применения к ним ракетных снарядов могут дать весьма незначительные результаты.

Что касается конструкций ракетных орудий как для стрельбы от нуля, так и с начальной скоростью, то относительно первых можно ограничиться замечанием, приведенным в главе III, именно, что вследствие отсутствия каких-либо напряжений тело орудия может быть выполнено в виде простой тонкостенной трубы, установленной на легком станке, имеющем механизмы для прицеливания и наводки. Конечно, никаких противооткатных приспособлений для станка не требуется. Эти особенности ракетного орудия позволяют использовать его для установки на таких аппаратах, которые не могут выдерживать отдачи, присущей обычным орудиям, т.е. на самолетах, небольших судах, автомобилях и т. п.

Орудия для стрельбы ракетными снарядами с начальной скоростью вполне сходны с обыкновенными артиллерийскими орудиями и могут отличаться от них лишь в деталях, связанных с применением реактивного снаряда.

Ниже мы приводим описания нескольких более или менее оригинальных конструкций ракетных орудий и снарядов к ним.

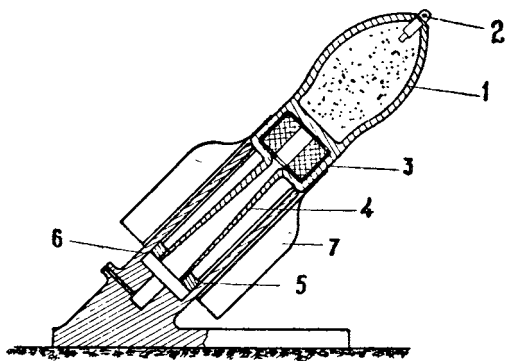
На фиг. 26 показано устройство ракетного надульного снаряда к траншейному миномету (ф. п. 502560). Разрывной заряд помещен в головке 1, снабженной ударной трубкой 2. Ракетный заряд в виде прессованного цилиндра из нитроглицеринового пороха (кордита) плотно вставлен в камеру 3, облицованную внутри теплоизолирующим слоем изацетил-целлюлозы. Камера снабжена длин-

ным коническим соплом 4, имеющим на конце кольцо 5 с выступами 6, которые входят в нарезы в канале орудия и служат для сообщения снаряду вращательного движения при выстреле. На камере укреплены стабилизаторы 7, которым придано очертание винтовой поверхности с целью получения дополнительного вращения на полете под действием сопротивления воздуха. Воспламенение ракетного заряда производится непосредственно орудийными газами.

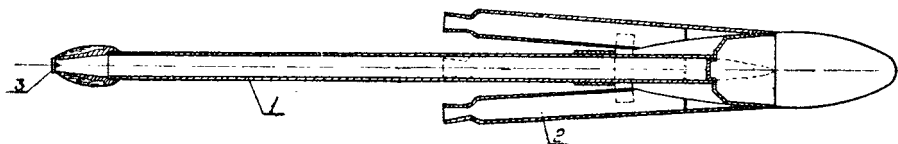
В этой конструкции, на наш взгляд, излишним является придание снаряду вращательного движения, так как наличие крыльев-стабилизаторов для снарядов, обладающих небольшой скоростью, достаточно для получения хорошей устойчивости.

Вряд ли также целесообразно непосредственное сообщение канала орудия с ракетной камерой, так как последней пришлось бы делать весьма толстостенной и, следовательно, тяжелой; между тем для ракетного заряда совсем нет надобности применять такие высокие давления, как в орудии.

На фиг. 27 показана другая конструкция, также относящаяся к стрельбе из миномета (ф. п. 503006). Снаряд имеет больших размеров головку для разрывного заряда, а ракетный заряд распределен в пяти камерах, из которых центральная 1, более длинная,



Фиг. 26.



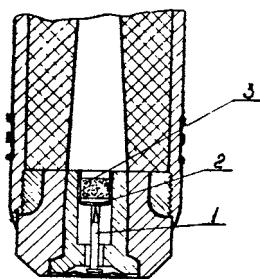
Фиг. 27.

чем другие, служит штоком, входящим при выстреле в канал миномета, а остальные камеры 2 расположены симметрично вокруг нее. Сопло центральной камеры закрыто поддоном 3 с запрессованным в нем дистанционным пороховым составом, который воспламеняется орудийными газами и после вылета снаряда передает огонь ракетному заряду центральной камеры. Из последней огонь передается зарядам малых камер. С началом горения поддон 3 выбивается газами из своего гнезда. Таким образом в этой конструкции ракетный заряд защищен от непосредственного воздействия орудийных газов. Способ снаряжения камер и сорт пороха в патенте не указаны.

Другая форма выполнения трубки для воспламенения ракетного заряда показана на фиг. 28 (а. п. 14000, 1896 г.). Трубка, как и в предыдущем снаряде, плотно вставлена в выходную часть сопла. Внутри трубки имеется укрепленный в дне ударник 1, могущий перемещаться вперед при прогибе дна под действием давления оружейных газов. При этом перемещении ударник накаливает капсюль 2, который воспламеняет петарду 3. В условиях хранения и перевозки для предохранения трубки от случайных ударов дно ее может быть закрыто навинтным колпачком (а. п. 330493).

Система	Наибольшая скорость м/сек		Наибольшая даль- ность, км		Увеличение дальности %/о
	без ракет- ного заряда	с ракет- ным зарядом	без ракет- ного заряда	с ракет- ным зарядом	
Миномет	100	200	0,95	3,3	250
Полевое орудие .	500	600	10,2	12,0	17,5

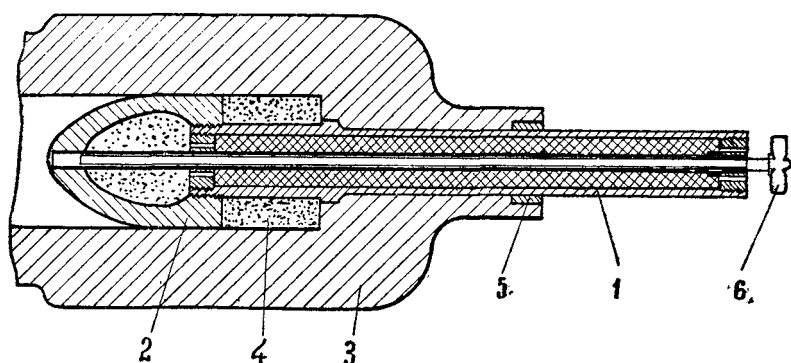
Довольно оригинальная конструкция предложена по английскому патенту № 1460 (фиг. 29). Ракетный заряд помещен в хвосте 1, имеющем меньший диаметр, чем головка 2, несущая разрывной заряд. Хвост пропущен через отверстие в дне орудия 3, а оружейный заряд 4 помещен между головкой снаряда и дном орудия. Внутри снаряда проходит стержень 5 с пропеллером 6 на заднем конце и терочным приспособлением на переднем конце. При выстреле, когда под действием оружейного заряда снаряд устремляется вперед, пропеллер под действием сопротивления наружного воздуха начинает вращаться и вытягивает назад стержень, который своей теркой производит воспламенение фрикционного состава в хвостовой части камеры и, таким образом, зажигает ракетный заряд.



Фиг. 28.

Мы до сих пор ничего еще не говорили о способе передачи огня боевой части снаряда (например, для производства взрыва разрывного заряда, для выбрасывания осветительного снаряжения и. т. п.). Обычно применяемые приспособления в виде взрывателей, ударных и дистанционных трубок далеко не всегда могут оказаться здесь пригодными. Дело в том, что во взрывателях и трубках в качестве предохранительных и взводящих органов обычно применяются инерционные механизмы, состоящие, в основном, из свободного тела в виде ударника, который удерживается в безопасном положении с помощью пружины или аналогичной детали, способной деформироваться под действием инерционной силы,

развиваемой ударником при ускоренном движении снаряда. В результате этой деформации ударник перемещается и производит накол капсюля. В обычных снарядах ускорение настолько велико, что пружину инерционного приспособления можно выбирать достаточно сильной для обеспечения безопасности трубки при случайном падении, толчке или выстреле. В ракетных же снарядах, как мы неоднократно отмечали, ускорение в десятки раз меньше, и потому применение в них инерционных механизмов не может быть допущено по соображениям безопасности. Для вращающихся снарядов выход может быть найден в применении центробежных предохранителей, которые уже находят себе применение в снарядных трубках. Для невращающихся ракетных снарядов до сих пор еще не было предложено сколько-нибудь разработанного



Фиг. 29.

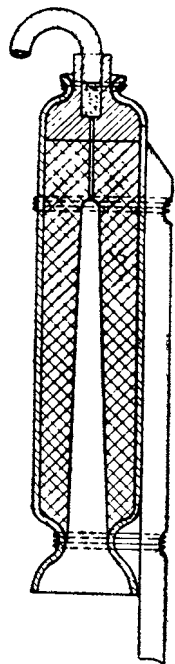
запального приспособления к боевой части, которое наряду с надежностью действия обладало бы достаточной безопасностью.

В большинстве известных приспособлений рассматриваемого типа для воспламенения боевой части используются газы ракетного заряда. Простейшим примером, иллюстрирующим этот прием, является упомянутая трехдюймовая ракета (фиг. 23). В передней части ракетной камеры укреплена металлическая шайба 1, в отверстие которой вставлена трубка 2 с запрессованным в ней дистанционным составом. Трубка центруется измельченной серой 3. После сгорания глухой части ракетного заряда воспламеняется дистанционный состав, который через некоторое время передает огонь вышибному заряду в головке ракеты.

Это устройство при всей его простоте и надежности не пригодно для тех случаев, когда требуется получение разрыва в строго определенный момент, например при ударе снаряда в броню или после известного проникания снаряда в грунт при падении. Для этих случаев необходим взрыватель, обладающий большой чувствительностью, допускающий более точную регулировку и не зависящий в своем действии от момента окончания сгорания ракетного заряда.

5. Приспособления для придания снаряду устойчивости в полете

Ракета, как всякое продолговатое тело, движущееся в воздухе, нуждается в специальных мерах и приспособлениях, обеспечивающих устойчивость в полете, т. е. сохранение определенного направления ее продольной оси. В настоящее время применяются два способа придания снаряду устойчивости. Один из них состоит в использовании сопротивления воздуха, для чего снаряд снабжается хвостовым стабилизатором в виде крыльев или длинного штока, воспринимающих давление встречного потока воздуха и удерживающих снаряд от кувыркания. Другой прием состоит в использовании свойств волчка, т. е. способности быстро вращающегося тела сохранять определенное направление оси вращения даже при наличии воздействия внешних сил.



Фиг. 30.



Фиг. 31.

По отношению к ракетам оба приема могут быть использованы в весьма разнообразных формах выполнения. Простейшим стабилизатором является деревянный шток, привязанный или иным способом прикрепленный к корпусу ракеты. На фиг. 30 показана ракета¹ со штоком, вплотную присаженным к корпусу (г. п. 215319); на фиг. 31 между корпусом ракеты и штоком оставлен промежуток того, чтобы корпус мог быть вставлен в пусковую трубу (а. п. 179495); наконец, как мы видели выше на фиг. 23, в трехдюймовой ракете шток ввинчен в дно ракетной камеры. Применение штока дает весьма хорошие результаты, однако это приспособление пригодно лишь для малых ракет, так как для больших ракет шток имел бы очень большую длину, и весь снаряд был бы непомерно громоздок.

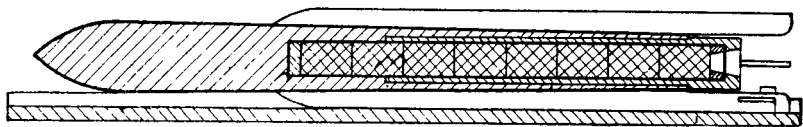
Удобство штока для малых ракет заключается еще в том, что им можно пользоваться вместо пускового приспособления, просто втыкая конец его в землю под желаемым углом. Так обычно и поступают при пуске фейерверочных ракет. Для ракет с начальной скоростью применение штока, очевидно, неудобно, даже если древко сделано складным, например телескопическим (а. п. 208493).

Стабилизаторы в виде крыльев, располагаемых в хвостовой части симметрично относительно продольной оси снаряда, значительно удобнее, так как при незначительном весе они дают возможность получить большую поверхность. Пример выполнения оперения мы уже видели на фиг. 26. Нередко встречается комби-

¹ В этой ракете воспламенение форсового состава производится через канал в головной части заряда с помощью бикфордова шнура.

нация штока и крыльев, подобно тому, как это сделано в известной мине Дюмезиля.

Например, по английскому патенту 1905 г. №20238 крылья стабилизатора укреплены на муфте, свободно насаженной на шток. Перед выстрелом муфта занимает переднее положение, что дает возможность вставить шток в пусковую трубу. При вылете муфта под действием сопротивления воздуха отодвигается к задней оконечности штока. Такое остроумное приспособление позво-



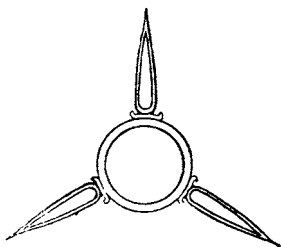
Фиг. 32.

ляет обойтись небольшими размерами крыльев, так как полезное действие стабилизатора тем больше, чем дальше он расположен от центра тяжести снаряда.

На фиг. 32 изображен ракетный снаряд с узкими длинными ребрами, расположенными вдоль его корпуса (а. п. 129675). Эти ребра входят в простроганные в пусковом приспособлении пазы и служат, таким образом, направляющими для снаряда. В этом случае нет надобности в применении трубы, так как снаряд достаточно хорошо центруется крыльями.

Для уменьшения габарита оперенного снаряда было предложено (а. п. 854, 1913 г.) делать крылья складными, расходящимися при выстреле под действием пружин.

В настоящее время заводская техника располагает весьма совершенными способами для тщательного изготовления стабилизаторов, что весьма важно, так как непременным условием хорошего действия стабилизатора является строгая симметричность крыльев относительно продольной оси снаряда, а также прочность самих крыльев,



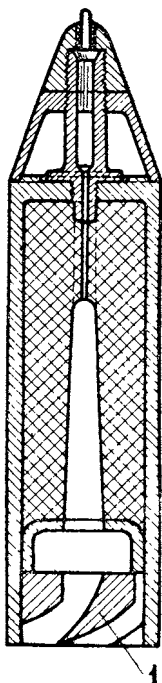
Фиг. 33.

т. е. способность их противостоять изгибу и смятию. На фиг. 33 показаны в сечении стабилизаторы, представляющие собой полую трехгранную призму. Такая форма даже при тонком листовом материале позволяет получить чрезвычайно прочные крылья.

Второй из возможных приемов для получения устойчивого полета — использование гироскопического эффекта — известен во множестве самых разнообразных конструкций; мы познакомимся лишь с наиболее характерными из них. Эти конструкции можно разделить на две группы: 1) конструкции с вращением всего снаряда на полете и 2) конструкции с вращением одной лишь детали в снаряде. Каждая из групп в свою очередь делится на подгруппы соответственно тому, каким способом осуществляется вращательное движение.

Мы уже познакомились кратко со снарядом, снабженным винтообразными крыльями, служащими для вращения снаряда действием встречного потока воздуха (фиг. 26). В том же снаряде применены готовые выступы на сопле, скользящие по орудийным нарезам.

Было предложено также снабжать хвостовую часть входящего в орудие штока наконечником из мягкого металла, сминаемого при выстреле давлением орудийных газов, заполняющего нарезы в канале и образующего, таким образом, те же выступы (ф. п. 455906).



Фиг. 34.

Применение винтовых ребер или крыльев очень часто встречается в проектах конструкций снарядов, мин, авиабомб, торпед и т. п. В отношении снарядов и ракет этот способ получения вращения крайне нерационален, так как, не говоря о сложности изготовления винтовых крыльев, он влечет за собой очень большие потери скорости от сопротивления воздуха.

Применение готовых нарезов как по простоте самого приема, так и по эффекту способно дать весьма хорошие результаты при условии, что дульная скорость снаряда достаточна для приобретения нужной для устойчивости скорости вращения.

Многочисленны также предложения использовать продукты сгорания ракетного заряда для приведения снаряда или части его во вращательное движение. Пример такого использования мы выделили на фиг. 24 и тогда же указали на нерациональность предложенного там устройства.

Аналогичное, но более осмысленное устройство описано в германском патенте № 215319, принадлежащем известному шведскому изобретателю полковнику Унге. В канале сопла (фиг. 34) укреплены винтовые ребра 1, служащие для получения вихреобразного движения газов. Возникающая при этом движении реакция будет вращать ракеты в противоположном направлении.

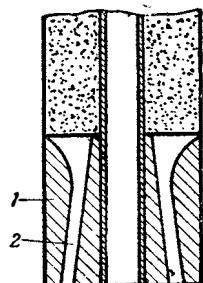
Не лишено курьеза устройство по германскому патенту № 76786, в котором предложено перед выстрелом приводить орудийный ствол или только снаряд в быстрое вращение с помощью электромотора. Аналогичное предложение фигурирует и в английском патенте № 382. Нет надобности доказывать, что эти предложения при всей их оригинальности лишены практической ценности.

По французскому патенту № 491940, с которым мы уже познакомились на фиг. 22, для вращения снаряда применены две ракеты 5, укрепленные на боковой поверхности так, что их оси лежат в сечении, перпендикулярном оси снаряда. Здесь мы очевидно имеем действие, аналогичное сегнерову колесу.

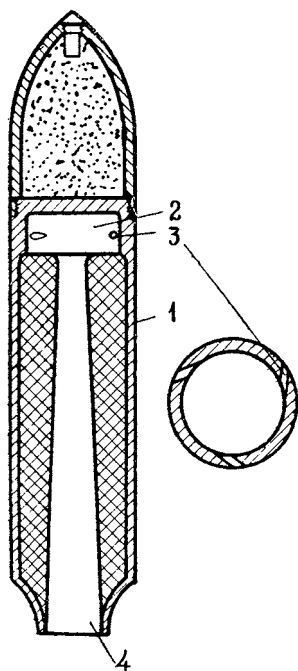
Довольно часто встречается устройство, показанное на фиг. 35 (а. п. 142611). Выходная часть камеры закрыта цилиндром 1, в кото-

ром высверлены наклонные сопла 2, расположенные таким образом, что оси каждой пары противоположащих сопел лежат в разных плоскостях. Благодаря такому устройству реакция приводится к осевой силе, направленной по оси ракеты, и к паре сил, расположенной в плоскости, перпендикулярной оси, так что одновременно с поступательным движением ракета приводится во вращение.

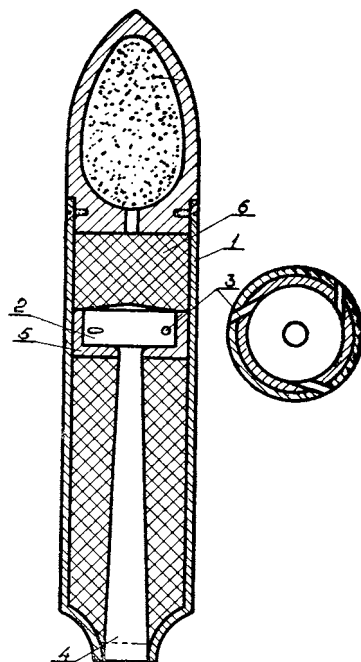
Наибольшего внимания в рассматриваемой группе снарядов, приводимых во вращение действием ракетного заряда, заслуживает устройство, предложенное еще в 1858 г. Гейлем (а. п. 2497). Ракетная камера 1 (фиг. 36) имеет в передней части свободную полость 2, в стенках которой высверлены косательные каналы 3. Ракетный заряд имеет сквозной канал, так что продукты горения могут одновременно вытекать как через осевое сопло 4, так и через каналы 3. Очевидно, что и в этом случае будет иметь место осевая сила и вращающая пара. По другому варианту (фиг. 37) полость 2 отделена от ракетного заряда перегородкой 5 и снабжена



Фиг. 35.



Фиг. 36.

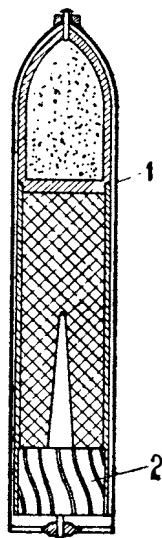


Фиг. 37.

