

В. И. ФЕОДОСЬЕВ  
Г. Б. СИНЯРЕВ

ВВЕДЕНИЕ  
В РАКЕТНУЮ  
ТЕХНИКУ

В. И. ФЕОДОСЬЕВ и Г. Б. СИНЯРЕВ

# ВВЕДЕНИЕ В РАКЕТНУЮ ТЕХНИКУ

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

ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ  
Москва 1956

---

---

Книга вводит читателя в круг общих вопросов ракетной техники. В ней освещены принципы устройства и действия современных ракет и ракетных двигателей. Изложены в элементарной форме вопросы горения и истечения применительно к жидкостным ракетным двигателям. Рассмотрены простейшие задачи баллистики и аэродинамики, а также приведены общие принципы стабилизации и управления ракетой в полете.

Книга рассчитана на читателя, имеющего образование в объеме двух курсов высшего технического учебного заведения, т. е. читателя, знакомого с началами высшей математики и теоретической механики, но не прослушавшего еще курсов термодинамики и аэродинамики.

---

---

Рецензент проф. **М. К. Тихонравов**  
Редактор канд. техн. наук **Н. Т. Калашников**

---

Зав. редакцией инж. *А. И. Соколов*

## ВВЕДЕНИЕ

Когда мы говорим о реактивном принципе движения, мы имеем в виду движение под воздействием силы отдачи, т. е. реакции потока частиц, отбрасываемых от аппарата.

Не всегда удастся строго провести границу между реактивным и нереактивным принципами движения. Не следует забывать, что всякий способ передвижения в широком смысле слова основан на реактивном принципе, т. е. на отбрасывании некоторой массы в обратном направлении. Лодка и пароход движутся в результате реакции массы воды, отбрасываемой в обратном направлении. Винтовой двигатель самолета создает тягу, отбрасывая назад массу воздуха. Спортсмен, прыгающий вверх, отталкивается одновременно вниз землю, хотя и с неизмеримо меньшей скоростью, чем движется вверх сам.

Как видим, во всех случаях сообщение скорости какой-либо массе связано с сообщением обратной по направлению скорости другой массе и в этом смысле всякое механическое движение можно было бы считать основанным на реактивном принципе. Однако в понятие реактивного принципа принято вкладывать более узкое содержание. Для реактивного движения является характерным отбрасывание сравнительно малых масс, со сравнительно большой скоростью, создающих реакцию прямого действия.

И лодка, и пароход, и самолет с воздушным винтом двигаются в результате *реакции непрямого действия*. Здесь между двигателем, являющимся источником энергии, и отбрасываемой массой воды или воздуха имеется некоторый промежуточный механический элемент — движитель. Для лодки «двигателем» является гребец, а движителем — весла. Для парохода движителем является гребной винт, для самолета — воздушный винт. Спортсмен, прыгающий вверх, отталкивается при помощи своих ног, являющихся в данном случае также движителем.

В перечисленных примерах именно наличие движителя является характерным признаком реакции непрямого действия. В тех случаях, когда движитель отсутствует, создаваемую двигателем реакцию называют *реакцией прямого действия*. Так, например, обстоит дело с пороховой ракетой. Здесь двигателем является камера, в которой при горении пороха образуются газы. Реакция создается непосредственно струей истекающих газов. Между двига-

телем и отбрасываемой массой газов промежуточные механизмы отсутствуют.

Говоря о реактивных двигателях, следует различать воздушно-реактивные двигатели, работа которых связана с окружающей средой, и ракетные двигатели, которые могут работать, вообще говоря, независимо от окружающей среды.

Самолеты, снабженные воздушно-реактивными двигателями (ВРД), называются реактивными самолетами; а в том случае, когда они управляются пилотом-автоматом и используются как снаряды,— самолетами-снарядами. Воздушно-реактивные двигатели питаются горючим, имеющимся на борту самолета. В качестве окислителя для этого горючего используется кислород воздуха. Работа двигателя зависит, таким образом, от окружающей среды, и летательный аппарат с таким двигателем может двигаться в безвоздушном пространстве только по инерции.