собственным зарядом 6. Преимущества ракеты Гейля перед всеми остальными, помимо чрезвычайной простоты устройства, заклю-

чаются в том, что здесь весьма легко можно варьировать скорость вращения: для этого нужно лишь подобрать нужный размер касательных каналов. Второй же вариант позволяет достигнуть той же цели еще путем подбора формы и величины заряда в полости 2.

Из снарядов, в которых только часть деталей приводится во вращение, отметим конструкцию по германскому патенту № 87329, показанную на фиг. 38. Корпус снаряда помещен внутри кожуха 1 и соединен с ним в головной и хвостовой частях с возможностью свободного вращения. При истечении газов через винтовые каналы в цилиндре 2, совершенно подобном описанному выше, корпус снаряда вращается, что и придает всей системе устойчивость в полете. Между корпусом и кожухом имеется воздушный промежуток, обеспечивающий снаряду плавучесть при падении в воду, благодаря чему снаряд может быть использован в качестве торпеды.



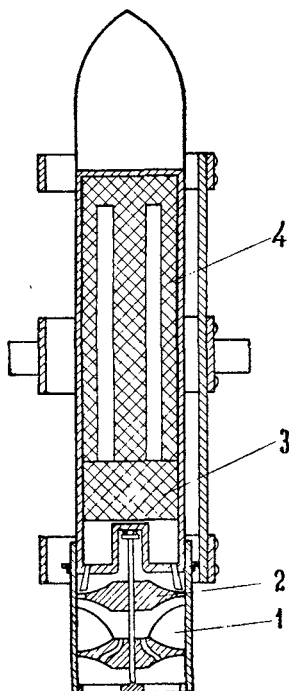
Фиг. 38.

На фиг. 39 показана конструкция снаряда, предложенная Герасимовым и запатентованная им в ряде стран. В хвостовой части ракетной камеры имеется полость 1, в которой установлено на оси турбинное колесо 2, приводимое во вращательное движение продуктами горения заряда. Это колесо служит гироскопом при полете снаряда, который сам не вращается. Для того чтобы к моменту вылета снаряда колесо имело достаточную скорость вращения, ракетный заряд составлен из двух частей 3 и 4; из них первая, выполненная в виде сплошного цилиндра и горящая только с одного торца, дает в единицу времени количество газов, не достаточное для сообщения ускорения ракете, вторая же часть, воспламеняющаяся после окончания горения первой, обладает большой поверхностью горения, обеспечивающей нужное ускорение. Следует отметить еще, что в этой конструкции для выпуска снаряда предусмотрено применение двух соединенных кольцами полостей, по которым снаряд скользит направляющими выступами, укрепленными на боковых стенках камеры. Недостатком снаряда является сложность устройства и большой мертвый вес, приходящийся на турбину, не говоря уже о том, что вряд ли можно было бы получить надежное действие турбины в потоке пороховых газов, имеющих температуру около 2500°.

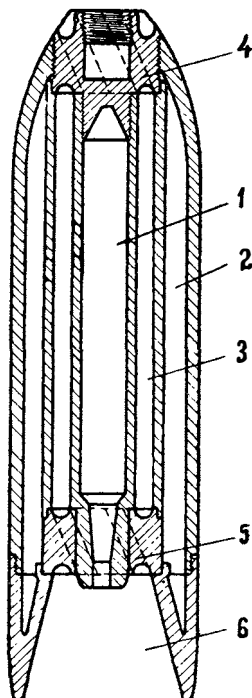
Подводя итог всему сказанному о мерах для сохранения устойчивости ракетного снаряда, мы приходим к заключению, что наиболее действительными, простыми и экономичными способами являются: для невращающихся снарядов — применение стабилизаторов в виде хвостового оперения, а для вращающихся — применение готовых выступов на снаряде для стрельбы из нарезной трубы и способ вращения снаряда действием продуктов сгорания по типу ракет Гейля. Выбор той или иной формы выполнения в каждом случае определяется условиями задания.

6. Пороховые ракеты специального назначения

В настоящем разделе мы познакомим читателя с некоторыми образцами ракет, которые не подходят под типы, рассмотренные нами выше.

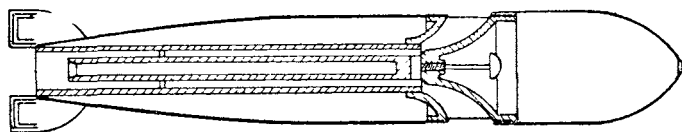


Фиг. 39.



Фиг. 40.

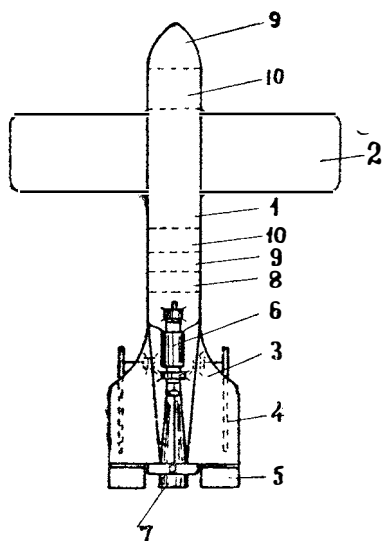
В главе II, говоря о к. п. д., мы указывали, что в известных случаях можно достигнуть большего эффекта в использовании энергии заряда, увеличивая массу отброса и одновременно уменьшая скорость истечения продуктов сгорания. На фиг. 40 показана



Фиг. 41.

форма выполнения снаряда, основанная на этом принципе (а. п. 166258). Ракетный заряд заключен в камере 1, помещенной внутри корпуса 2, заключающего разрывной заряд. Между камерой и разрывным зарядом имеется свободная полость 3, сообща-

ющаяся с атмосферой через наклонные каналы 4 и 5, высверленные в головной и хвостовой частях снаряда. При движении снаряда



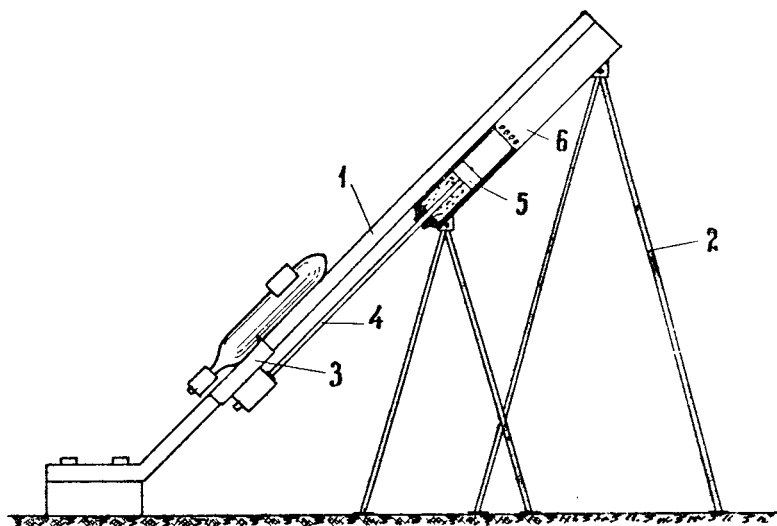
Фиг. 42.

в воздухе встречный поток врывается через головные наклонные каналы и, проходя через полость 3, выходит в камеру 6, где смешивается с продуктами сгорания заряда. Благодаря наклонному положению каналов 4 и 5 снаряд приобретает вращательное движение.

Аналогичное устройство в применении к морским торпедам показано на фиг. 41 (ф. п. 499710). Отличие от предыдущего заключается лишь в том, что для засасывания окружающей среды окна сделаны на боковой поверхности торпеды, и последняя при движении не вращается.

Особое место среди ракетных аппаратов занимают так называемые крылатые ракеты, иногда именуемые воздушными торпедами. Они занимают как бы промежуточное положение между артиллерийскими снарядами и

самолетами. К первым они примыкают по своей боевой роли и по тем большим скоростям, с которыми они движутся; с само-



Фиг. 43.

летами же у воздушных торпед сходство внешнее, обусловленное тем, что в большинстве случаев торпеды имеют несущие поверх-

ности, а также рулевое управление, приводимое в действие тем или иным автоматическим механизмом.

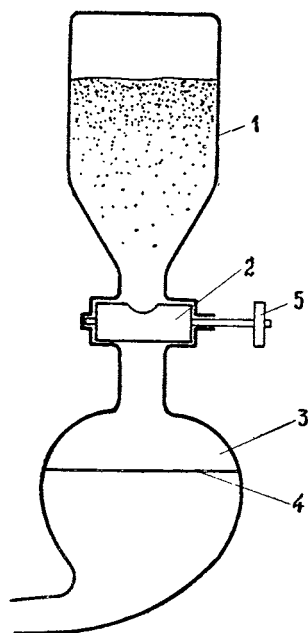
Довольно подробная разработка воздушной торпеды с ракетным двигателем приведена в французском патенте № 502562 (фиг. 42 и 43).

Корпус 1 торпеды (фиг. 42), заключающий разрывной заряд и запас топлива, снабжен несущими поверхностями 2, а в хвостовой части имеет стабилизаторы 3 и рули управления 4 и 5. Ракетный двигатель 6 с соплом 7 образует продолжение корпуса. Топливом служит смесь бензина с азотным тетроксидом, причем тот и другой хранятся в отдельных отсеках в корпусе торпеды и подаются в камеру сгорания с помощью насосов, приводимых в действие электромотором. Для питания последнего, а также для приведения в действие жироскопов, служащих для управления рулями, предусмотрена аккумуляторная батарея. Все вспомогательные механизмы расположены в отдельном отсеке 8. Для того чтобы при расходе топлива не происходило значительного перемещения центра тяжести торпеды, баки для топлива расположены симметрично относительно центра тяжести. Так, баки 9 предназначены для горючего и баки 10 — для окислителя.

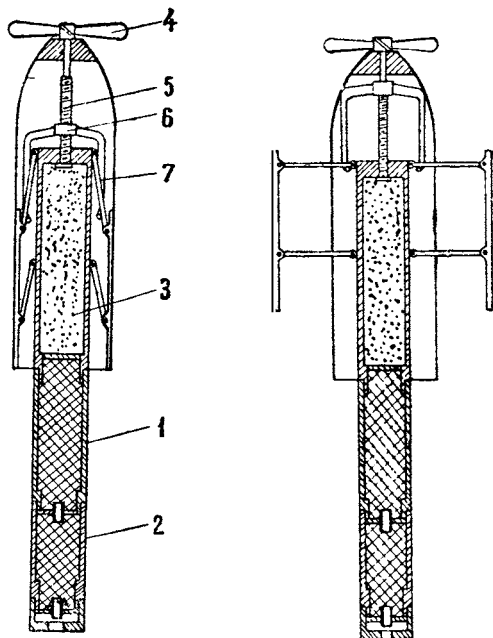
Для запуска торпеды с целью сообщения ей начальной скорости служит специальная катапульта (фиг. 43), представляющая собой наклонный полз 1, поддерживаемый стойками 2. Торпеда устанавливается на особых салазках 3, могущих скользить вдоль наклонного полза. Снизу к салазкам прикреплен шток 4, несущий на переднем конце поршень 5, входящий внутрь укрепленного на ползоре цилиндра 6; последний в средней части имеет несколько отверстий в боковых стенках. Под поршнем же помещается небольшой заряд пороха. При воспламенении этого заряда пороховые газы двигают вперед поршень, а с ним и тележку, поддерживающую торпеду. Пройдя отверстия в цилиндре, поршень начинает сжимать находящийся в передней части цилиндра воздух, благодаря чему тележка тормозится, торпеда же, продолжая по инерции движение вперед, слетает с салазок. Ракетный двигатель начинает работать в момент вылета. Для начального воспламенения топлива в камере сгорания помещается небольшой заряд медленно горящего пороха, зажигаемого перед пуском торпеды помощью бикфордова шнура. Этот заряд пороха нагревает внутри камеры теплоизолирующую оболочку, которая в дальнейшем выполняет роль воспламенителя для подаваемого в камеру жидкого топлива.

Для применения порохового топлива в подобных торпедах с целью получения длительного действия ракетного двигателя предложено следующее устройство (ф. п. 512977). Порох в измельченном виде помещается в сосуд 1 (фиг. 44) и отсюда поступает мелкими порциями через специальный кран 2 в камеру сгорания 3, где воспламеняется, падая на раскаленную решетку 4. Заслонка крана приводится во вращательное движение с помощью зубчатой передачи 5, для вращения которой используется обычная ветрянка, установленная в носовой части торпеды. Эта конструкция двигателя

крайне ненадежна, так как при случайном прорыве газов через кран может взорваться заряд в сосуде.

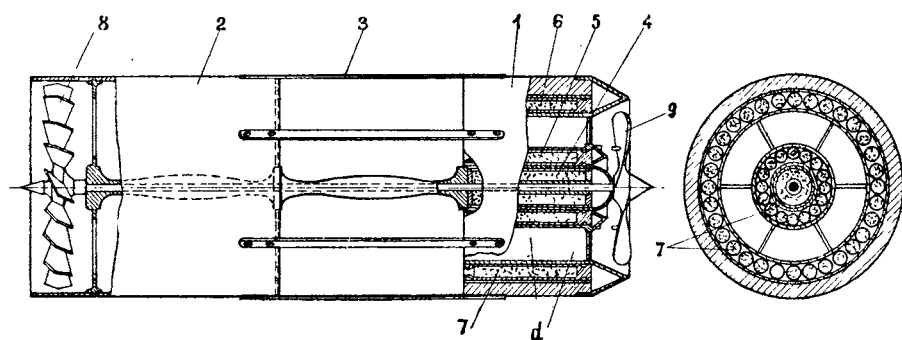


Фиг. 44.



Фиг. 45.

На фигуре 45 показано устройство воздушной торпеды, у которой несущие поверхности выполнены складными (ф. п. 522861). Ракетный заряд помещен в хвостовой части 1, разделен-

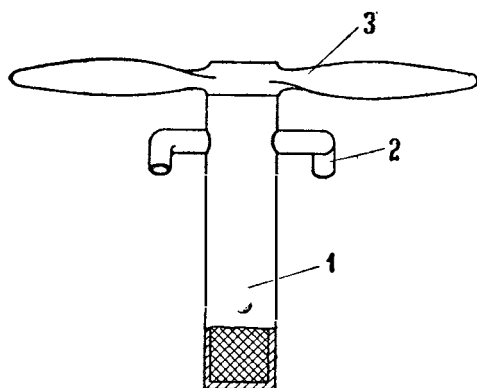


Фиг. 46.

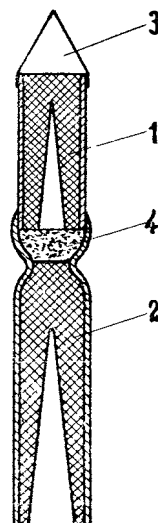
ной на несколько камер 2 перегородками, из которых каждая снабжена соплом. Разрывной заряд помещен в средней части 3. В головной части установлен пропеллер 4, насаженный на винт 5

и вращаемый встречным потоком воздуха. Вдоль винта может передвигаться гайка 6, соединенная с тягами 7, которые в свою очередь сочленены с шарнирными каркасами несущих поверхностей. Действие этого устройства понятно из фигур.

Отметим еще конструкцию по французскому патенту № 492660 (фиг. 46). Здесь корпус торпеды состоит из двух частей 1 и 2, жестко соединенных между собой планками 3. В передней части помещается разрывной заряд 4 и concentрично с ним две кольцевые полости 5 и 6, разделенные кольцевым же промежутком, заполненные отдельными камерами 7 с запрессованным в них пороховым составом. В задней части 2 торпеды установлено турбинное колесо 8, сидящее на общем валу с пропеллером 9. При сгорании заряда в ракете пороховые газы, увлекая окружающий воздух, поступающий через кольцевую



Фиг. 47.



Фиг. 48.

полость *d*, приводят во вращение турбинное колесо, а вместе с тем и пропеллер.

В данном случае автор проекта имел в виду использовать одновременно и реактивную силу пороховых газов и тягу, создаваемую пропеллером, т. е. как бы получить от заряда двойную работу. Такого рода предложения не единичны, и потому мы на этом устройстве остановимся, чтобы указать на несостоятельность самой идеи „двойного“ использования заряда.

Во-первых, при вращении турбины под действием газов на ее валу, вернее на опоре вала, возникает реакция, направленная в сторону, противоположную движению аппарата. Эта реакция почти целиком парализует тягу, развиваемую ракетами.

Во-вторых, вследствие добавочных потерь энергии на нагревание турбинного колеса, на трение в подшипниках вала и т. д., не вся кинетическая энергия газов будет преобразована в тягу винта. В конечном итоге подобная система может в некоторых случаях оказаться более экономичной, чем простая ракета, но не

за счет „двойного“ использования энергии газов, а только вследствие увеличения отбрасываемой винтом массы и уменьшения скорости отброса по сравнению с простой ракетой (глава II, § 2).

Ясно также, что выигрыш в данном случае достигается в результате значительного усложнения конструкции.

Из своеобразных форм выполнения ракетного снаряда упомянем предложенную по французскому патенту № 570826 (фиг. 47). Ракетная камера 1 снабжена двумя винтообразно изогнутыми коленами 2, через которые выпускаются продукты сгорания, сообщаящие ракете вращательное движение. С камерой наглухо соединен пропеллер 3, служащий для создания осевой тяги. При сгорании заряда в камере газы вытекают через изогнутые колена и приводят камеру во вращение вместе с пропеллером. Такой снаряд должен иметь ничтожный к. п. д. и его стоило бы применять лишь в том случае, если бы понадобился медленный вертикальный подъем при достаточной устойчивости. Такой случай может представиться для сигнальных и трассирующих (дымовых) снарядов.

Еще более своеобразным является предложение выполнить ракету в виде бумеранга (а. п. 17839, 1907 г.), заполненного разрывным или светящим зарядом. Такого рода снаряд может быть пригоден разве только в качестве фейерверка, для боевых же целей трудно себе представить осмысленное для него применение.

В начале этой главы мы упоминали о составных ракетах. Под составной ракетой мы подразумеваем такой аппарат, у которого отдельные части во время полета отбрасываются с целью облегчить аппарат. Мы уже указывали, что отбрасывание имеет смысл лишь тогда, когда остающаяся часть несет в себе еще ракетный заряд.

На фиг. 48 показана простейшая схема составной ракеты. Здесь 1 и 2 — ракетные заряды, помещенные в двух отдельных камерах, 3 — полезный груз, 4 — дополнительный заряд, воспламеняющийся после окончания горения заряда 2 и производящий одновременно отрыв хвостовой камеры и воспламенение заряда 1. Дальнейший путь по прежнему направлению совершает лишь верхняя часть ракеты.

Обозначим через:

ω_1 — вес заряда в верхней части ракеты,

ω_2 — вес заряда в нижней части ракеты,

p_1 — пассивный вес верхней части,

p_2 — пассивный вес нижней части.

Пользуясь формулой (5) для скорости ракеты, можем написать, что к концу горения нижнего заряда скорость составной ракеты будет:

$$V_1 = u \ln \left(1 + \frac{\omega_2}{\omega_1 + p_1 + p_2} \right).$$

Эту скорость имеет, очевидно, и верхняя часть ракеты в момент отрыва нижней части. Приращение скорости верхней части от горения ее собственного заряда:

$$V_2 = u \ln \left(1 + \frac{\omega_1}{p_1} \right),$$

а полная скорость верхней части:

$$V = V_1 + V_2 = u \left[\ln \left(1 + \frac{\omega_2}{\omega_1 + p_1 + p_2} \right) + \ln \left(1 + \frac{\omega_1}{p_1} \right) \right], \quad (17)$$

Если бы нижняя часть ракеты не была в свое время отброшена, то скорость ракеты в конце горения обоих зарядов была бы

$$V' = u \ln \left(1 + \frac{\omega_1 + \omega_2}{p_1 + p_2} \right). \quad (18)$$

Не трудно было бы путем преобразования и сравнения приведенных равенств показать в общем виде, что при всяких значениях зарядов и пассивных весов всегда будет

$$V > V'.$$

Не останавливаясь на этих преобразованиях, возьмем численный пример, положив для простоты, что

$$\omega_1 = \omega_2 = p_1 = p_2,$$

т. е. что обе части ракеты имеют одинаковые веса, что веса зарядов равны пассивным весам. Тогда из равенства (17), имея в виду, что сумма логарифмов двух чисел равна логарифму произведения этих же чисел, найдем:

$$V = u \ln 2,667 = 0,98 u,$$

а из равенства (18):

$$V' = 0,69 u.$$

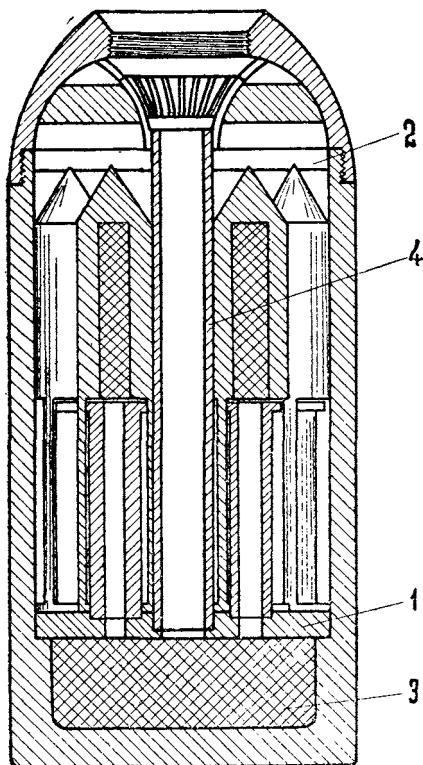
Таким образом скорость верхней ракеты в конце сгорания заряда в случае отбрасывания нижней камеры больше, чем скорость всей ракеты при том же общем заряде, но без отбрасывания. Это же положение справедливо и для ракеты, состоящей из любого числа последовательно отбрасываемых частей.

До настоящего времени не было предложено достаточно разработанных конструкций составных ракет, и лишь несколько схематических проектов было опубликовано в сочинениях Годдара, Оберта¹ и др. Теория вопроса довольно подробно изложена в книге К. Э. Циолковского „Космические ракетные поезда“, 1929 г.

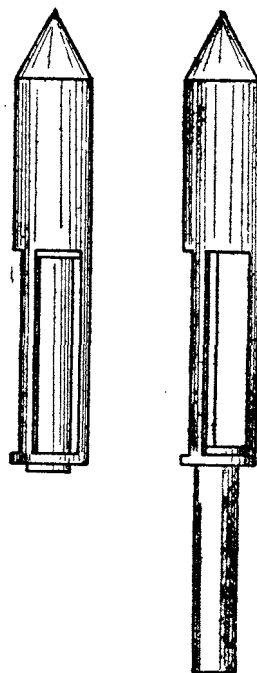
Для составных ракет основной технической трудностью является осуществление механизма для отделения отбрасываемой части и обеспечение устойчивости остающейся части в момент отделения и при дальнейшем полете. Поэтому пороховые ракеты, в особенности ракеты боевого назначения, от которых наряду

¹ Фотографии нескольких таких проектов, относящихся главным образом к ракетам на жидком топливе, помещены в книге проф. Н. А. Рывина „Ракеты“, 1929 г.

с простотой устройства требуется надежность действия и хорошая меткость, вряд ли было бы целесообразно делать составными.

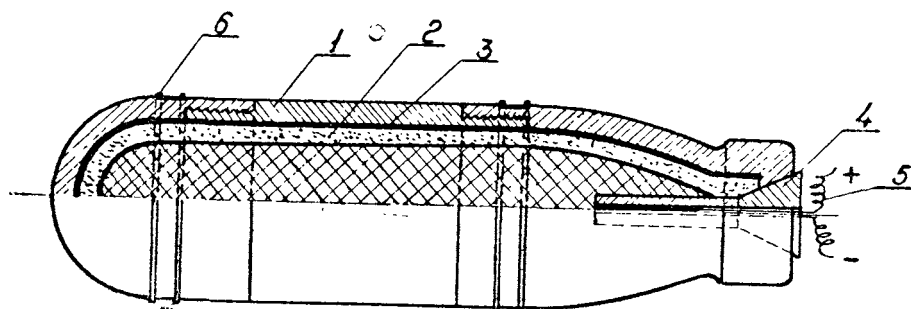


Фиг. 49.



Фиг. 49а.

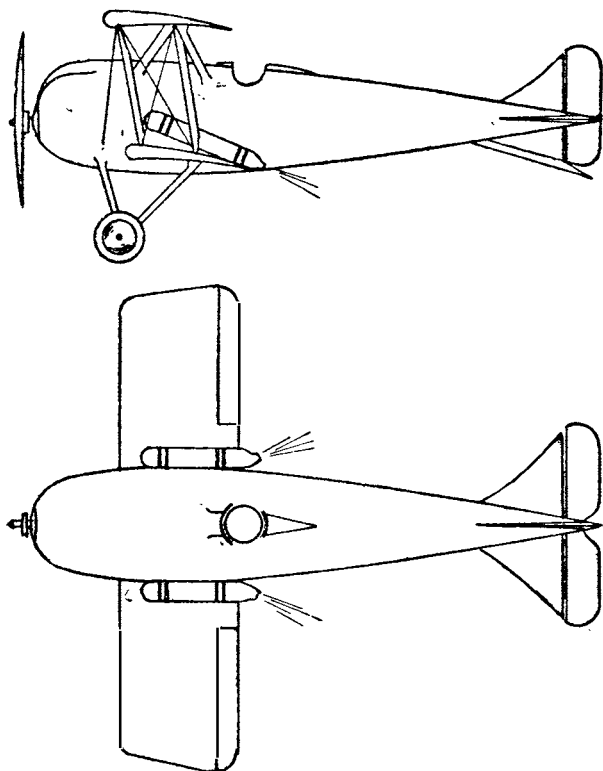
Один из проектов составной ракеты, вернее комбинации артиллерийского снаряда с ракетами, показан на фиг. 49 (ф. п. 406185).



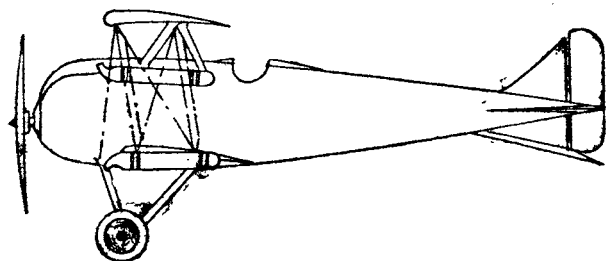
Фиг. 50.

Устройство самого снаряда напоминает обычную шрапнель. Поражающие элементы выполнены в виде ракет, установленных внутри

корпуса на диафрагме 1 и удерживаемых деревянной шайбой 2. При воспламенении петарды 3 от дистанционной трубки диафрагма 1, перемещаясь вперед, производит отрыв головки снаряда посредством центральной трубки 4 и выталкивает ракеты, которые



Фиг. 51.



Фиг. 51а.

под действием собственных зарядов, воспламеняемых газами петарды, получают добавочное ускорение. Каждая ракета (фиг. 49а) состоит из корпуса, заключающего ракетный заряд, и выдвижного стабилизатора в виде трубки с закраиной, могущей сколь-

зить внутри скрепленного с корпусом кольца. Снаряд этот предназначен для стрельбы по воздушным целям.

В заключение обзора ракетных конструкций мы остановимся вкратце на вопросе о применении пороховых ракет в качестве вспомогательного тягового средства для тех или иных аппаратов. В качестве самостоятельного двигателя для длительного действия пороховые ракеты, как мы уже говорили, непригодны вследствие их неэкономичности.

Наиболее плодотворным является применение пороховых ракет для самолетов, в частности, для разгона при взлете и для торможения при посадке. Первые предложения этого рода относятся еще к самому началу развития авиации, именно к 1908—1910 гг., однако первые опыты разгона стали производиться лишь в 1928 г. (Германия).

Устройство подобных ракет мало чем отличается от уже описанных нами образцов. В них, конечно, отсутствует боевая часть и вводятся обычно приспособления для предохранения самолета от нагревания стенками камеры и от повреждения его органов непосредственным воздействием газовой струи. Кроме того, вводятся еще добавочные приспособления для надежного воспламенения ракетного заряда, что особенно необходимо в том случае, когда ракет несколько и они установлены вне продольной оси самолета.

На фиг. 50 показано устройство стартовой ракеты, а на фиг. 51 и 51а — установка ракет для разгона и торможения самолета (ф. п. 590843).

Стартовая ракета состоит из стального корпуса 1 (фиг. 50), облицованного внутри керамиковым теплоизолирующим слоем 2, с асбестовой прокладкой 3. Сопло закрыто пробкой 4, несущей электрический запал 5, проводники которого включены в цепь, управляемую пилотом из кабины. На наружной поверхности корпуса вделаны два кольца 6 для укрепления ракет на самолете. Как видно на фиг. 51, ракеты могут быть укреплены или на несущих поверхностях, или непосредственно на фюзеляже. В последнем случае сопла поставлены под углом к оси ракеты, для того чтобы поток газов не задевал стабилизатора или винта.

Количество ракет, их размеры, места установки и последовательность действия в каждом случае определяются заданием и конструкцией самолета, для которого они предназначаются.

Очевидно, что для других аппаратов — наземных и водных — общие основы применения тяговых ракет остаются те же, варьироваться будут лишь технические подробности, обусловленные свойствами аппарата.

ГЛАВА V

ЖИДКОЕ ТОПЛИВО ДЛЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

1. Общие соображения

В первых главах было указано, что при применении жидкого топлива получение большой мощности ракетного двигателя на единицу его веса возможно только в том случае, когда топливо подается в камеру сгорания в жидком виде, а не в испаренном состоянии. Было указано также, что применение ракет на жидком топливе связано главным образом с движением на весьма больших высотах, вследствие чего использование атмосферного воздуха в качестве окислителя было бы весьма затруднительно.

В простейшем случае жидкое топливо представляет собой однородную жидкость, способную выделять при разложении большое количество газообразных продуктов при высокой температуре и содержащую необходимый для горения кислород (унитарное топливо). Такие вещества известны (например нитроглицерин), но все они обладают взрывчатыми свойствами, весьма опасны в обращении и по этим причинам не могут быть использованы в ракетах.

Поэтому в настоящее время можно говорить о применении топлива, состоящего из двух компонентов — горючего и окислителя, хранимых порознь в отдельных баках и смешиваемых в камере сгорания двигателя или перед поступлением в нее. Более сложным является топливо, состоящее из нескольких окислителей и горючих, которые могут храниться раздельно или во взаимно растворенном состоянии.

Топливо для ракетного двигателя должно удовлетворять ряду технических и эксплуатационных требований. Оно должно обладать возможно большей теплотворной способностью, так как последняя оказывает наибольшее влияние на скорость истечения продуктов сгорания. Вместе с тем топливо должно обладать высокой плотностью для возможного уменьшения объема и веса топливных баков, которые являются мертвым грузом.

Температура кипения и теплоемкость жидкого топлива желательны высокие, так как следует иметь в виду использование топлива для охлаждения нагреваемых частей — камеры сгорания и сопла двигателя. Весьма желательно, чтобы температура кипе-

ния топлива была выше нормальной, так как обращение со сжиженными газами довольно затруднительно.

Для лучшего смешения составных частей топлива (с целью получения однородной рабочей смеси в камере сгорания) желательно, чтобы эти составные части (компоненты) взаимно растворялись. Каждый компонент в отдельности не должен обладать взрывчатыми и ядовитыми свойствами. Наконец, составные части топлива должны быть технически доступны и недороги.

В настоящее время не существует такого топлива, которое полностью удовлетворяло бы всем перечисленным требованиям. Поэтому из большого ряда известных горючих веществ и окислителей приходится выбирать такие их комбинации, которые для заданных условий работы двигателя способны дать наилучшие результаты.

2. Жидкие окислители

Оставляя в стороне вещества, дающие в топливных смесях незначительный тепловой эффект, а также технически мало доступные, мы можем выделить следующие простые и сложные вещества, которые могут быть использованы в качестве окислителя для любого горючего.

Таблица 4

Окислитель		Удельный вес в жидком состоянии	Температура в градусах		Молекулярная теплота образования, кал/кг
Наименование	Химическая формула		плавления	кипения	
Азотная кислота	HNO_3	1,52	— 42	86	42,4
Перекись водорода . . .	H_2O_2	1,46	— 1,7	При 100° разлагается	44,5
Тетранитрометан	$\text{C}(\text{NO}_2)_4$	1,65	+ 13	126	4,7
Азотный тетроксид . . .	N_2O_4	1,47	— 9,3	22	5,02
Кислород	O_2	1,14	— 227	— 182,8	0
Озон	O_3	1,45	— 251,4	— 112	— 34,5

Для оценки относительной и абсолютной тепловой ценности этих окислителей в табл. 5 указана теплота сгорания смеси каждого из этих окислителей с одним и тем же горючим, именно с толуолом C_7H_8 . При вычислении теплопроизводительности каждой смеси продукты сгорания принимались газообразными; учитывалось также жидкое состояние всех окислителей и принималась в расчет теплота образования окислителя и горючего.

Как видно из табл. 4, первые четыре окислителя при нормальной температуре находятся в жидком состоянии. Из них азотный тетроксид и тетранитрометан дают наибольшую и практически одинаковую теплопроизводительность. Меньший тепловой эффект, несмотря на большее содержание кислорода, дает азотная кислота,

что объясняется значительной теплотой ее образования. Промежуточное положение по теплопроизводительности занимает перекись водорода.

Жидкое состояние окислителя при нормальной температуре является весьма ценным качеством; поэтому представляется уместным подробно остановиться на рассмотрении свойств первых четырех окислителей.

Концентрированная азотная кислота является довольно устойчивым соединением с большим удельным весом и сохраняет жидкое состояние в выгодном интервале температур (от -42 до $+86^\circ$). Она — наиболее доступный и дешевый продукт химической промышленности среди остальных окислителей.

Т а б л и ц а 5

Состав топлива	Теплопроизводительность кал/кг
$36\text{HNO}_3 + 5\text{C}_7\text{H}_8$	1460
$18\text{H}_2\text{O}_2 + \text{C}_7\text{H}_8$	1600
$3\text{C}(\text{NO}_2)_4 + \text{C}_7\text{H}_8$	1710
$9\text{N}_2\text{O}_4 + 2\text{C}_7\text{H}_8$	1720
$9\text{O}_2 + \text{C}_7\text{H}_8$	2280
$6\text{O}_3 + \text{C}_7\text{H}_8$	2820

Можно полагать, что для реактивных аппаратов, предназначенных для движения в границах атмосферы, азотная кислота будет серьезным конкурентом прочих окислителей. Для аппаратов же, посылаемых на весьма большие расстояния, придется пользоваться более эффективными окислителями с целью уменьшения запаса топлива.

Перекись водорода H_2O_2 является очень неустойчивой жидкостью, бурно разлагающейся при 100° с выделением тепла. На свету или при нагревании она разлагается на воду и свободный кислород.

Перекись водорода может быть стабилизирована прибавкой незначительного количества определенных химических соединений, например кислоты, мыла, некоторых эфиров и др. Применение стабилизатора позволяет получить концентрированную и в то же время стойкую перекись водорода. С другой стороны, пористые и порошкообразные вещества, многие соли, щелочи, металлы и их соли являются катализаторами, способствующими разложению перекиси водорода; таковы, например, окись свинца, металлы группы платины и др. По этой причине при хранении и работе с перекисью водорода приходится принимать ряд мер для предупреждения возможности ее разложения.

Если ко всему этому прибавить, что чистая перекись водорода является весьма дорогим и технически трудно получаемым продук-

том, то станет ясно, что применение ее для ракетного двигателя нецелесообразно.

Тетранитрометан $C(NO_2)_4$ не горюч, с водой не смешивается и обладает большой летучестью. Большим неудобством для его использования является высокая температура затвердевания. Однако это неудобство легко устраняется с помощью применения к нему присадок, понижающих его температуру плавления.

Если учесть большой удельный вес этого окислителя, высокую температуру кипения и высокую теплопроизводительность смеси с горючим, то его надлежит отнести к числу наивыгоднейших окислителей. Единственная причина того, что тетранитрометан не может быть теперь же широко использован в ракетных двигателях, заключается в том, что отсутствует его массовое производство. Впрочем, положение может измениться, так как тетранитрометан представляется ценным окислителем не только для ракетных аппаратов, но и как составная часть весьма мощных взрывчатых веществ. Смеси тетранитрометана с нефтепродуктами были предложены еще Винандтом.

Азотный тетроксид N_2O_4 , при одинаковой с тетранитрометаном теплопроизводительности в топливных смесях, обладает меньшим удельным весом и низкой температурой кипения, затрудняющей его использование в летнее время.

Производство азотного тетроксида вполне освоено современной техникой. В практике зарубежных стран азотный тетроксид нашел себе многостороннее применение как в мирной обстановке, так и для военных целей. Употребляется он для изготовления высококонцентрированной азотной кислоты, в качестве отбеливающего вещества, как составная часть взрывчатых смесей большой силы и т. д. Взрывчатые смеси из чистого азотного тетроксида с каким-либо горючим, например с сероуглеродом, углеводородами, продуктами нитрации ароматических углеводородов, растительными и животными маслами и органическими жирными кислотами, были предложены еще в 1878 г. проф. Тюрпеном и стали известны под общим названием панкластитов. В последние годы империалистической войны азотный тетроксид в смеси с бензином и другими горючими применялся во Франции для снаряжения авиационных бомб.

Уступая по своим эксплуатационным качествам в ракетном двигателе тетранитрометану, азотный тетроксид как более доступный окислитель в настоящее время привлекает к себе большое внимание, поскольку он дает более эффективные топлива, чем азотная кислота. Весьма важно то, что азотный тетроксид смешивается со многими органическими веществами, могущими служить горючим, например, с бензином, толуолом и др., благодаря чему должны улучшиться условия горения топлива в камере горения ракетного двигателя.

Главным недостатком азотного тетроксида является его сравнительно низкая температура кипения ($+22^\circ$). Что касается его температуры затвердевания ($-9,3^\circ$), то она от малейшего загрязнения понижается на несколько десятков градусов. Из других не-

достатков азотного тетроксидов следует отметить разрушительное действие его паров на некоторые металлы, а также его ядовитость. Однако не следует забывать, что условия работы частей ракетного двигателя и обслуживающих его механизмов, например, насосов и трубопроводов, соприкасающихся с топливом только при работе двигателя, вполне допускают использование и такого металла, который обладает невысокой химической стойкостью; это следует из кратковременности работы двигателя, измеряющейся лишь секундами и минутами.

Повышенное требование в отношении химической стойкости предъявляется лишь к материалам, идущим на изготовление баков для хранения и перевозки окислителя. Однако техника располагает металлами, способными противостоять длительное время разъдающему действию азотного тетроксидов (например сталь V2A, сталь „Энерж 6“ завода „Электросталь“, дуралюмин и др).

Переходя теперь к жидкому кислороду и озону, следует отметить, что, как видно из табл. 4 и 5, эти вещества в смеси с горючим дают наиболее теплопроизводительные топлива.

Подробные расчеты показывают, что азотный тетроксид, как более тяжелый окислитель, успешно конкурирует с жидким кислородом и способен в некоторых случаях дать большую дальность полета ракеты того же веса и устройства, чем жидкий кислород с тем же горючим. А тетранитрометан, еще более тяжелый, чем азотный тетроксид, во всех случаях дает больший эффект, чем жидкий кислород.

Примесь озона должна повысить плотность жидкого кислорода, и с этой точки зрения она желательна.

Если учесть еще то, что кислород является сжиженным газом с весьма низкой температурой кипения, с чем связаны большие неудобства при его использовании, а также и то, что при горении в чистом кислороде развиваются весьма большие температуры, действующие разрушительно на материальную часть двигателя, то станет ясным, что жидкому кислороду как окислителю для ракетных двигателей уделяли до сих пор больше внимания, чем он того заслуживает.

Главным недостатком жидкого озона является его неустойчивость как эндотермического соединения. Впрочем, с этой стороны жидкий озон еще недостаточно изучен, и поэтому решению вопроса о целесообразности применения его в ракетном деле следует предпослать ряд исследований с целью выяснения его физико-химических свойств.

Для получения более полного представления о качествах описанных окислителей в табл. 6 приведены некоторые характеризующие их данные в предположении, что горючим взят толуол.¹

Из этой таблицы видно, что наименьшую температуру горения при наибольшем газообразовании в топливных смесях дают перекись водорода и азотная кислота. Наиболее тяжелую смесь дают

¹ Числа последнего столбца таблицы вычислены в предположении, что к. п. д. двигателя равен 0,5.