Аппараты, снабженные ракетными двигателями, называются *ракетными аппаратами*, или просто *ракетами*. Истекающие из ракетного двигателя газы образуются исключительно за счет веществ (горючего и окислителя), содержащихся в самой ракете. Именно это обстоятельство делает работу ракетного двигателя независимой от окружающей атмосферы. Ракета может совершать полет в безвоздушном (межпланетном) пространстве.

Воздушно-реактивные двигатели называют иногда просто реактивными двигателями в отличие от ракетных, хотя понятие «ракетный» и включается в более общее понятие «реактивный».

Преимущество ракетного двигателя заключается в том, что его работа не зависит от окружающей среды. Недостатком является то, что при одинаковом начальном весе ракета, заправленная одновременно необходимым количеством горючего и окислителя, может обеспечить работу двигателя на менее продолжительный срок, чем реактивный самолет, использующий в качестве окислителя кислород воздуха и имеющий на борту только запас горючего.

Рассмотрим теперь, какие причины заставили современную технику обратиться к реактивному принципу движения, почему этот принцип получил наибольшее приложение в авиации и почему реактивная техника особенно бурно развивается именно сейчас.

Все дело заключается в том, что реактивный принцип движения наиболее выгоден при больших скоростях, свойственных авиации, и в том, что в настоящий период авиация как раз и осваивает такие скорости, на которых реактивные двигатели являются более эффективными, чем винтомоторные. При большой скорости полета, плавания (или вообще движения) сильно возрастает сопротивление среды (воздуха, воды). Следовательно, для поддержания повышенной скорости необходима при неизменном весе и геометрических формах летательного аппарата или корабля бóльшая мощность двигателя.

---

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Ракетная техника является в настоящее время одной из наиболее сложных частей цикла инженерных наук. Для того чтобы войти в курс ракетной техники, необходимо иметь весьма разностороннюю подготовку по самым различным инженерным дисциплинам.

Для полного освоения ракетной техники необходимо, кроме общей инженерной подготовки, иметь хорошее представление о конструкции летательных аппаратов и ракетных двигателей, а также знать химию топлив, теорию горения, теорию истечения газов, основы теплообмена и теплопередачи. Необходимо также знать теорию прочности и устойчивости конструкций, аэродинамику больших скоростей, баллистику, теорию автоматического регулирования, принципы работы навигационных приборов, радиофизику и радиотехнику. Все перечисленные здесь разделы ракетной техники тесно переплетаются между собой и при проектировании ракет проявляются зачастую в весьма своеобразной и сложной взаимосвязи, характерной только для ракетной техники.

В настоящее время отсутствуют какие-либо учебные пособия, по которым можно было бы составить представление об общих вопросах этого цикла. Объясняется это в первую очередь новизной предмета, а также трудностями, которые возникают при изложении упомянутых выше разносторонних задач. Настоящая работа представляет собой первую попытку в какой-то мере разрешить этот вопрос.

Авторы поставили перед собой задачу ввести читателя в курс общих вопросов ракетной техники, не требуя от него серьезной предварительной подготовки, особенно по специальным курсам аэрогазодинамики и термодинамики. Для уяснения изложенного в настоящей книге материала достаточно знакомства с общими курсами физики и химии и началами высшей математики. Таким обра-

зом, книга рассчитана на читателей, имеющих подготовку в объеме первых двух курсов высшего технического учебного заведения.