тетранитрометан и азотная кислота, а наиболее теплопроизводительную — кислород и озон.

Таблица 6

Окислитель	Удельный вес смеси с толуолом	Содержание по весу, %		Теплопроизводительность смеси кал/кг	объем продуктов горения на 1 кг при 0°, л	Температура идеального горения при постоянном давлении	Скорость истечения, м/сек
		окислителя	горючего				
Азотная кислота	1,35	83,1	16,9	1460	747	3520	2470
Перекись водорода . . .	1,32	87,0	13,0	1600	922	3070	2590
Тетранитрометан	1,47	86,5	13,5	1710	660	4600	2670
Азотный тетроксид . . .	1,31	81,8	18,2	1720	686	4420	2680
Кислород	1,06	75,8	24,2	2280	650	5200	3100
Озон	1,25	75,8	24,2	2820	650	6000	8430

3. Жидкие горючие

Из горючих, дающих при сгорании исключительно газообразные продукты, наибольшего внимания заслуживают углеводороды и чистый водород. Так как теплота горения и объем продуктов сгорания водорода больше, а температура горения меньше, чем у углерода, то и ценность водорода как горючего выше, чем углерода. По этой же причине из углеводородов предпочтение следовало бы отдавать тем, у которых содержание водорода по отношению к углероду наибольшее. Однако распространять это положение на углеводороды различных рядов нельзя.

В самом деле, известно, что наиболее богатыми водородом соединениями являются предельные (жирные) углеводороды, состав которых выражается формулой C_nH_{2n+2} . Легко заметить, что здесь наибольшее относительное содержание водорода имеют начальные представители ряда, содержащие наименьшее количество атомов углерода.

В табл. 7 приведены данные о некоторых предельных углеводородах и, для сравнения, такие же данные о непредельных и ароматических углеводородах, а также о спиртах. В качестве окислителя всюду взят жидкий кислород. В таблице приведена низшая теплопроизводительность, т. е. отвечающая газообразному состоянию продуктов сгорания.

Эта таблица позволяет дать оценку различным углеводородам как горючим. Оказывается, что теплотворная способность углеводородов, имеющих наибольшее относительное содержание водорода, настолько мало отличается от теплотворной способности прочих членов того же ряда, что выгодность применения тех или других из этих соединений должна решаться исключительно по признакам удобства в обращении и дешевизны. Ясно, что предпочтение нужно

Таблица 7

Горючее		Химическая формула	Содержание по весу, %		Плотность в жидком состоянии	Температура в градусах		Теплопроизводительность на 1 кг смеси кал
			углерода	водорода		кипения	плавления	
Предельные	Метан	CH ₄	66,7	33,3	0,415	—161,4	—184	2250
	Пентан	C ₅ H ₁₂	88,33	16,67	0,621	28,0	—131,5	2280
	Октан	C ₈ H ₁₈	84,2	15,8	0,707	—	—	2280
	Декан	C ₁₀ H ₂₂	84,5	15,5	0,747	174	— 32,0	2270
	Парафин . .	C ₂₀ H ₄	85,1	14,9	0,778	205	38	2280
Непредельные	Этилен . . .	C ₂ H ₄	85,7	14,3	0,566	—103,8	—169,4	2400
	Декатилен . .	C ₁₀ H ₂₀	85,7	14,3	0,763	160	—	2230
	Ацетилен . .	C ₂ H ₂	92,3	7,7	0,451	— 83,6	— 85	2750
Ароматики	Бензол	C ₆ H ₆	92,3	7,7	0,878	79,6	5,5	2300
	Толуол	C ₇ H ₈	91,3	8,7	0,866	110,5	— 95,1	2280
	Ксилол	C ₈ H ₁₀	90,6	9,4	0,879	144	— 27	2280
	Нафталин . .	C ₁₀ H ₈	93,8	6,2	1,145	217,9	80,1	2260
Спирты	Метиловый спирт	CH ₄ O	37,5	12,5	0,792	64,5	— 97,8	1825
	Этиловый спирт	C ₂ H ₆ O	52,2	13,0	0,789	78,5	—117,3	2030

отдать составным частям нефти, обладающим значительной плотностью и высокой температурой кипения при незначительной вязкости. В качестве примера можно указать на газойль и керосин, разгоняющиеся в интервале 150—300° и дающие в смеси с кислородом теплопроизводительность около 2280 кал/кг.

Значительная отрицательная теплота образования этилена и ацетилена делает эти соединения наиболее теплопроизводительными среди всех известных соединений углерода с водородом. Оба эти соединения могут употребляться в виде сжиженных газов. Другие представители этих рядов мало доступны, менее теплопроизводительны, чем названные два их представителя, и потому менее интересны.

Необходимо иметь в виду, что в таблице указана теплопроизводительность 1 кг смеси горючего с окислителем-кислородом в отличие от данных, приводимых обычно в справочниках, где теплопроизводительность относят к 1 кг горючего в предположении, что окислитель (кислород) заимствуется из окружающего воздуха.

Ароматические углеводороды (бензол, толуол и др.) по теплотворной способности находятся на одном уровне с погонями нефти и смол, и потому ясно, что с этой точки зрения преимущество

оказывается на стороне последних, как более доступных и дешевых.

Спирты, эфиры, кислоты и другие органические соединения, содержащие кислород, имеют меньше шансов на применение их в ракетном двигателе, поскольку наличие в них атомов кислорода и значительная теплота образования свидетельствуют о частичном сгорании, в связи с чем потенциальная энергия этих горючих, естественно, должна быть меньше, чем у рассмотренных выше.

Подводя итог изложенному, мы приходим к выводу, что из всех жидких при обычной температуре органических соединений наиболее полезными и заслуживающими внимания являются тяжелые, но не слишком вязкие погоны нефти, например керосин и газойль. С равным успехом могут применяться соответствующие погоны каменноугольной и бурогоугольной смол.

Следует отметить также, что в некоторых случаях может быть полезно применение в качестве горючего растворов твердых углеводов в жидком горючем, например нафталина в толуоле или керосине. Таким путем можно повысить плотность и температуру кипения без изменения теплопроизводительности топлива.

Из сжиженных газообразных углеводородов заслуживают внимания только этилен и ацетилен. По теплопроизводительности ацетилен в смеси с кислородом на 17% богаче такой же смеси погонов нефти. Однако низкая плотность этих веществ не позволяет получить большого эффекта. Керосин, имеющий меньшую теплопроизводительность, но большую плотность, дает большую дальность полета ракеты, чем указанные сжиженные газы, помещенные в той же ракете.

Легкое топливо требует баков значительного объема, а следовательно, и веса. Система трубопроводов, насосов и камера сгорания также должны иметь большие размеры. В результате мертвый вес ракетного аппарата может принять весьма внушительные, подчас совершенно неприемлемые размеры. В связи с этим *теплопроизводительность единицы объема топлива* является одним из важнейших факторов, определяющих выбор того или иного топлива.

Жидкий водород обладает рядом чрезвычайно ценных качеств. Так, он имеет наибольшую теплопроизводительность и газообразование по сравнению со всеми прочими известными горючими. Температура, развивающаяся при его горении, меньше, чем у ранее рассмотренных горючих. Однако чрезвычайно малый удельный вес жидкого водорода (0,07) обесценивает все его положительные качества как горючего.

Проведем сравнительную оценку двух топливных смесей: с одной стороны, жидкого водорода с жидким кислородом, с другой — бензина с тем же окислителем. Удельный вес смеси водорода с кислородом равен 0,43, а теплопроизводительность 1 кг этой смеси равна 3030 кал. Для второй смеси имеем соответственно 1,00 и 2280 кал.

Мы видели, что наибольшая скорость ракеты выражается формулой (5):

$$V = u \ln \left(1 + \frac{\omega}{p} \right).$$

Если предположить, что для рассматриваемых двух топлив вес p ракеты и объем топливных баков один и тот же, что является вполне реальным, то для одного топлива

$$V_1 = u_1 \ln \left(1 + \frac{\omega_1}{p} \right)$$

и для второго

$$V_2 = u_2 \ln \left(1 + \frac{\omega_2}{p} \right).$$

Если $V_1 > V_2$, то

$$\frac{V_1}{V_2} > 1$$

и, следовательно, должно быть

$$\frac{u_1}{u_2} \frac{\ln \left(1 + \frac{\omega_1}{p} \right)}{\ln \left(1 + \frac{\omega_2}{p} \right)} > 1.$$

При одинаковом к. п. д. двигателя отношение $\frac{u_1}{u_2}$ для выбранных нами двух топлив равно 1,15. Если положить еще, что объем топливных баков равен единице, то, очевидно, величины ω_1 и ω_2 будут численно равны удельным весам топлив, т. е. $\omega_1 = 0,43$ и $\omega_2 = 1$. Таким образом последнее неравенство можно привести к виду:

$$\frac{\ln \left(1 + \frac{0,43}{p} \right)}{\ln \left(1 + \frac{1}{p} \right)} > 0,87.$$

Это неравенство оказывается справедливым при $p < 0,001$, так что отношение $\frac{\omega_1}{p}$, равное в данном случае $\frac{0,43}{p}$, должно быть больше 430.

Таким образом ракета с водородным топливом будет иметь большую скорость, чем ракета того же веса с бензином, лишь в том случае, если вес топлива будет превышать остальной вес ракеты более чем в 430 раз.

На практике отношение веса топлива к весу ракеты не превышает нескольких единиц и такого фантастического значения для отношения $\frac{\omega}{p}$, какое получено выше, достигнуть, повидимому, не удастся. Отсюда мы видим, что мысль об использовании жидкого водорода в качестве горючего должна быть отброшена.

На этом примере можно убедиться в том исключительном значении, какое имеет теплопроизводительность единицы объема топлива.

Аналогичными подсчетами можно показать нецелесообразность применения в качестве горючего и других сжиженных газов, например метана, этилена, ацетилен, а также обнаружить невысокие достоинства жидкого кислорода сравнительно с другими окислителями. Это обстоятельство заслуживает особого внимания, так как именно эти перечисленные компоненты топлива занимают центральное место в кругозоре многих авторов.

Итак, мы приходим к заключению, что наибольшей практической ценностью для ракетных аппаратов на жидком топливе на ближайшее будущее обладают: из доступных окислителей — азотная кислота, азотный тетроксид и жидкий кислород, а из горючих — тяжелые, но не слишком вязкие погоны нефти и смол. При наличии заводского производства тетранитрометана в больших количествах этот окислитель, совместно с тяжелыми горючими, даст наиболее эффективное топливо по сравнению со всеми ранее рассмотренными.

4. Способы повышения качества топлива

Мы считаем необходимым остановиться еще на одном из возможных способов получения топлива с большой теплотворной способностью, с одновременным увеличением его удельного веса. Этот способ заключается в использовании тяжелых твердых веществ, выделяющих при сгорании значительное количество теплоты. К таким веществам относится ряд металлов и металлоидов, представленных в табл. 8.

Таблица 8

Наименование	Удельный вес	Теплота сгорания продуктов кал/кг	Продукты горения
Бериллий	1,84	5600	BeO
Литий	0,53	4690	Li ₂ O
Бор	2,5	3950	B ₂ O ₃
Алюминий	2,7	3780	Al ₂ O ₃
Магний	1,74	3580	MgO
Кремний	2,34	3300	SiO ₂

Применение приведенных в таблице элементов в ракетном двигателе в чистом виде бесполезно, поскольку продукты их сгорания являются нелетучими веществами. Следует идти на компромисс, комбинируя твердое горючее с жидким, например с одним из рассмотренных выше, для того чтобы теплота сгорания твердой примеси передавалась газообразным продуктам сгорания жидкого горючего и тем способствовала увеличению скорости истечения. Однако здесь неизбежно столкновение с препятствиями чисто технического характера. Для того чтобы теплота сгорания твердых частиц успела передаться газу в камере сгорания

и в сопле ракетного двигателя, необходимо, чтобы размеры этих частиц были достаточно малыми. Кроме того, необходимо совершенное смешение в камере сгорания всех компонентов топлива (углеводород, твердая примесь, окислитель). Только в этом случае может происходить полное сгорание примеси без нарушения правильности газового потока.

Введение в камеру сгорания порошкообразных веществ затруднительно и мало полезно вследствие невозможности получить достаточное измельчение даже в самой тонкой пудре и достигнуть образования однородной рабочей смеси в камере сгорания. Лучших результатов можно добиться, употребляя твердое горючее в виде суспензии в жидком углеводороде, но и в этом случае измельченность примеси будет недостаточной: часть введенного в камеру распыленного вещества не успеет сгореть и будет выноситься через сопло, частично же будет отлагаться на внутренних его стенках, т. е. расходоваться непроизводительно.

В последнее время было предложено использование в качестве горючего в о д р о д н ы х соединений элементов, указанных в табл. 8, в частности, кремневодородов и бороводородов, а также металлоидо-и металлоорганических соединений тех же элементов. Однако такого рода химические соединения, могущие претендовать на их использование, весьма немногочисленны. При этом общими свойствами для многих из них являются непостоянство состава, способность к самовоспламенению, ядовитость, трудность получения в сколько-нибудь значительных количествах и ряд других свойств, препятствующих практическому применению этих соединений.

Ввиду этого было предложено использовать указанные в табл. 8 элементы в виде коллоидных растворов в жидком горючем. Таким путем можно получить необходимую однородность раствора и чрезвычайную измельченность примеси, а вместе с тем еще и заметно повысить удельный вес топлива.

Из рассмотренных элементов наибольшего внимания для использования в коллоидных растворах заслуживают бериллий и алюминий, являющиеся технически доступными продуктами. Интерес представляет также бор, дающий окисел с сравнительно низкой температурой кипения и поэтому летучий в условиях, имеющих место в камере сгорания и сопле двигателя.

Процентное содержание металла или металлоида (примеси), дающего при сгорании твердые продукты, желательно иметь возможно большим с целью повышения теплопроизводительности и удельного веса смеси, но величина допустимой температуры горения и условия сохранения правильности газового потока в сопле ракетного двигателя (увлекаемости твердых продуктов газообразными) ставят этому известный предел.

Наглядное представление о влиянии примесей на теплопроизводительность топлива дает табл. 9. В качестве примера взято топливо, состоящее из азотной кислоты и керосина, с примесью металлического бериллия. Произведение теплопроизводительности 1 кг топлива на его удельный вес d дает теплопроизводительность единицы объема.

При расчете этой таблицы окислитель брался в количестве, потребном для сжигания основного топлива и твердой примеси. Заметим, что наличие нелетучих примесей уменьшает объем продуктов горения единицы веса топливной смеси. Ввиду этого для правильной оценки влияния твердой примеси на качество топлива необходимо учесть не только повышение теплотворной способности смеси, но и уменьшение объема продуктов ее горения.

Т а б л и ц а 9

Топливо	Теплопроизводительность единицы		Увеличение $H_{ad} \%$	Содержание $BeO \%$
	веса <i>кал/кг</i>	объема <i>кал/л.</i>		
$HNO_3 + \text{керосин}$	1440	1920	—	—
$HNO_3 + \text{керосин} + 3,6\% \text{ Be}$	1790	2430	26,6	10
$HNO_3 + \text{керосин} + 7,2\% \text{ Be}$	2130	2960	54,1	20
$HNO_3 + \text{керосин} + 10,8\% \text{ Be}$	2480	3520	83,3	30

Приведенный краткий обзор жидких топлив показывает, что выбор топлива для ракетного двигателя довольно обширен. Не все из рассмотренных веществ доступны в настоящее время, и для овладения некоторыми из них необходимо провести ряд опытных работ. Однако тот ассортимент топлива, которым уже сейчас можно располагать, позволяет решать вполне актуальные технические задачи.

ГЛАВА VI

УСТРОЙСТВО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ

1. Предварительные замечания

Судя по тем данным, которые до сих пор были опубликованы в литературе, проблема конструирования ракет на жидком топливе нигде еще не получила реального воплощения, если не считать нескольких сделанных за границей попыток пуска опытных аппаратов, попыток, которым часто предшествовала пышная реклама, но которые неизменно сопровождались авариями и взрывами. Почти во всех случаях это было вызвано неустойчивой работой двигателя.

В этой главе мы излагаем те основы, которые на наш взгляд должны быть приняты при конструировании ракетного двигателя на жидком топливе, и рассматриваем различные формы выполнения его главнейших механизмов.

Наиболее важными вопросами в разработке двигателя являются: подача топлива в камеру сгорания, образование рабочей смеси в камере, зажигание рабочей смеси, защита двигателя от действия высокой температуры и выбор материалов для него. Эти основные вопросы мы сейчас и разберем.

2. Подача топлива в камеру сгорания

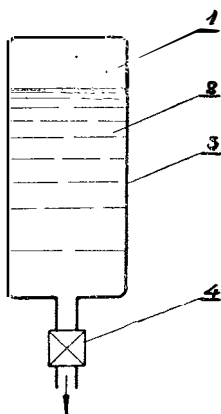
Задача состоит в создании избыточного давления для введения жидкого топлива в камеру, где происходит сгорание топлива под давлением. Разность этих давлений, так называемое давление подачи, идет на преодоление сопротивления движению топлива в трубопроводах и на впрыскивание этого топлива в камеру сгорания.

Ниже мы рассмотрим различные способы введения жидкого топлива в камеру сгорания, принимая давление в ней постоянным.

Жидкое топливо, как мы видели, обычно состоит из двух компонентов — окислителя и горючего, хранимых для безопасности в отдельных баках. Эти компоненты подаются по той же причине раздельно. Способы подачи того и другого в основном одинаковы, поэтому в дальнейшем мы будем рассматривать подачу одного из компонентов, называя его просто топливом.

Для подачи топлива из баков в камеру сгорания могут применяться следующие способы:

А. Непосредственное проталкивание топлива из бака в камеру сгорания с помощью сжатого газа. Здесь возможны два варианта. По первому (фиг. 52) сжатый газ 1 помещен над уровнем топлива 2 в баке 3. Начальное давление газа должно быть выбрано таким, чтобы по мере вытеснения топлива и опорожнения бака давление в нем все время оставалось большим, чем в камере сгорания. Для сохранения постоянства давления в камере сгорания может быть применен редукционный клапан 4. По второму варианту (фиг. 53) сжатый газ 1 помещается в отдельном баллоне 2, называемом аккумулятором давления. Газ поступает в бак 4 через редукционный клапан 3, служащий для поддержания давления в баке на постоянном уровне.



Фиг. 52.



Фиг. 53.

Сравнивая эти два варианта, нетрудно заметить, что помещение сжатого газа в одном баке с топливом нецелесообразно, так как высокое начальное давление газа обуславливает высокий вес бака. Второй вариант характеризуется постоянством давления подачи, простотой устройства и вытекающей отсюда надежностью действия, благодаря чему этот способ может найти применение в условиях лабораторно-исследовательской работы с ракетными двигателями, а также для маломощных ракетных аппаратов, предназначенных для полетов на сравнительно небольшие дистанции. Для мощных аппаратов этот способ неудобен вследствие тяжеловесности как самих баков, так и аккумуляторов давления.

При подаче топлива сжатым газом желательно применять газы, неспособные вступать в реакцию с заключенным в баке топливом. Такими нейтральными газами являются: углекислота, азот и благородные газы. Применение воздуха, водорода и некоторых других

газов может вызвать взрыв в трубопроводах и в баках, если допустить соприкосновение этих газов с тем компонентом, с которым они способны вступать в реакцию.

Следует также учитывать удельный вес газа, так как при тех высоких давлениях, которые имеют место в аккумуляторе давления, вес газа становится заметной величиной, как это видно из табл. 10, в которой указаны веса 1 м³ некоторых газов при давлении в 200 кг/см² и при нормальной температуре.

Т а б л и ц а 10

Газ	Вес 1 м ³ кг	Газ	Вес 1 м ³ кг
Водород	18,0	Воздух	259
Гелий	35,6	Кислород	286
Неон	180	Аргон	357
Азот	250	Углекислота	395

Из нейтральных газов наиболее подходящим является азот благодаря его доступности и не очень большому удельному весу. Углекислый газ представляет большое неудобство тем, что его критическая температура высока (+31°).

Использование водорода представляется очень заманчивым, так как он в 14 раз легче азота. Для подачи горючего водород можно использовать без опасений, для случая же подачи окислителя необходимо принять меры предосторожности. Одной из таких мер может служить отделение жидкого окислителя от газообразного водорода подвижной перегородкой, снабженной надежным уплотнением, как это показано на фиг. 53. При отсутствии такой перегородки в камеру сгорания в конце работы двигателя может попасть смесь окислителя с газообразным водородом, т. е. взрывчатая смесь, которая, воспламенившись, передаст огонь по трубопроводу в бак окислителя и вызовет взрыв. Подобное явление может произойти и при подаче горючего сжатым воздухом.

При подаче топлива с помощью аккумулятора давления сжатый газ, поступающий в топливный бак, вследствие своего расширения охлаждается, и тем сильнее, чем быстрее расходуется топливо. Если топливные компоненты или один из них являются сжиженными газами, то охлаждение подающего газа усиливается. Это явление следует учитывать при определении потребного количества сжатого газа или степени его сжатия.

Если топливо целиком или частично состоит из сжиженных газов, то температура сжижения подающего газа при давлении подачи должна быть значительно ниже температуры сжиженных газов, составляющих топливо. В связи с этим применение, например азота, для подачи жидкого кислорода было бы нецелесообразно, так как температура сжижения азота лишь на 13° ниже температуры сжижения кислорода. Ясно, что при температуре жидкого кислорода упругость паров азота будет очень мала и потому для создания

в баке нужного давления пришлось бы взять азота по весу значительно больше, чем для подачи жидкости при нормальной температуре. Жидкий кислород выгоднее подавать водородом, температура сжижения которого на 70° ниже, чем кислорода, или, еще лучше, нейтральным гелием.

Вариантом подачи топлива сжатым газом является способ, иллюстрируемый фиг. 54. В аккумуляторе 1 вместо сжатого газа помещен сжиженный газ 2, пары которого поступают в топливный бак 4 через редуктор давления 3. Объем аккумулятора при этом значительно сокращается. Для испарения сжиженного газа в аккумуляторе можно использовать теплоту, выделяемую самим двигателем,

например, отводя для этого из камеры двигателя часть продуктов сгорания топлива. Можно также производить нагрев с помощью электрического тока.

Во всех случаях этот способ требует приспособлений для точного регулирования потока тепла к подающей жидкости.

Вместо сжиженного газа можно также использовать твердые и жидкие вещества, способные при химическом разложении выделять достаточное количество газов. Примером может служить обыкновенный бездымный порох. Однако получение длительного равномерного горения пороха затруднительно, и такая система подачи не поддается управлению.

Б. Подача топлива с помощью насосов. Подача топлива с помощью насоса имеет то преимущество, что разгружает топливные баки от внутреннего давления и тем самым позволяет уменьшить мертвый груз.

Мощность насоса, потребная для накачивания 1 кг топлива, равна

$$W = \frac{10(P + p)}{75\eta_n}$$

где P — давление в камере сгорания,
 p — давление подачи (избыточное),
 η_n — к. п. д. насоса.

Если $P = 25 \text{ кг/см}^2$, $p = 25 \text{ кг/см}^2$, $\eta_n = 0,5$, то мощность насоса на каждый килограмм качаемого в секунду топлива составит:

$$W = \frac{10 \cdot 50}{75 \cdot 0,5} \approx 13,3 \text{ л. с.}$$

Так как расход топлива в ракетном двигателе исчисляется килограммами и даже десятками килограммов в секунду, то потребная мощность насоса будет порядка нескольких десятков или даже сотен лошадиных сил.

Насос можно приводить в действие с помощью независимого двигателя, но в этом случае механизм подачи оказывается громоздким

здким и сложным. Значительно проще использование работы самого ракетного двигателя путем отвода из камеры сгорания части продуктов сгорания топлива для приведения в действие насоса.

Произведем примерный расчет такой системы подачи топлива для рассмотренного выше частного случая, для которого мы нашли, что потребная мощность насоса на каждый кг качаемого в секунду топлива составляет 13,3 л. с. Полагая, что к. п. д. промежуточного двигателя, связанного с насосом и приводимого в действие продуктами сгорания ракетного двигателя, равен 0,2, получаем, что затрата энергии на подачу 1 кг топлива эквивалентна мощности $\frac{13,3}{0,2} = 66,5$ л. с.

С другой стороны, если топливо имеет теплотворную способность в 1450 кал/кг (смесь азотной кислоты с керосином) и к. п. д. ракетного двигателя равен 0,5, то мощность этого двигателя при расходе топлива в 1 кг/сек, на основании формулы (16), будет равна:

$$N = \frac{1450 \cdot 0,5 \cdot 427}{75} = 4130 \text{ л. с.}$$

Работа, расходуемая в секунду на нагнетание топлива, составляет:

$$\frac{66,5}{4130} = 0,016,$$

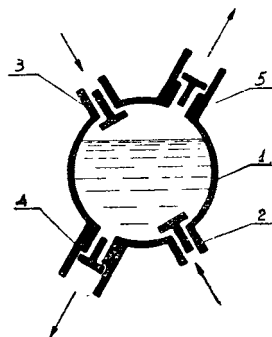
т. е. всего 1,6% от мощности ракетного двигателя.

Выгодность такого устройства несомненна, так как вспомогательный двигатель можно сделать достаточно легковесным. При более калорийном топливе относительный расход энергии на подачу топлива будет еще меньше.

Заслуживает также внимания применение так называемых взрывных насосов типа Хемфри-Оберта.

Схематическое устройство такого насоса показано на фиг. 55. В камеру 1 насоса через питательный клапан 2 поступает из баков определенная порция одного из компонентов топлива, после чего этот клапан закрывается, а через клапан 3 в камеру впрыскивается небольшое количество другого компонента; например, если качается окислитель, то в камеру насоса впрыскивается горючее, образующее с парами окислителя взрывчатую смесь.

При воспламенении этой смеси, например с помощью искры, в камере насоса происходит резкое повышение давления, действием которого топливо выталкивается через клапан 4 в камеру сгорания двигателя, после чего открывается выпускной клапан 5 и давление в камере насоса падает до атмосферного. Клапан 3, регулирующий поступление взрывчатой смеси, и клапан 5, служащий для выпуска газов из цилиндра насоса после выталкивания топлива, должны управляться специальным распределительным механиз-



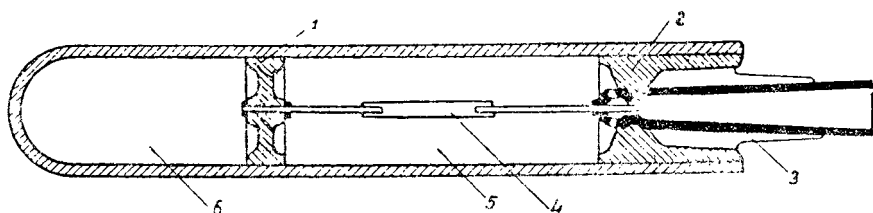
Фиг. 55.

мом. Клапан 2 всасывающего трубопровода и клапан 4 напорного трубопровода могут действовать автоматически при изменении давления в камере насоса.

Недостатками взрывного насоса являются главным образом сложность распределительного устройства для клапанов, прерывистое действие, а следовательно, и непостоянство давления подачи и, наконец, опасность взрыва в случае прорыва газов из камеры сгорания через клапан 4 в камеру насоса. Соединение нескольких насосов, действующих попеременно, и включение во всасывающий и напорный трубопроводы газовых клапанов может до известной степени смягчить эти недостатки.

В. Другие способы подачи. Ниже мы вкратце остановимся на нескольких способах подачи топлива, которые хотя и менее рациональны, чем ранее рассмотренные, но не лишены интереса.

К. Э. Циолковский, разбиравший в своих трудах несколько вариантов питания двигателя, предлагал отводить часть газов из



Фиг. 56.

камеры сгорания, используя их скоростной напор в специальном инжекторе для подачи топлива из баков в камеру сгорания. Этот способ невыгоден, так как к. п. д. инжекторов очень мал, и потому на подачу топлива пришлось бы затратить значительную часть мощности двигателя.

Для подачи сжиженных газов предлагалось использовать давление паров, образующихся при естественном испарении этих жидкостей или при их подогреве. Этот способ по существу ничем не отличается от рассмотренного выше (см. фиг. 54).

Не лишено оригинальности предложение использовать реактивную силу для создания напора в топливном баке. Схематически это изображено на фиг. 56. Камера сгорания 3 укреплена на поршне 2, могущем перемещаться вдоль бака 5. Второй бак 6 отделен от бака 5 подвижным поршнем 1 со штоком 4. С началом работы двигателя действие реактивной силы на поршень 1 вызывает перетекание горючего из бака 6 в камеру сгорания, а окислитель из бака 5 проталкивается вследствие сближения поршней.

Расчет показывает, что при этом способе возможно осуществить лишь очень малое давление подачи, так как в противном случае нужно было бы иметь очень длинные баки для получения большого удельного давления поршня.

Следует упомянуть еще об использовании напора встречной

струи воздуха для создания давления в баках. Этот способ осуществим при больших скоростях движения, притом в низких слоях атмосферы. Соединение этих обоих условий для полета ракетного аппарата очень редко будет иметь место.

Наконец, предлагалось использовать также силы инерции, возникающие при ускоренном движении ракеты. Получаемое при этом давление в баке имеет наибольшую величину у дна бака и будет тем больше, чем выше столб жидкости и чем больше ее удельный вес и ускорение ракеты. На практике это давление не превысит нескольких атмосфер и потому может быть рационально использовано лишь в сочетании с насосом, именно для подачи топлива из бака в цилиндр насоса.

Сопоставляя рассмотренные способы подачи топлива в камеру сгорания, мы видим, что для маломощных ракет, а также для экспериментальных исследований наиболее целесообразным является применение аккумулятора давления, который при достаточной простоте устройства гарантирует надежность действия двигателя.

Для мощных ракет, рассчитанных на длительную работу двигателя и большой радиус действия, аккумулятор давления является слишком тяжеловесным механизмом, и здесь нужный эффект может дать лишь применение насоса, причем наилучших результатов следует ожидать в случае использования газов самого двигателя для приведения насоса в действие.

3. Образование рабочей смеси

Качество рабочей смеси имеет чрезвычайно важное значение для ракетного двигателя. Чем лучше смешаны компоненты топлива, тем больше скорость горения и полнее сгорание. Чем лучше система смесеобразования, тем выше к. п. д. двигателя и тем меньше потребный объем камеры сгорания.

В ракетном двигателе задача удовлетворительного смешения компонентов топлива представляется особо трудной в связи с весьма большим секундным расходом топлива.

Здесь можно указать два основных способа образования рабочей смеси: смешение компонентов топлива вне камеры сгорания и смешение в самой камере. Возможна еще и комбинированная система смесеобразования, при которой в камеру сгорания вводится частично готовая топливная смесь и отдельно добавляется недостающий компонент.

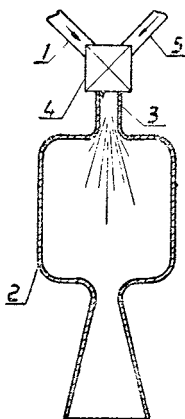
С точки зрения получения совершенной рабочей смеси несомненные преимущества на стороне двигателя с предварительным смешением компонентов вне камеры сгорания. Схематически этот способ представлен на фиг. 57. Смесительная камера 4, которую можно назвать карбюратором, соединена трубопроводами 1 с топливными баками и сообщается с камерой сгорания 2 трубкой с помещенной в ней форсункой 3. При этом способе камера сгорания может иметь небольшой объем, так как топливо в нее будет поступать достаточно хорошо перемешанным.

Однако применение этого способа связано с очень большими

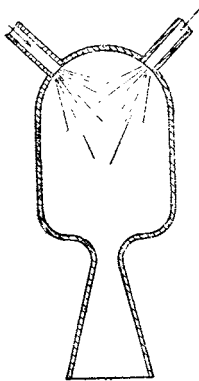
трудностями. Дело в том, что готовые смеси жидких компонентов представляют собой, как правило, взрывчатые вещества исключительной силы. Таковы, например, смеси азотной кислоты или азотного тетроксидов с углеводородами (панкляститы) или смеси жидкого кислорода с керосином, нефтью (оксиликвиты), употребляемые в военной технике и в подрывном деле. При тех давлениях, которые развиваются в камере сгорания, такие взрывчатые смеси легко детонируют.

Для правильной работы такого двигателя необходимо, чтобы скорость подачи жидкой смеси из карбюратора в камеру сгорания в точности равнялась скорости распространения реакции горения в топливной смеси.

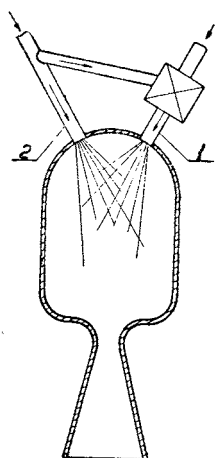
Кроме того, необходимо, чтобы окислитель и горючее были способны взаимно растворяться без химического взаимодействия



Фиг. 57.



Фиг. 58.



Фиг. 59.

и оба существовать в жидком состоянии при температуре их смешения в карбюраторе. Если бы удалось получить жидкий раствор, скоростью горения которого можно было бы легко управлять, то задача была бы решена.

Подобные твердые смеси известны. Например, при растворении пироксилина в нитроглицерине получается так называемый нитроглицериновый порох (кордит, баллистит), способный гореть при высоких давлениях без детонации, в то время как оба исходных продукта чрезвычайно легко детонируют.

Второй способ образования рабочей смеси, именно смешение компонентов в камере сгорания, исключает возможность детонации при условии нормальной эксплуатации двигателя. Схема этого способа изображена на фиг. 58. Здесь каждый компонент топлива впрыскивается в камеру сгорания с помощью отдельной форсунки.

В данном случае смесь горит по мере ее образования, так что во время работы двигателя в нем отсутствует какое бы то ни было

количество готовой смеси, не участвующей в горении, и тем самым устраняется опасность детонации.

Однако для того чтобы жидкая смесь сгорала по мере ее образования, необходимо иметь скорость сгорания все время больше скорости подачи топлива. В пределе при достаточно большом давлении в камере сгорания скорость сгорания может достигнуть скорости детонации. Это является идеальным случаем для рассматриваемого способа образования рабочей смеси, так как максимальной скорости сгорания отвечают минимальные размеры камеры сгорания и максимальный расход топлива при максимальном коэффициенте полноты сгорания, а следовательно, и максимальный к. п. д. двигателя.

Особого внимания заслуживает комбинированный способ образования рабочей смеси, схема которого показана на фиг. 59. При этом способе в камеру сгорания вводится через форсунку 1 смесь компонентов, взятая в такой пропорции, при которой она не обладает способностью детонировать. Недостающий для полного и правильного сгорания компонент вводится в камеру добавочно через форсунку 2. Благодаря этому облегчаются условия смесеобразования в камере сгорания, получается более совершенная рабочая смесь, и тем самым улучшается качество работы двигателя. Естественно, что этот способ непригоден в тех случаях, когда компоненты топлива при смешении вступают в химическую реакцию, или же когда топливные компоненты при одной и той же температуре находятся в различных состояниях. Например, предварительное смешение жидкого кислорода с каким-либо высококипящим углеводородом привело бы к затвердеванию углеводорода и нарушению правильности подачи топлива.

Смешение компонентов топлива может производиться в камере сгорания различными способами. Две жидкости могут смешиваться как в распыленном состоянии, так и в виде цельных струй без распыления.

Первый способ в настоящее время хорошо изучен и имеет широкое применение в двигателях Дизеля, в турбинах внутреннего сгорания, в двигателях с калильной головкой, в нефтяных топках и т. п.

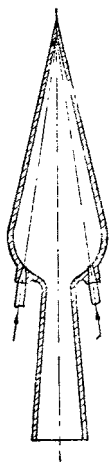
В бескомпрессорных дизелях рабочая смесь получается путем впрыскивания жидкого горючего распылительной форсункой в камеру сгорания, наполненную сжатым газообразным воздухом, выполняющим функцию окислителя. Основная трудность состоит в получении достаточно быстрого и совершенного смешения распыленного горючего с газообразным воздухом, равномерно заполняющим камеру сгорания. На преодоление этой трудности было затрачено свыше 30 лет упорного труда и произведено множество интересных теоретических и опытных работ. Практического успеха в бескомпрессорном дизелестроении удалось достигнуть применением очень высокого давления впрыскивания (до 750 кг/см^2).

Работа, затрачиваемая на впрыскивание горючего, составляет нормально 3 — 5% от мощности дизеля. Если учесть то, что в ракетном двигателе необходимо впрыскивать в камеру не только

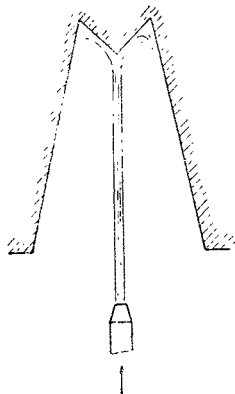
горючее, но и окислитель, которого по весу идет в 4—6 раз больше, чем горючего, то работа впрыскивания при столь большом давлении принимает весьма внушительные размеры. При этом и горючее и окислитель впрыскиваются в жидком виде, в связи с чем условия их смешения в сильной степени отличаются от тех, которые имеют место в бескомпрессорных дизелях.

Насколько оправдывает себя способ образования рабочей смеси распылением, можно будет заключить лишь после ряда практических испытаний специально построенных ракетных двигателей.

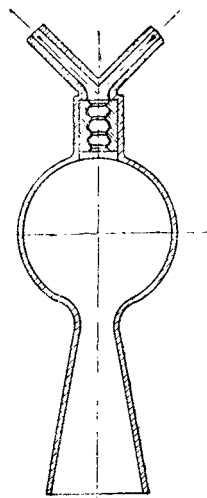
Переходя к рассмотрению способа смешения компонентов топлива без распыления, отметим, что горение жидкой смеси может происходить и без предварительного ее испарения. Это весьма



Фиг. 60.



Фиг. 61.



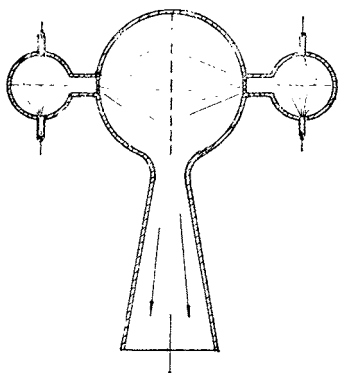
Фиг. 62.

важное обстоятельство подтверждено рядом исследований (работы Альта, Вартенберга, Воллерса и Эмке, Засса и др). Более того, поскольку температура воспламенения горючего в жидком виде ниже температуры воспламенения его в газообразном состоянии, оказывается более выгодным получать и рабочую смесь в жидком виде. Это имеет большое значение, так как, при отсутствии необходимости в предварительном распыливании или испарении топлива, можно вести процесс смешения и сжигания в весьма ограниченном объеме, т. е. иметь камеру малого веса.

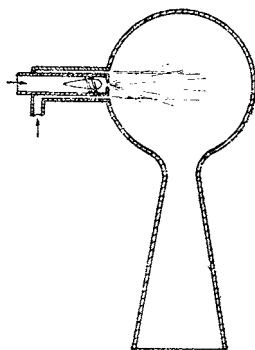
Для смешения компонентов топлива в жидком виде без распыления были предложены различные устройства. На фиг. 60 показана схема двигателя, предложенная Г. Обертом. Камера сгорания имеет продолговатую форму и в донной части заканчивается конусом. Форсунки, подающие топливо цельной струей, расположены таким образом, что обе струи должны встретиться в вершине ко-

нуса. Вторая схема двигателя Г. Оберта, основанная на том же принципе, но с унитарной форсункой, показана на фиг. 61.

Эти две схемы нельзя признать удачными. В самом деле, трудно предположить, чтобы струя жидкости (в особенности низко кипящей, как азотный тетроксид, жидкий кислород и т. п.) диаметром в несколько миллиметров могла пронизывать пространство камеры, наполненное вихреобразно движущимися массами продуктов сгорания, имеющих высокую плотность и раскаленных до $3000—4000^{\circ}$, и сохранять при этом жидкое состояние. Нет сомнения, что если не целиком, то в значительной мере струя будет испарена и раздроблена, а следовательно, смешение в жидком виде, предусматриваемое автором схемы, вряд ли будет иметь место.