Поскольку развитие ракетной техники во все времена происходило под знаком военного применения ракет, вопросы ракетной техники и теории реактивного полета приходится так или иначе связывать с прикладными военными вопросами. В настоящей работе такая связь дается лишь по необходимости и главным образом при описании типов конструкций и назначения ракет. Что касается боевого применения ракет и общих вопросов ракетной артиллерии как военной науки, то на их освещение настоящая работа не претендует. В книге не нашли также отражения и многие специальные вопросы ракетной техники, носящие самостоятельный характер, — такие, как радиоуправление, самонаведение, телеметрия и некоторые другие. Тем не менее, изложенного в книге достаточно для того, чтобы читатель смог составить себе первое, достаточно полное представление о ракетной технике в целом.

Гл. III, IV, V и большая часть гл. VI настоящей книги написаны Г. Б. Синяревым. Остальные главы и разделы написаны В. И. Феодосьевым. Им же осуществлено общее редактирование книги.

Всем читателям, которые сделают какие-либо замечания или укажут на отдельные недостатки книги, авторы будут весьма признательны.

*Авторы*

Увеличение мощности обычного авиационного поршневого двигателя связано с усложнением конструкции, а самое главное, — с примерно пропорциональным увеличением его веса. Вместе с тем увеличение веса двигателя, а следовательно, и веса летательного аппарата, требует для поддержания той же скорости увеличенной тяги и, в свою очередь, — снова увеличения мощности. Таким образом получается, что без снижения удельного веса, т. е. веса двигателя на единицу мощности, высокой скорости достичь не удастся, и поршневой двигатель в этом случае практически не дает эффекта. Поэтому на больших скоростях оказывается более целесообразным использовать прежде всего двигатель, в котором воздушный винт приводится в движение от газовой турбины, т. е. так называемый турбовинтовой двигатель. Этот двигатель позволяет получить резкое снижение удельного веса по сравнению с поршневым (примерно в два раза).

Следующим шагом к достижению высоких скоростей является отказ от движителя как основного источника увеличения веса двигателя, т. е. переход к использованию реакции прямого действия, и, следовательно, — воздушно-реактивному двигателю.

При малых скоростях отказ от движителя не оправдан, так как при этих скоростях все движители рациональной конструкции достаточно эффективны. Вряд ли поэтому можно ожидать, что реактивный принцип найдет применение, например, в автомобильном или мотоциклетном транспорте. Его будущее — именно в высокоскоростной авиации. Для получения еще более высоких скоростей необходимо выйти за пределы атмосферы. Длительный полет в пределах атмосферы при скоростях около 2 км/сек и более весьма затруднен из-за интенсивного нагрева летательного аппарата. Самолет с воздушно-реактивным двигателем не может выйти в сильно разреженные слои атмосферы, где он не встречал бы большого лобового сопротивления. На очень больших высотах будет не хватать воздуха для нормальной работы двигателя.

Таким образом, здесь уже не приходится рассчитывать ни на воздушно-реактивный, ни тем более на поршневой двигатель, работа которых без воздуха невозможна. Единственным двигателем, пригодным для такого полета, является ракетный двигатель.

Ракетный двигатель обладает, наконец, еще одной важной особенностью. Это — единственный известный двигатель, обеспечивающий в перспективе освоение межпланетных пространств. Только ракета открывает перед человеком реальную возможность в будущем преодолеть силу земного притяжения и отправиться в далекие и заманчивые путешествия по Вселенной. Эта задача еще не решена, но она стоит на очереди дня, и современная наука уже находится на первых подступах к ее решению.

\* \*

\*



К созданию мощных современных ракет человек пришел не сразу. Потребовалось много веков упорного труда и исканий в самых различных областях техники и естествознания, пока не были накоплены знания, позволяющие сделать первые заметные шаги в области ракетной техники.