Фиг. 63.



Фиг. 64.

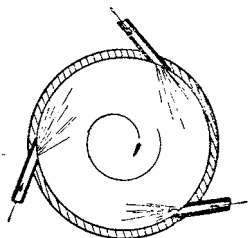
Значительно более совершенной будет такая система смешения, при которой струи топливных компонентов встречаются непосредственно у входа в камеру сгорания, притом в ограниченном объеме и при непременном условии, что сжигание жидкой смеси происходит по мере ее образования. Схематическая конструкция двигателя, удовлетворяющая указанному процессу, представлена на фиг. 62. Отличительной особенностью этого двигателя является двухступенчатая камера сгорания. Первая ступень камеры, сообщаемая с топливными баками и имеющая малый объем, служит для смешения компонентов и сжигания смеси в жидком виде. Вторая ступень, значительно большая по объему и непосредственно примыкающая к первой, служит для завершения процесса сгорания топлива в газообразном состоянии.

Таким образом первая камера является камерой предварительного сжигания, почему ее можно назвать форкамерой.

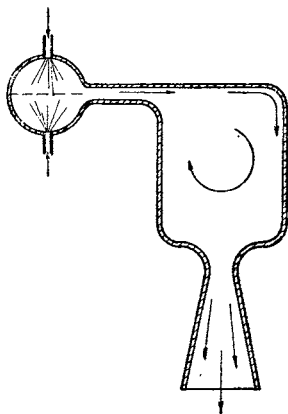
Преимущество этого способа образования рабочей смеси вытекает из того, что компоненты впускаются не отдельными струями в большую камеру сгорания, но смешиваются в незначительном объеме, занимаемом самим жидким топливом. Этим предупреждается раздробление струй и разброс компонентов, неизбежный при смешении в большом свободном объеме. Этот процесс суще-

ственно отличается от описанного способа предварительного смешения компонентов топлива (см. фиг. 57), так как в данном случае смесь горит по мере ее образования, и во время работы двигателя в нем отсутствует какое бы то ни было количество готовой смеси, не участвующей в горении. Другая схема форкамерного двигателя изображена на фиг. 63.

Помимо указанных основных систем смесеобразования возможен еще ряд комбинированных систем. На фиг. 64 изображена одна из таких систем, согласно которой один из компонентов топлива, проходя по центральному каналу унитарной форсунки, поступает в камеру сгорания в распыленном состоянии, в то время как другой компонент, проходя по внешнему каналу той же форсунки, впрыскивается в камеру сгорания в виде полого жидкостного цилиндра со сплошными стенками. Смешение компонентов происходит тотчас же после их выхода из ниппеля форсунки.



Фиг. 65.



Фиг. 66.

Практика работы с двигателями внутреннего сгорания показывает, что полнота сгорания топлива и мощность двигателя значительно возрастают с появлением в камере сгорания интенсивного вихреобразования. Очевидно, что вихревые движения способствуют лучшему перемешиванию окислителя с горючим и образованию более однородной смеси.

Заметные успехи были получены при сообщении рабочей смеси в камере сгорания организованного движения, также способствующего лучшему перемешиванию. С этой целью форсунки устанавливают в камере сгорания с некоторым скосом (фиг. 65), вследствие чего рабочая смесь приходит во вращательное движение. Тот же эффект достигается при соответствующем расположении канала, соединяющего форкамеру с большой камерой сгорания (фиг. 66). Для сообщения рабочей смеси определенного организованного движения в камере сгорания можно разбить камеру на ряд отделений с помощью перегородок, имеющих соответственно расположенные отверстия (фиг. 67). Для предупреждения расплавления эти перегородки должны охлаждаться.

Используя различные средства для сообщения рабочей смеси

беспорядочного или организованного вихревого движения, необходимо иметь в виду, что злоупотребление этими средствами может вызвать понижение к. п. д. двигателя. Эта область более, чем какая-либо другая деталь ракетного двигателя, нуждается во всестороннем экспериментальном исследовании.

Находясь в настоящее время в зачаточном состоянии, ракетный двигатель на жидком топливе все же не является таким беспомощным, какими были двигатели внутреннего сгорания в период их возникновения. Колоссальный опыт, накопленный в практике многолетней работы с тепловыми двигателями, создал ту базу, на основе которой ракетный двигатель имеет все шансы на быстрое и плодотворное развитие.

4. Поведение топлива в двигателе

Одним из важнейших моментов работы ракетного двигателя является воспламенение топлива при пуске и поддержание непрерывного равномерного горения.

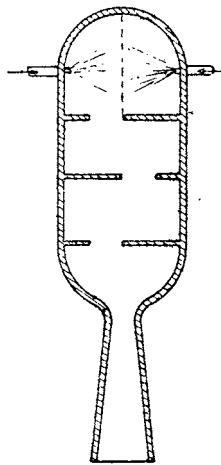
Технические требования к воспламенению заключаются в безотказности зажигания в момент пуска двигателя как при любом запаздывании в подаче одного из компонентов топлива, так и при подаче в начальный момент любого количества топлива.

Свойства компонентов топлива могут оказать существенное влияние на работу механизма зажигания. Поэтому система зажигания непосредственно зависит от природы употребляемого топлива. При непрерывной подаче топлива в камеру сгорания достаточно получить лишь начальное зажигание в момент пуска. В дальнейшем горение будет поддерживаться от раскаленных стенок камеры и находящихся в ней продуктов сгорания.

В зависимости от назначения двигателя возможны два существенно различные способа их использования, требующие различных методов и механизмов для зажигания. Один случай — это однократный пуск, когда двигатель расходует при непрерывном горении весь имеющийся в аппарате запас топлива. Этот случай может встретиться, например в ракетных снарядах и торпедах. В другом случае могут потребоваться перерывы работы двигателя с несколькими повторными пусками и остановками без возможности подхода к двигателю между пусками. Примером может служить установка двигателя на самолете. В соответствии с этим мы будем различать однократное зажигание от зажигания повторного.

Понятно, что средства, пригодные для повторного зажигания, годятся и для однократного, но не наоборот. Как правило, механизмы повторного зажигания много сложнее, в связи с чем применение их для двигателя с однократным пуском нецелесообразно.

Органы зажигания, расположенные в камере сгорания, должны



Фиг. 67.

противостоять окислительной атмосфере и высокой температуре, развивающейся в камере, и давать достаточно энергичный и устойчивый воспламенительный очаг.

Зажигание при пуске двигателя должно действовать одновременно с началом пуска топлива в камеру сгорания и даже с некоторым упреждением, во избежание накапливания в камере жидкой смеси, что при запоздалом зажигании может вызвать разрушительный взрыв. После пуска двигателя зажигание должно поддерживаться до тех пор, пока двигатель не войдет в режим работы, хотя бы на минимальной мощности, т. е. пока не будет устранена возможность затухания, связанная с опасностью заливки камеры топливом.

Подавляющее большинство описанных в литературе взрывов ракетных аппаратов падает на момент пуска двигателя. В случае опоздания зажигания, по причине ли недостаточной его интенсивности или несвоевременности, в камере сгорания успевает накопиться некоторое количество топливной смеси, взрывающей или детонирующей в момент зажигания. Имея в виду, что жидкие топливные смеси являются сильнейшими бризантными веществами, нетрудно заключить, что надежность работы системы зажигания является важнейшим и необходимейшим условием нормальной и безопасной эксплуатации двигателя.

Вопрос о механизмах зажигания мало разработан в общей и патентной литературе, и решение этого вопроса, повидимому, потребует весьма обстоятельной и длительной опытной работы.

В своих опытах Г. Оберт производил зажигание топлива в ракетном двигателе с помощью зажженной тряпки, пропитанной бензином и намотанной на конец палки. Эта палка вводилась горящим концом в камеру сгорания через сопло. Несомненно, что такой прием не может быть рекомендован даже для лабораторных опытов ввиду его опасности. Оберт пользовался и другим приемом, именно вкладыванием в камеру сгорания пропитанной бензином тряпки, поджигаемой бикфордовым шнуром. Этот прием, хотя и более безопасный, чем предыдущий, все же неудобен.

Было предложено также производить зажигание после начала впуска топлива, поджигая струю топлива по выходе ее из сопла с помощью источника зажигания, расположенного на некотором расстоянии от сопла. Этот способ также небезопасен, так как может повлечь детонацию топлива.

Во многих предложениях встречается применение обычных электрических приборов для зажигания, именно искровой свечи и мостика сопротивления. Эти приспособления, отлично выполняющие свою роль в двигателях внутреннего сгорания и очень удобные в обращении, в ракетном двигателе пригодны только для некоторых сортов топлива и лишь для однократного пуска, так как они обычно расплавляются, сгорают и дают неустойчивый, незначительный по размерам очаг, который легко может быть залит струей топлива. Более надежным является зажигание с помощью медленно горящего порохового заряда, помещаемого в камеру сгорания и в свою очередь воспламеняемого от электрической цепи, как это предусмотрено уже упоминавшимся французским патентом № 502562.

Понятно, что для повторного пуска этим же же приемом пришлось бы вновь ввести пороховой заряд в камеру сгорания, для чего потребовалось бы создание специального магазина с автоматическим устройством для подачи пороховых зарядов в камеру.

Наиболее удобным средством как для однократного, так и для повторного зажигания следует признать химическое зажигание с помощью впрыскиваемой в камеру активной жидкости, способной воспламеняться при соприкосновении с одним из компонентов топлива. Такие жидкости известны (например, раствор фосфора в сероуглероде), и применение их неоднократно предлагалось также и для двигателей внутреннего сгорания.

Обратимся теперь к рассмотрению способов защиты частей двигателя от разрушающего влияния высокой температуры.

Этот вопрос также представляет немалые трудности, обусловливаемые тем, что температура в камере сгорания доходит до 3500° . При этой температуре все известные и технически доступные материалы плавятся, а в большинстве случаев даже кипят.

В особенно тяжелых условиях находится сопло, в частности его критическое сечение, подвергающееся одновременно и сильному нагреву и трению со стороны газового потока, истекающего под большим напором.

Выгоранию частей двигателя способствует еще то, что окислитель обычно является химически сильно деятельным веществом.

Задача предохранения ракетного двигателя от разрушения несколько облегчается тем, что в отличие от обычных двигателей внутреннего сгорания работа его, как правило, кратковременна, а в некоторых случаях, как, например, при применении в снарядах, ограничивается лишь однократным действием.

В обычных двигателях для понижения температуры в камере сгорания прибегают к увеличенному впуску воздуха (так называемое обеднение смеси), а также к впрыскиванию воды. Оба эти приема непригодны для ракетного двигателя: первый потому, что необходимый для горения запас этого окислителя помещен в самом аппарате и расходование его не по прямому назначению снизило бы радиус действия аппарата; второй — потому, что введение инертной примеси привело бы к снижению мощности двигателя, не говоря уже о том, что запас воды в аппарате должен пойти за счет полезного груза.

По этой же причине для ракетного двигателя нецелесообразно применять обычное проточное водяное охлаждение наружных стенок, тем более что оно связано со значительными тепловыми потерями. Последние, например в двигателях внутреннего сгорания, достигают 30% от всего количества развивающегося в цилиндре тепла.

Из сказанного ясно, что борьба с выгоранием в ракетном двигателе представляет известные особенности и не может быть решена теми же путями, какие применяются в обычных двигателях.

Один из возможных путей заключается в том, чтобы отводить тепло от наиболее нагреваемых частей двигателя. Этого можно

достигнуть применением материалов с высокой теплопроводностью. Наиболее подходящим материалом является красная медь, которая лучше сопротивляется разгару, чем сталь, несмотря на то, что ее температура плавления на $300\text{--}400^\circ$ ниже, чем стали. Из практики известно, что автогенная сварка красной меди возможна лишь в тонких листах, так как из-за высокой теплопроводности металл с трудом нагревается до нужной температуры. В то же время сварка железных листов не представляет никаких затруднений при любой толщине.

Оберт и другие исследователи успешно применяли красную медь в качестве материала для камеры сгорания при работе с таким высококалорийным топливом, как смесь жидкого кислорода с углеводородами. Из других металлов заслуживает внимания хром, который наряду с химической стойкостью и высокой теплопроводностью обладает также и высокой температурой плавления (1700°). Такие металлы, как алюминий и магний, хотя и обладают хорошей теплопроводностью, непригодны для рассматриваемой цели, так как имеют низкую температуру плавления (около 650°).

Применение хорошо проводящих тепло металлов выгодно сочетать с наружным проточным охлаждением нагреваемых частей, используя для этого компоненты топлива. Такой способ, помимо устранения излишнего груза в виде воды, может дать существенное улучшение работы двигателя. Во-первых, теплота, отданная стенками топливу, не пропадает целиком, но сохраняется в тепловом балансе двигателя, так как топливо, поступая в камеру сгорания подогретым, требует меньшей затраты тепла для нагревания его до температуры воспламенения. Во-вторых, подогрев топлива уменьшает его вязкость и поверхностное натяжение, а следовательно, облегчает распыление и смешение компонентов в камере.

Однако следует иметь в виду, что топливо до поступления в камеру не должно превращаться в газообразное состояние, иначе будет нарушен правильный режим горения в камере. Поэтому для целей охлаждения следует использовать тот из компонентов топлива, который обладает высокой температурой кипения. С этой точки зрения использование сжиженных газов (например жидкого кислорода) для охлаждения не может быть признано целесообразным.

На фиг. 68 показана схема двигателя с проточным охлаждением. Здесь один из компонентов топлива подается непосредственно из бака в камеру сгорания, второй же компонент предварительно проходит через полость между камерой и рубашкой и после этого попадает в форсунку.

Второй способ борьбы с разгаром двигателя состоит в защите нагреваемых частей теплоизолирующим покровом, способным противостоять высокой температуре, развивающейся в камере сгорания. В технике известен целый ряд материалов, обладающих очень высокой температурой плавления. По химическому составу они могут быть разделены на две главные группы. К первой

относятся так называемые карбиды, т. е. сплавы углерода с металлами или металлоидами, во вторую же группу входят окислы некоторых металлов.

Некоторые карбиды обладают чрезвычайно высокой температурой плавления. Например, тантал-карбид и ниобий-карбид плавятся при 4100° . Чистый уголь и графит имеют температуру плавления $3600—3700^{\circ}$. Однако для ракетного двигателя защитные покровы из карбидов или углерода непригодны, вследствие того что в камере сгорания всегда может оказаться избыточный окислитель, а это повлечет за собой выгорание содержащегося в карбиде углерода и разрушение изолирующего покрова. Опыты Оберта с графитовыми, карборундовыми и т. п. покровами целиком подтверждают это положение.

Значительно более благоприятные результаты должно дать применение тугоплавких окислов металлов. Среди них первое место занимает окись циркония ZrO_2 с температурой плавления 2950° , затем окись магния MgO , плавящаяся при 2800° .

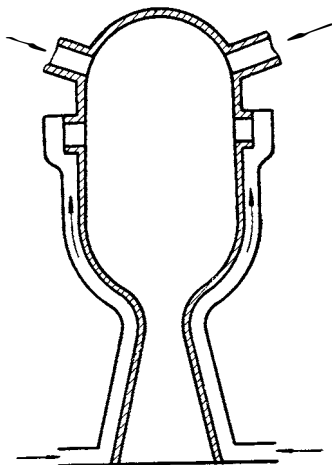
Создание прочного теплоизолирующего слоя, однородного по строению, с небольшой толщиной для избежания чрезмерного веса, с достаточно гладкой поверхностью для возможного уменьшения разрушающего влияния трения газов, представляет собой достаточно сложный комплекс задач, для решения которых потребуются обширная исследовательская и опытная работа.

В заключение этой главы остановимся еще на вопросе о выборе материалов для деталей двигателя.

Для тех частей, которые подвергаются сильному нагреванию, следует применять огнестойкие материалы. Помимо электролитической меди, о которой мы уже упоминали, широкое применение должны найти жаростойкие стали типа „Энерж 7“ завода „Электросталь“.

Для топливных баков, для рубашек наружного охлаждения и для трубопроводов целесообразно применение алюминиевых и магниевых сплавов, которые хорошо сопротивляются разрушающему действию кислот, а при действии низких температур (жидкий кислород) не теряют своих механических качеств.

Для тех деталей, которые должны обладать химической стойкостью, например в случае применения азотной кислоты, азотного тетроксиды и т. п., наилучшим материалом является нержавеющая сталь типа „Энерж 6“ завода „Электросталь“ или марки V2A завода Круппа. Алюминий и его сплавы также могут применяться с успехом для той же цели, но только для тех деталей, которые не подвергаются действию высокой температуры. Наконец, при необходимости применить тот или иной материал, способный



Фиг. 68.

подвергаться коррозии, его можно покрыть защитным слоем некорродирующего материала, например хромированием, золочением и т. п.

Подводя итог сказанному в этой главе, мы еще раз подчеркиваем, что задача создания мощного, надежно работающего ракетного двигателя представляет собой целый ряд новых технических проблем, большинство которых находится в совершенно зачаточном состоянии. Для конструктора, экспериментатора и изобретателя здесь непочатый край работы. Успешное решение задачи может быть лишь плодом их коллективного труда.

ГЛАВА VII

УСТРОЙСТВО РАКЕТ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ

1. Взлет и спуск ракеты

В отличие от пороховых ракет ракеты на жидком топливе характеризуются сравнительно длительной работой двигателя. Во время работы двигателя ракета находится под воздействием трех сил: силы реакции двигателя, силы сопротивления воздуха и силы земного притяжения. Энергия, затрачиваемая ракетой на преодоление последних двух сил, в значительной мере зависит от величины ускорения, с которым движется ракета во время работы двигателя. Поэтому с точки зрения экономичности ракеты выбор наивыгоднейшего ускорения при взлете имеет очень большое значение.

Величина работы, затрачиваемой на преодоление сопротивления воздуха, зависит от скорости ракеты и от плотности воздуха, а следовательно, и от ускорения взлета, и, наконец, от формы аппарата и его поперечной нагрузки.

Относительная потеря скорости от действия земного притяжения по сравнению с полетом в среде без тяжести выражается следующим образом:

$$k = \frac{g}{j} \sin \varphi,$$

где g — ускорение тяжести на земле, φ — угол взлета, j — ускорение ракеты при отсутствии внешних сил.

Из этой формулы видно, что чем больше ускорение и чем меньше угол взлета ракеты, тем меньше потери. При вертикальном полете потеря наибольшая, так как в этом случае

$$\sin \varphi = 1 \text{ и } k = \frac{g}{j}.$$

Например, если ускорение ракеты равно $2g$ и взлет совершается при угле в 45° , то потеря скорости от влияния земной тяжести составит $35,3\%$; при ускорении в $10g$ эта потеря будет равна $7,1\%$.

Потеря эта отсутствует при горизонтальном полете, когда $\varphi = 0$. Однако при горизонтальном полете чрезмерно возрастает потеря на сопротивление воздуха, и потому такой полет весьма невыгоден.

Оказывается, что в то время как для уменьшения потерь от сопротивления воздуха ускорение ракеты должно быть возможно меньшим, влияние земного притяжения требует возможно большего ускорения. Поэтому при разработке ракеты должны быть найдены такая конструкция и такой режим полета, при которых дальность ракеты была бы наибольшей при минимальном расходе топлива. Другими словами, в каждом случае путем вычислений следует определить ускорение, которому отвечает минимальная сумма потерь на сопротивление воздуха и земное тяготение.

Для иллюстрации влияния величины ускорения на высоту подъема ракеты при вертикальном взлете составлена табл. 11. При вычислении этой таблицы отношение веса топлива к остальному весу принято равным 1,27, тяга двигателя принята для каждого случая постоянной за все время действия двигателя, ускорения взяты кратными земному. Поперечная нагрузка в момент старта равна $0,565 \text{ кг/см}^2$. Коэффициент формы принят равным единице. При расчете принято во внимание изменение поперечной нагрузки, происходящее вследствие уменьшения веса ракеты при расходовании топлива. В качестве топлива взята смесь керосина и азотной кислоты.

Таблица 11

$\frac{j}{g}$	v км/сек	t_1 сек.	h_1 км	t_2 сек.	h_2 км
3	1,36	46,8	26,4	185	120
5	1,51	28,1	17,4	180	129
7	1,59	20,1	14,1	175	132
9	1,64	15,6	11,3	172	131

В этой таблице приняты следующие обозначения:

- j — начальное ускорение ракеты относительно земли,
- v — скорость ракеты в конце работы двигателя,
- h_1 — высота подъема в конце работы двигателя,
- h_2 — полная высота подъема ракеты,
- t_1 — время работы двигателя,
- t_2 — полное время полета ракеты.

Зависимость между ускорением j и высотой h_2 показана на фиг. 69, из которой видно, что полная высота подъема имеет наибольшее значение, отвечающее наивыгоднейшему ускорению. В данном случае оно близко к $7g$. При всех иных значениях j ракета достигнет меньшей высоты. Таким образом каждому данному устройству ракеты отвечает определенная наивыгоднейшая тяга двигателя. Насколько существенным оказывается влияние сопротивления воздуха, можно судить по тому, что, например, в рассмотренном случае наивыгоднейшее ускорение всего лишь в семь раз больше земного, в то время как в пустоте наивыгоднейшим было бы бесконечно большое ускорение.

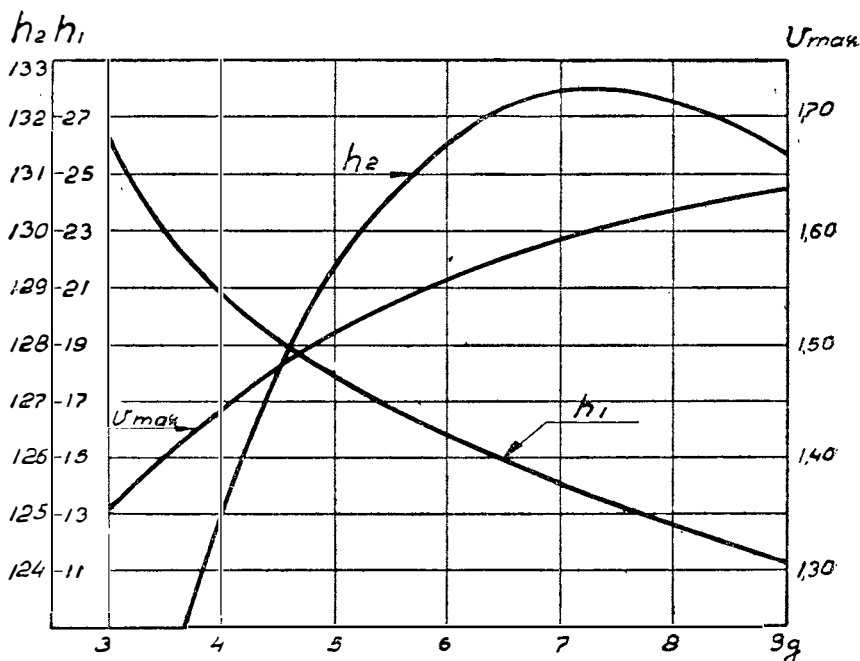
При взлете ракеты, когда работает двигатель, части ракеты вследствие ускоренного движения испытывают известные напря-

жения, и потому при расчете прочности деталей ракеты необходимо исходить из наибольшего ускорения, развивающегося в конце расходования топлива, когда масса ракеты становится наименьшей. В начале движения масса ракеты равна $\frac{\omega + p}{g}$, а в конце работы двигателя, когда израсходовано все топливо, масса равна $\frac{p}{g}$. Если тяга R постоянна, а ускорения в начале и в конце работы двигателя равны соответственно j_0 и j_k , то, имея в виду, что на основании первого закона Ньютона

$$R = \frac{\omega + p}{g} j_0$$

и

$$R = \frac{p}{g} j_k,$$



Фиг. 69.

получим, деля второе равенство на первое:

$$\frac{j_k}{j_0} = \frac{\omega}{p} + 1.$$

Отсюда видим, что конечное ускорение тем больше начального, чем больше относительный вес топлива. При желании иметь постоянное ускорение пришлось бы осуществить двигатель с переменной убывающей по определенному закону тягой, что представляет очень большие трудности конструктивного порядка. По-

этому ракета, как правило, будет иметь наибольшее ускорение к концу работы двигателя.

Для придания ракете определенного направления при пуске необходимо пусковое приспособление такого же типа, как и для пороховых ракет. Другое назначение пускового приспособления или пускового станка, заключается в том, чтобы дать ракете возможность до начала свободного полета развить скорость, достаточную для нормального действия стабилизирующих приспособлений, служащих для сохранения заданного направления и устойчивости полета. Однако в связи с небольшими ускорениями ракеты на жидком топливе может оказаться необходимость в столь длинном пусковом станке, что сооружение его было бы весьма трудным. В таких случаях целесообразно производить разгон ракет в станке совместным действием его собственного двигателя и какого-нибудь вспомогательного устройства. Здесь возможны те же способы и приемы, которые применяются для ускоренного разгона самолетов: пороховые стартовые ракеты, катапульты и т. п., при чем эти вспомогательные механизмы должны отделяться от ракет после ее вылета из станка.

Ракеты, не предназначенные для боевых целей, в большинстве случаев должны иметь приспособления для торможения при спуске с целью сохранения как самой оболочки, так и заключенных в ней приборов. Эта задача в настоящее время может быть решена только путем использования сопротивления воздуха, т. е. применение парашютных приборов. Такие приборы имеются в самых разнообразных видоизменениях, им посвящено огромное количество патентов, и на их устройстве мы не останавливаемся. Для приведения в действие таких приборов в ракете в желаемый момент могут быть использованы часовые механизмы, заранее отрегулированные соответственно с временем полета ракеты, а также механические и химические приспособления, использующие как изменение положения ракеты в пространстве, так и действие сопротивления воздуха.

Неоднократно также предлагалось производить торможение с помощью самого двигателя, приводя ракету в желаемой точке траектории в такое положение, чтобы истечение газов происходило по направлению к земле. Если оставить в стороне область межпланетных сообщений, то этот способ следует признать совершенно непригодным, так как он требует наличия в ракете значительного запаса топлива, которое при взлете было бы мертвым грузом и следовательно, снизило бы радиус действия ракеты.

Для улучшения условий посадки целесообразно производить спуск ракеты на водную поверхность, так как в этом случае можно допустить довольно значительную скорость посадки при том, конечно, условии, что ракета по израсходовании топлива обладает положительной плавучестью и водонепроницаемостью.

Наконец, возможны случаи, когда необходимо сохранение и всей ракеты, но одной лишь ее части, например регистрирующих приборов. В этом случае тормозным устройством необходимо снабдить лишь эту ценную часть, обеспечив отделение ее от оболочки ракеты в нужный момент.

2. Устойчивость ракеты и стабилизация пути

В связи с тем, что ракеты на жидком топливе имеют малое начальное ускорение, что работа двигателя длительна, что скорость ракеты, постепенно возрастая, достигает большой величины, превосходя скорость звука, и что, наконец, значительную часть пути ракета проходит в сильно разреженных слоях атмосферы и затем, при спуске, снова попадает в плотную среду, — проблема устойчивости представляет очень важную и притом сложную задачу. Нет надобности доказывать, что устойчивость оказывает непосредственное влияние как на дальность полета, так и на меткость.

Во время полета ракеты на нее могут действовать моменты, нарушающие устойчивость полета. Эти моменты мы называем дестабилизирующими и подразделяем их на внутренние и внешние.

Внутренние дестабилизирующие моменты могут быть вызваны:

а) неточной установкой двигателя;

б) несовпадением центра тяжести ракеты с ее осью симметрии (плохая балансировка);

в) колебанием топлива в баках;

г) при нескольких двигателях — неоднородности их работы.

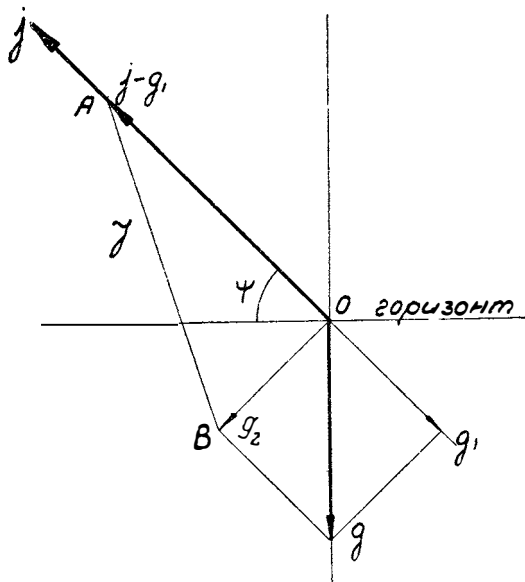
Внешние дестабилизирующие моменты вызываются перемещением масс воздуха независимо от движения ракеты. Сюда же относится аэродинамическая несимметричность корпуса ракеты.

Все дестабилизирующие моменты могут быть разделены на действующие постоянно и кратковременно. Примером первых может служить момент, вызванный неправильной балансировкой ракеты, примером вторых — момент, вызванный порывом ветра.

Остановимся на некоторых случаях возникновения дестабилизирующих моментов и на способах их устранения или хотя бы смягчения.

Рассматривая в общем случае наклонный взлет ракеты, определим величину и направление истинного ускорения ракеты под действием тяги двигателя и земного притяжения.

Пусть ускорение j , отвечающее тяге R двигателя, и ускорение g силы тяжести образуют между собой угол $90^\circ + \psi$ (фиг. 70). Раз-



Фиг. 70.

ложим g на две составляющие: g_1 — на направление ускорен и g_2 — перпендикулярно первой.

Составляющая g_1 вычтется из j алгебраически, в результате получим $(j - g_1)$ или $(j - g \sin \psi)$. Составляющая g_2 равна $g \cos \psi$.

Искомая равнодействующая J из треугольника ABO определ из формулы:

$$J = \sqrt{j^2 + g^2 - 2jg \sin \psi},$$

где ψ — угол наклона силы R (т. е. оси сопла) к горизонту.

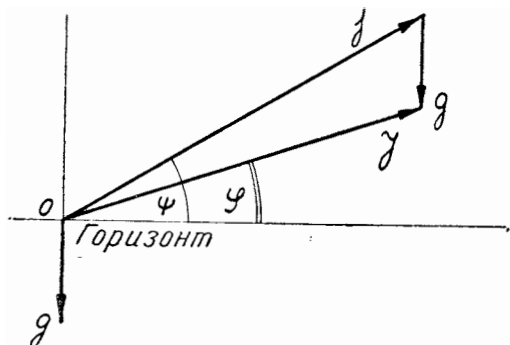
Из этой формулы следует, что чем больше угол ψ , составляе реактивной силой с горизонтом, тем меньше полезное ускорен При вертикальном взлете, очевидно:

$$\psi = 90^\circ; J = j - g,$$

а при горизонтальном полете:

$$\psi = 0; J = \sqrt{j^2 + g^2}.$$

Угол, образуемый равнодействующей J с горизонтом, и угол взлета ракеты. Из этого следует, что угол взлета и угол новки двигателя совпад лишь при вертикаль взлете; фиг. 71 пояс это заключение.



Фиг. 71.

Если двигатель уст влен под углом ψ к го зонту, то ракета взле под углом φ . Связь ме этими углами может б выражена следующим о зом:

$$\operatorname{tg} \psi - \operatorname{tg} \varphi = \frac{g}{j \cos \psi}.$$

Последнее равенство :

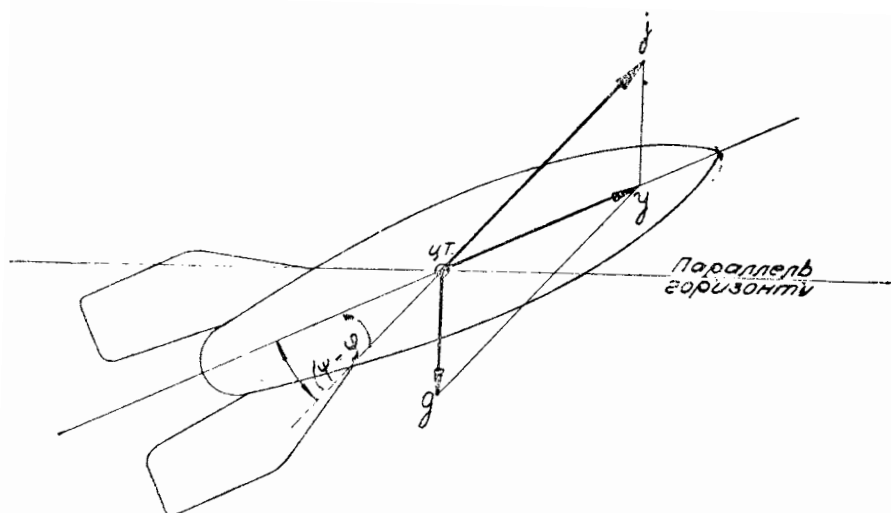
зывает на то, что чем б ше j или ψ , тем меньше разница между тангенсами углов φ и ψ , а довательно, и между самими углами. Если ось двигателя совпад с осью ракеты, то, очевидно, равнодействующая ускорений о зует с осью ракеты некоторый угол $(\psi - \varphi)$ и ракета полетит ком. При этом, если центр тяжести ракеты расположен впер центра давления воздуха, то ракета будет все время наклонят вперед и перейдет в пикирование. Если же центр тяжести рас ложен позади центра давления воздуха, то ракета, наоборот, дет задрать головную часть кверху. В обоих случаях полет бу ненормальным и окончится преждевременным падением ракеты

Так как ускорение при взлете невелико, то угол, образуе осью ракеты с равнодействующей ускорений, оказывается настол большим, что ракета, при пуске ее под углом, вскоре после выл из пускового приспособления попросту будет заваливаться на под действием сопротивления воздуха. Таким образом для по

чения максимальной дальности пуск ракеты пришлось бы производить под углом $80-85^\circ$ к горизонту. Ясно, что стрельба на дальность при таких больших углах не может не отразиться на точности попадания в намеченную цель.

Правда, можно было бы ввести аэродинамические рули и добиться того, чтобы во время полета сумма моментов сил сопротивления воздуха относительно центра тяжести равнялась нулю. Однако при этом ракета будет все же лететь боком, а это приведет к огромным аэродинамическим потерям.

Уменьшения разности между углами ψ и φ можно еще добиться увеличением ускорения ракеты и увеличением угла взлета, как



Фиг. 72.

это видно из формулы (19). Для повышения ускорения необходимо увеличить мощность двигателя и, кроме того, свести к минимуму потери на сопротивление воздуха, для чего необходимо применение обтекаемой формы ракеты и увеличение поперечной нагрузки. Все эти меры имеют известный предел и не дают радикального решения вопроса. Это решение может быть получено только в случае осуществления прямолинейного взлета.

Если ускорение ракеты постоянно, то прямолинейности полета во время работы двигателя можно достигнуть, заранее установив двигатель под углом $\psi - \varphi$ к оси ракеты таким образом, чтобы равнодействующая ускорений совпадала с осью ракеты (фиг. 72). При этом необходимо еще, чтобы независимо от расхода топлива положение центра тяжести ракеты на ее оси было неизменно, так как в противном случае возникнет опрокидывающий момент. В том случае, когда ускорение ракеты переменное, задача усложняется еще необходимостью непрерывного изменения угла

установки мотора, для того чтобы обеспечить совпадение равнодействующей с осью ракеты¹.

Для каждой данной конструкции ракеты существует вполне определенное значение угла $\psi - \varphi$, определяемое с помощью формулы (19). Например, если угол взлета φ равняется 45° и ускорение равняется $4,5 g$, то двигатель должен быть установлен под углом 9° к оси ракеты.

Что касается вертикального взлета, то в этом случае нет необходимости иметь переменную тягу двигателя, неподвижность центра тяжести аппарата и наклонную установку двигателя относительно оси ракеты, так как при вертикальном взлете направление силы тяги и силы земного притяжения взаимно противоположны и их равнодействующая совпадает с осью ракеты. Перемещение же центра тяжести вдоль направления равнодействующей не создает в этом случае дестабилизирующих моментов. Поэтому осуществление вертикального взлета является несравненно более простой технической задачей. Вследствие этого в настоящее время как в теоретических исследованиях, так и в практических работах прежде всего ставится задача освоения ракеты с вертикальным взлетом как первого и наиболее легкого этапа.

Переходя к другим возможным причинам нарушения правильности полета ракеты, отметим, что особое внимание нужно уделять балансировке ракеты, т. е. совмещению центра тяжести с осью симметрии. Далее, необходимо устранить возможность колебания топлива в баках или, по крайней мере, уменьшить влияние этих колебаний на устойчивость ракеты. С этой целью представляется целесообразным делить баки на отсеки с помощью продольных радиальных перегородок. Что касается смещения центра тяжести ракеты в связи с расходом топлива, то с этим можно бороться, применяя баки специального устройства с неподвижным или мало перемещающимся центром тяжести. Понятие о таких баках будет дано ниже.

Если на ракете установлен двигатель, состоящий из нескольких камер с соплами, то должна быть обеспечена их однообразная работа, в частности, одновременность пуска, возможно лучшая приемистость, однообразие давлений в системе питания и в камерах.

В зависимости от расположения двигателя относительно центра тяжести ракеты возможны три различных комбинации: 1) двигатель расположен впереди центра тяжести ракеты, 2) двигатель расположен позади центра тяжести и 3) двигатель расположен в центре тяжести.

Первому случаю соответствует тянущее действие двигателя на корпус ракеты. При этом корпус работает на растяжение. Во втором случае двигатель оказывает на корпус толкающее действие, и корпус работает на сжатие. В третьем случае часть корпуса работает на растяжение и часть на сжатие.

¹ Во всех этих рассуждениях принимается, что ракета обладает поперечной устойчивостью, т. е. что все силы расположены в вертикальной плоскости.

Если двигатель закреплен неподвижно на корпусе, то в отношении устойчивости установка его впереди центра тяжести не имеет никаких преимуществ перед установкой позади центра тяжести. В обоих случаях при неправильной установке двигателя и вообще при несовпадении центра тяжести с направлением реактивной силы будет возникать момент, сообщаящий ракете вращение около одной из ее поперечных осей. Этот момент будет тем больше, чем дальше расположен двигатель от центра тяжести ракеты, так как этим расстоянием определяется плечо момента. Поэтому близкое расположение мотора к центру тяжести ракеты благоприятно с точки зрения устойчивости.

Крепление двигателя в головной части связано с большими конструктивными затруднениями. Необходимость в свободном пространстве позади сопла для беспрепятственного движения струи приводит к усложнению устройства как самого двигателя, так и ракеты. Ввиду этих соображений двигатель, как правило, должен располагаться в хвостовой части ракеты.

Для обеспечения устойчивости корпус ракеты должен быть снабжен стабилизирующим устройством, которое выполняется обычно в виде нескольких, расположенных в хвостовой части плоскостей. Величина их определяется из того условия, что аэродинамические моменты относительно центра тяжести, действующие на стабилизаторы и на головку ракеты, должны взаимно уравновешиваться. Для ускорения затухания колебаний ракеты, вызванных возмущающей силой, момент оперения следует брать несколько большим, чем момент, действующий на головку ракеты.

Необходимо указать, что стабилизатор в виде хвостового оперения может обеспечить устойчивость пути ракеты только в том случае, если возмущающие силы кратковременны, каковы, например, порывы ветра. Если же на ракету действует постоянная сила, являющаяся следствием, например смещения центра тяжести по мере расходования топлива или неправильной установки двигателя, то оперения, установленного жестко, будет недостаточно для сохранения устойчивости пути.

Из этого видно, что для обеспечения устойчивости ракеты необходимо автоматическое управление, корректирующее полет на всем его протяжении. Наиболее совершенным способом автоматической стабилизации является применение жирокопического механизма.

Последний может иметь весьма разнообразные формы выполнения в зависимости от того, какой принцип работы положен в основу стабилизирующей системы.

Предлагались жирокопсы непосредственного действия, осуществляющие стабилизацию своей массой. В этом случае требуются жирокопсы настолько большого веса, что использование такой системы не может быть рациональным. Несравненно более совершенной будет система, в которой жирокопсы служат только для включения вспомогательных двигателей, называемых сервомоторами, которые в свою очередь приводят в действие органы управления ракетой.