Принцип движения с помощью прямой реакции известен был очень давно. Наиболее ранними из известных нам ракетных двигателей являются двигатели пороховых ракет, применявшихся уже около пяти тысячелетий назад в Китае, вначале в увеселительных, а затем — в военных целях. Н. Г. Чернышев высказывает, на наш взгляд, совершенно правильную мысль, что изобретение пороховых ракет и их применение в каждой стране следует непосредственно за появлением пороха, что «идея ракеты, неизбежно и независимо, рождалась повсеместно там, куда проникало искусство изготовления пороха, опережая возникновение идеи огнестрельного оружия».<sup>1</sup>

Действительно, человек, изготавливающий порох и невольно изучающий его свойства, неизбежно должен был столкнуться с явлением горения пороха в полузамкнутом сосуде. Он не мог не обратить внимания на выходящие из рамок обыденных явлений отброс сосуда в сторону, обратную истечению газов, на факел огня и дыма, сопровождающий горение. Естественно предположить, что именно необычность этого явления и должна была послужить толчком к творческой деятельности человека, приведшей к изобретению ракеты. Так или иначе, хотя имя первого изобретателя ракеты, как и изобретателя пороха, остается нам неизвестным, мы вправе предполагать, что изобретение ракет во всех странах сопутствовало изобретению или ввозу в эти страны пороха.

Китайцам приписывается не только изобретение ракет, но и первая попытка подъема человека в воздух при помощи пороховых ракет.

Имеется много литературных источников, свидетельствующих о том, что в X—XIII веках в Европе применение пороха и ракет уже было достаточно широко известно. К этому же времени относятся достоверные данные о боевом применении ракет, или, как их в то время называли, «огненных стрел». В последующие столетия развитие гладкоствольной артиллерии и ее крупные успехи отодвинули ракетную технику на второй план.

В конце XVIII века в Европе вновь пробуждается интерес к военному применению пороховых ракет. Толчком к этому послужили захватнические войны, которые в то время вели англичане в Индии; в ходе этих войн индусы применяли боевые пороховые ракеты. Простота ракет и массивность удара, психологическое воздействие на пехоту — все эти качества уже забытого оружия заставили англичан внимательно присмотреться к ракетам. В резуль-

<sup>1</sup> Н. Г. Чернышев, Роль русской научно-технической мысли в разработке основ реактивного летания, Изд. МВТУ им. Баумана, 1949.

тате боевая ракета через несколько лет уже была принята на вооружение в английской армии, а затем в армиях других европейских государств.

Основным инициатором развития ракетного дела в английской армии того времени был полковник Конгрев, усовершенствовавший пороховую ракету и доведший дальность ее полета до 2,5 км.

Преимущества ракетного оружия заключались в скорострельности и в возможности ведения массированного огня. Легкость пусковых установок, не нуждающихся в тяжелых стволах и противоткатных устройствах, делала ракетную артиллерию маневренной и транспортабельной, что было особенно выгодно в условиях горной войны и при преодолении водных преград.

Развитие ракет в Европе продолжалось до восьмидесятых годов прошлого столетия, пока не появились нарезные артиллерийские орудия, заряжающиеся с казны. С этим оружием как по скорострельности, дальности, так и по кучности боя ракеты уже не могли конкурировать, и вплоть до второй мировой войны ракета полностью снимается с вооружения всех армий мира.

В России в дошедшей до нас литературе древние русские ракеты описаны впервые пушечным мастером Онисимом Михайловым в его «Уставе ратных, пушечных и других дел, касающихся до военной науки» (1607—1621 гг.). Подробно описав русские ракеты, он указывал на их применение не только для увеселений, но и в качестве боевого средства.

Вопросам боевого применения пороховых ракет было уделено серьезное внимание при Петре I. Еще в 1680 г. в Москве специальным указом было учреждено «ракетное заведение», в работе которого в дальнейшем деятельное участие принимал сам Петр. При Петре I была разработана и стала применяться однофунтовая сигнальная ракета, поднимавшаяся вверх на высоту до 1 км. Эта сигнальная ракета «образца 1717 г.» оставалась на вооружении до конца XIX в.

Несмотря на большие работы по ракетам, последние ни во времена Петра, ни в более поздние времена не имели широкого боевого применения вплоть до двадцатых годов XIX столетия. Причиной этому были в основном большие успехи русских артиллеристов в области изготовления и боевого применения артиллерийских орудий.