В качестве сервомоторов обычно используются поршневые машинки, действующие сжатым газом, причем распределительный механизм этих машинок связан с осями жироскопов. Иногда в качестве сервомоторов используют электрические моторы со специальным контактным включением от жироскопов. Для стабилизации в двух плоскостях следует брать два жироскопа, каждый из которых связан со своим сервомотором. При этом получаются два независимых механизма управления, из которых один корректирует глубину, а другой направление движения аппарата.

Известны также системы стабилизации, действие которых не зависит от наличия внешней среды и от скорости движения аппарата. Примером может служить так называемая газоструйная система, при которой действующие от жироскопов сервомоторы перепускают продукты горения из камеры двигателя в боковые сопла, установленные под прямым углом к продольной оси ракеты на некотором расстоянии от центра тяжести.

Предлагалось также для придания устойчивости приводить ракету или же часть ее во вращательное движение подобно артиллерийскому снаряду. Этот прием связан с появлением очень больших центробежных сил и, следовательно, с необходимостью утяжеления и усложнения конструкции, поэтому его применение для ракет на жидком топливе не может быть рекомендовано.

Наконец, следует упомянуть о многочисленных проектах применения приспособлений для управления полетом ракет на расстоянии с помощью радиоволн, световых лучей, инфракрасных лучей, звуковых волн и т. п. Необходимо иметь в виду, что приборы этого типа не могут обеспечить устойчивости ракеты, и управление полетом должно сочетаться с применением автоматических приборов для сохранения устойчивости.

3. Понятие о деталях устройства ракет

Вопросы, связанные с конструированием ракет на жидком топливе и их отдельных элементов, в настоящее время не могут считаться решенными, поэтому сейчас нельзя указать определенных установившихся конструктивных форм. Немногие, построенные до сих пор ракеты являются лишь первыми и притом не всегда удачными попытками и служат образцами, конечно, не могут. Тем не менее можно установить некоторые общие положения, которые должны быть положены в основу при выборе конструктивных форм выполнения ракеты. В общем случае ракета состоит из следующих основных элементов:

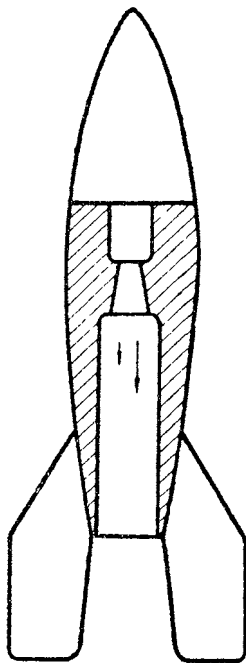
- 1) корпуса, в котором собраны все части ракеты;
- 2) полезного груза;
- 3) ракетного двигателя;
- 4) топливных баков с арматурой;
- 5) механизмов подачи топлива в двигатель (аккумуляторы давления или насосы);
- 6) приборов устойчивости и управления;
- 7) приспособлений для торможения ракеты при спуске.

Взаимное расположение этих элементов может быть различным. Оно определяется, во-первых, требованиями устойчивости (положение центра тяжести и его перемещение во время полета, направление тяги двигателя, положение центра сопротивления воздуха), во-вторых, — соображениями конструктивного и эксплуатационного характера, к которым относятся легкость изготовления, сборки, снаряжения и разборки ракеты и ее отдельных механизмов.

Выше уже указывалось, что существующие ракеты могут быть различаемы по месту установки двигателя. Наиболее часто встречаются ракеты с двигателем, расположенным в хвостовой части, причем



Фиг. 73.

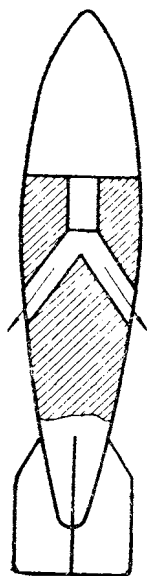


Фиг. 74.

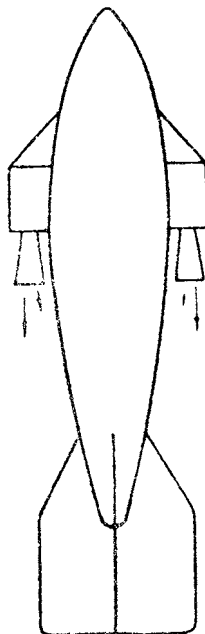
сила тяги направлена по оси ракеты (фиг 73). Значительно сложнее конструктивное оформление ракет в том случае, когда двигатель помещается в средней или в головной части корпуса. Если корпус представляет собой тело вращения, то при расположении двигателя в средней части корпуса часть объема корпуса позади двигателя не будет использована (фиг. 74), а это приведет к увеличению веса и громоздкости конструкции. Чтобы избежать этого, предлагалось снабжать двигатель несколькими соплами, установленными симметрично под углом к продольной оси ракеты (фиг. 75). При этом угол наклона должен быть таким, чтобы струи газов не задевали обшивку корпуса и оперение.

Следует иметь в виду, что установка сопел под углом к направлению равнодействующей всех сил реакции влечет за собой потерю тяги. Эта потеря будет тем больше, чем больше угол наклона сопел.

На фиг. 76—78 показаны другие схемы установки двигателя в средней части корпуса. Понятно, что они могут быть использованы и для крепления двигателя в головной части ракеты. По схеме фиг. 76 двигатели установлены симметрично снаружи корпуса. При таком расположении происходит увеличение площади миделевого сечения, а следовательно, и уменьшение поперечной нагрузки ракеты. Напомним, что применение в одной ракете несколь-



Фиг. 75.



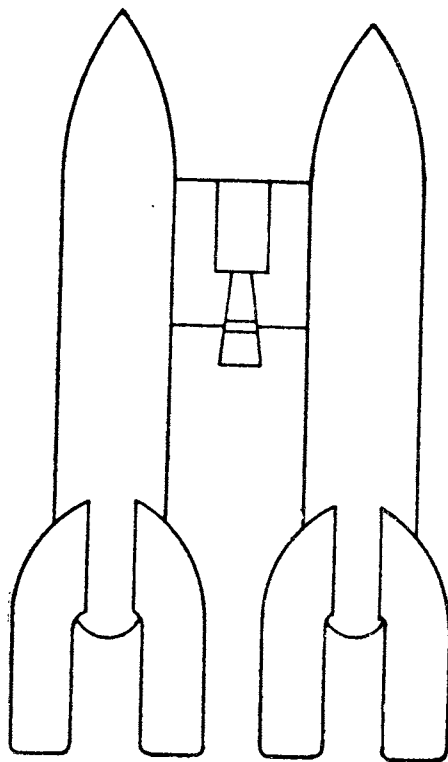
Фиг. 76.

ких одновременно действующих двигателей может допускаться лишь в том случае, когда обеспечена равномерность и согласованность действия всех двигателей. В противном случае равнодействующая сил реакции не будет проходить через центр тяжести ракеты, и правильность ее полета будет нарушена.

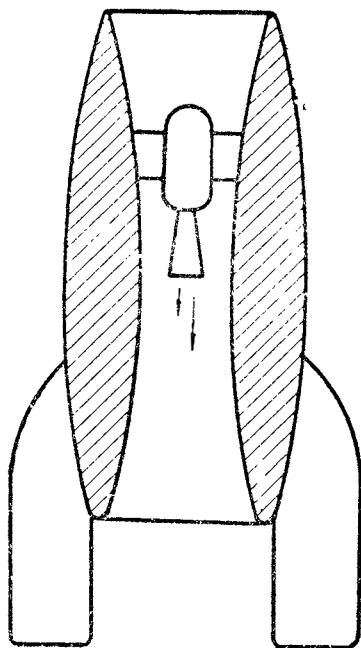
Крепление двигателя в средней части корпуса имеет то преимущество, что сокращается расстояние между двигателем и центром тяжести ракеты, а следовательно, уменьшается опрокидывающий момент, который может возникнуть при неточной установке двигателя.

Из чисто конструктивных соображений Оберт при разработке метеорологической ракеты, предназначенной для стратосферных полетов, отдавал предпочтение установке двигателя в головной части ракеты. При такой схеме наиболее просто решался вопрос

об отбрасывании частей топливных баков по мере их опорожнения, с теми чтобы наивысшей точки траектории достигала лишь головка ракеты (фиг. 79). На фиг. 80—83 изображены различные схемы ракет по Оберту и Шершевскому. Во всех этих схемах двигатель имеет одну камеру сгорания, снабженную несколькими симметрично расположенными соплами. Необходимо отметить, что указанное на схемах фиг. 82 и 83 искривление сопел, служащее для придания



Фиг. 77.

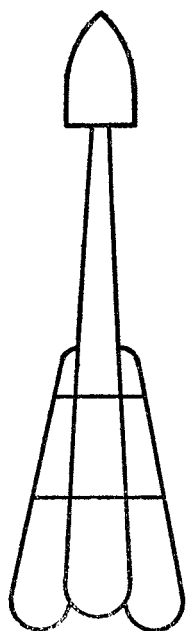


Фиг. 78.

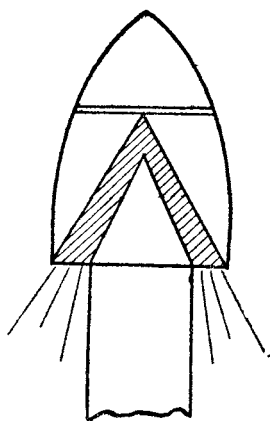
струе направления, параллельного оси ракеты, подвергает опасности разрушения обшивку ракеты и, кроме того, должно привести к уменьшению скорости истечения газов вследствие увеличения потерь в соплах; потому эти схемы представляются нерациональными. В особенности это относится к вычурной форме на фиг. 83. В качестве другой возможной формы выполнения составной ракеты была предложена схема по фиг. 84, согласно которой каждая отделяющаяся часть ракеты обслуживается своим двигателем.

Отметим здесь же, что принцип составных ракет ввиду сложности устройства может оправдать себя только при создании аппаратов весьма дальнего действия.

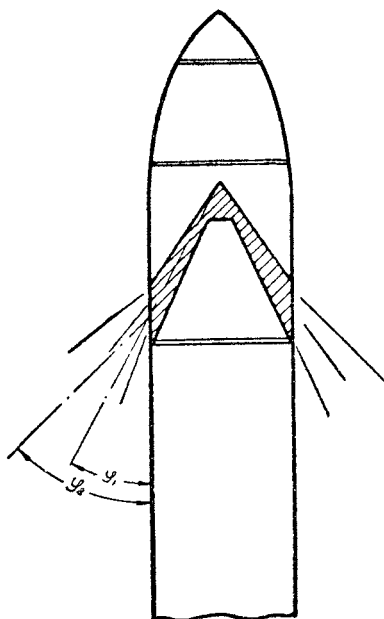
Для возможного уменьшения потерь от сопротивления воздуха



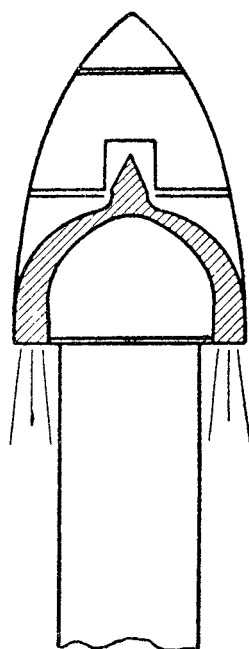
Фиг. 79.



Фиг. 80.



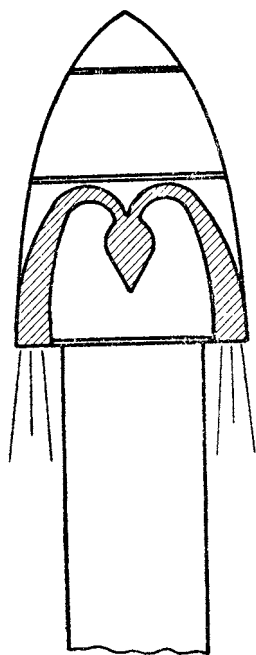
Фиг. 81.



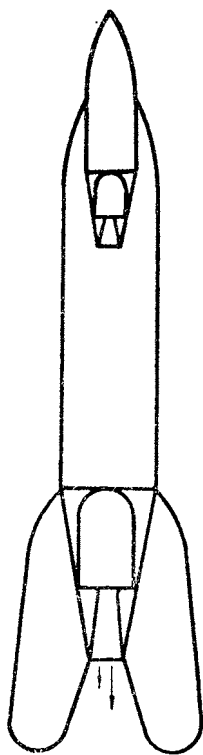
Фиг. 82.

ракета должна иметь большую поперечную нагрузку, т. е. большой вес, приходящийся на единицу площади наибольшего сечения ракеты. Поэтому независимо от места установки двигателя корпус ракеты, как правило, должен иметь сильно растянутую форму, заостренную в передней части и плавно обтекаемую в хвостовой части. Особенно нежелательно наличие резко выступающих частей, которые в сильной степени увеличивают сопротивление воздуха.

Для полезного груза, будет ли это вещество боевого назначения, или же ряд регистрирующих приборов, наиболее целесообраз-



Фиг. 83.



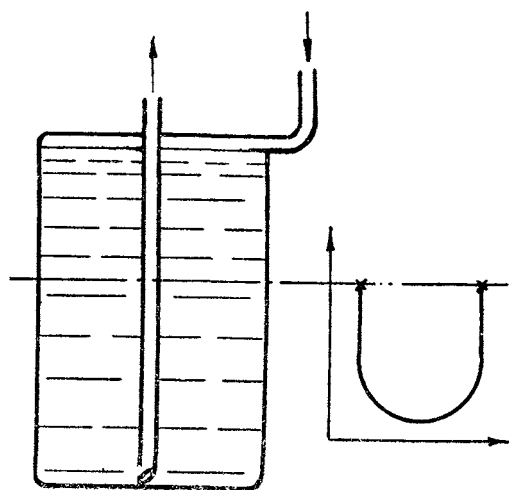
Фиг. 84.

ным, повидимому, будет использование головной части. Здесь же должны монтироваться приспособления для включения приборов или для действия боевого вещества в нужный момент (дистанционные или ударные трубки, часовые механизмы, приборы для раскрытия парашютов и т. д.).

Устройство самого двигателя и обслуживающих его механизмов было рассмотрено в предыдущей главе. Здесь мы остановимся вкратце на устройстве топливных баков.

Для получения легковесной конструкции и максимальной поперечной нагрузки ракеты топливные баки и аккумулятор давления иногда делают составной частью корпуса ракеты. По мере расходования топливных компонентов центр тяжести баков, а следова-

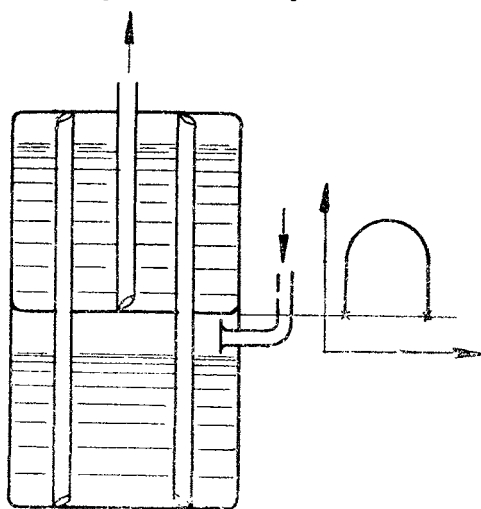
тельно, и самой ракеты, может перемещаться, что в ряде случаев повлияет на устойчивость ракеты. Величину смещения центра тяжести



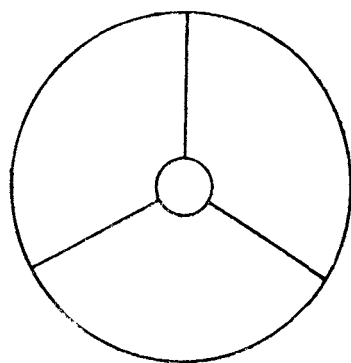
Фиг. 85.

можно значительно уменьшить рациональным размещением баков внутри ракеты, а также применением баков особого устройства. На фиг. 85 показан характер перемещения центра тяжести бака простого устройства. По мере опорожнения бака его центр тяжести сначала понижается, достигает максимального снижения, затем вновь начинает подниматься и к моменту израсходования содержимого бака достигает первоначального положения. Через боковую трубку впускается сжатый газ, проталкивающий жидкость по

подъемной трубке в насос или непосредственно в камеру двигателя. Оберт предложил устройство бака, показанное на фиг. 86, в котором центр тяжести перемещается по мере расходования топлива



Фиг. 86.



Фиг. 87.

не вниз, а вверх. Достигается это деление бака перегородкой на две части, причем жидкость из нижней части перегоняется с помощью сжатого газа в верхнюю часть, откуда и отводится к камере двигателя.

Установив в ракете два бака, из которых один выполнен по схеме фиг. 85, а другой по фиг. 86, можно добиться, чтобы положение общего центра тяжести оставалось неизменным во все время работы двигателя.

Для ослабления влияния колебания жидкости в баках на положение центра тяжести баки больших диаметров целесообразно снабжать продольными перегородками (фиг. 87), которые будут полезны еще и тем, что значительно увеличат жесткость системы.

Что касается выбора материалов для деталей ракет, то в дополнение к сказанному в конце главы VI отметим еще, что выбор их должен быть подчинен требованию максимальной легкости всей конструкции наряду с высокой поперечной нагрузкой и, само собой разумеется, — с достаточной прочностью. С этой точки зрения нельзя раз навсегда отдать предпочтение легким сплавам, как дуралюмин и электрон. Наоборот, в ряде случаев может оказаться, что ракета, изготовленная в главнейших деталях из высококачественной стали, окажется более выгодной, чем в случае использования легких металлов. При этом самое широкое применение найдут сварные конструкции, дающие чрезвычайно большую экономию в весе, прочность и герметичность.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Подведем итог всему, что было сказано о главнейших задачах на пути развития техники ракетного дела.

Пороховые ракеты имеют за собой широкий опыт, правда, в весьма узкой области пиротехники. Выход их на более широкую арену упирается исключительно в создание мощного пороха и овладение процессом его сгорания в полужамкнутом пространстве. Главная область применения пороховых ракет — вооружение легких боевых аппаратов, как самолеты, небольшие суда, автомашины всевозможных типов, наконец артиллерия сопровождения.

В области создания ракет на жидком топливе не имеется почти никакого опыта. Трудности здесь очень велики. Ближайшая задача в этой области — создание мощного двигателя, работающего надежно и устойчиво, с высоким коэффициентом полезного действия. Вторая задача — получение высококалорийного, технически доступного топлива с большим удельным весом. Наконец, третья задача состоит в осуществлении устойчиво летящей ракеты с большим относительным содержанием топлива, с малым весом металла и с большой поперечной нагрузкой. Главная область применения ракет на жидком топливе — высотные полеты и сверхдальняя стрельба.

ОГЛАВЛЕНИЕ		Стр.
Предисловие		3
От авторов		4
Введение		5
Глава I. Основные понятия и определения		
1. Реактивная сила и скорость истечения		9
2. Скорость ракеты		15
Глава II. Полезное действие ракеты		
1. Коэффициент полезного действия ракетного двигателя		18
2. Полетный коэффициент полезного действия ракеты		24
3. Экономический коэффициент полезного действия ракеты		29
Глава III. Применение ракет		
1. Общие замечания		31
2. Ракеты на твердом и жидком топливе		33
3. Ракетная артиллерия		36
4. Применение ракет в авиации		40
Глава IV. Устройство пороховых ракет		
1. Общие замечания		43
2. Устройство ракетной камеры и заряда		43
3. Взаимное расположение ракетной камеры и боевой части		48
4. Способы стрельбы ракетными снарядами		52
5. Приспособления для придания снаряду устойчивости в полете		58
6. Пороховые ракеты специального назначения		63
Глава V. Жидкое топливо для ракетного двигателя		
1. Общие соображения		73
2. Жидкие окислители		74
3. Жидкие горючие		78
4. Способы повышения качества топлива		82
Глава VI. Устройство ракетного двигателя на жидком топливе		
1. Предварительные замечания		85
2. Подача топлива в камеру сгорания		85
3. Образование рабочей смеси		91
4. Поведение топлива в двигателе		97
Глава VII. Устройство ракет на жидком топливе		
1. Взлет и спуск ракеты		103
2. Устойчивость ракеты и стабилизация пути		107
3. Понятие о деталях устройства ракет		112
Заключение		119

Цена 1 р. 50 к.

А-95-4-4(3)