Начавшаяся Отечественная война 1812 г. предъявила новые требования к артиллерии: увеличение дальности стрельбы, повышение подвижности артиллерийских орудий, обеспечение массированного артиллерийского огня. Над этой задачей трудились лучшие умы русских военных техников-артиллеристов. Развивая дальше отечественную артиллерийскую ракетную технику, они самостоятельно создали удачные конструкции боевых ракет (фугасных и зажигательных) и легкие пусковые станки к ним. Здесь в первую очередь следует отметить труды генерала Александра Дмитриевича Засядко, внес-

шего в 20-х годах прошлого столетия большой вклад в дело развития отечественной ракетной техники.

Им были созданы ракеты калибра 2; 2,9 и 4 дюйма с дальностью действия до 2,7 км. Засядко сконструировал также более совершенный станок для пуска ракет (вместо ранее применявшихся «кóзел» он предложил деревянную треногу и железную трубу, вращавшуюся на треноге в горизонтальной и вертикальной плоскостях).



А. Д. Засядко.



К. И. Константинов.

Заметим, что лучшие английские ракеты того времени имели дальность около 2,5 км и часто пускались из тяжелой массивной пушки. Во Франции легкие станки, аналогичные русским, были приняты на вооружение лишь в 1853 г.

Хорошо прошедшие испытания ракеты Засядко получили одобрение военных специалистов и были приняты на вооружение русской армии.

Заслуга Засядко заключалась не только в разработке новых ракет. Боевые ракеты в русской армии были и до него. Основная заслуга Засядко заключалась в том, что он приложил много усилий для широкого внедрения в армию этого нового вида оружия. Генерал Засядко был инициатором массового применения ракет на Кавказе в 1825 г. во время войны с Турцией 1828—1829 гг.

В 40-х годах прошлого столетия начал свою деятельность выдающийся ученый — артиллерист генерал Константин Иванович Константинов (1819—1871), явившийся основоположником научного исследования и конструирования ракет и организатором массового производства пороховых ракет в России. Константинов заслуженно считается создателем русской ракетной артиллерии.

Хорошо зная производство и боевое применение ракет в России и за границей, Константинов решил в первую очередь улучшить технологию изготовления пороховых ракет и добиться создания та-

ких ракет, которые имели бы большую кучность и дальность. Придавая большое значение эксперименту и точности измерений при отработке новых конструкций, Константинов сконструировал ракетный электробаллистический маятник, при помощи которого можно было измерять величину реактивной силы в различные моменты горения порохового состава. Так были заложены основы баллистики ракет.

Далее Константинов механизировал процесс изготовления ракет, сделав его безопасным. Он разработал конструкции мощных прессов для снаряжения ракет, специальные сверлильные станки для сверления отверстий в пороховом составе и т. п. Первым в мире он применил автоматизацию процессов, широко используя для этого электрические и звуковые регуляторы собственной конструкции. Коренным образом усовершенствовав конструкцию боевой ракеты и создав строго однообразный режим изготовления ракет, Константинов повысил кучность ракет и довел дальность их действия до 4 км.

Для обучения войск Константинов создал специальную учебную ракету. Он реконструировал пусковой станок, изменил форму головной части ракеты (вместо сферической формы головной части стали придавать оживальную форму), предложил ставить ракетное оружие на морские суда, оборонять ракетами форты. Он впервые указал на эксцентриситет реактивной силы, как на одну из главных причин рассеивания снарядов, и сделал важный вывод о том, что «в каждый момент горения пороха количество движения, сообщаемого ракете, равно количеству движения истекающих газов», т. е. почти вывел формулу скорости ракеты (эту задачу впоследствии успешно решил Циолковский).

Несмотря на серьезные успехи боевых ракет, во второй половине XIX века русская ракета, как и западная, вследствие успехов ствольной артиллерии теряет свое значение и в восьмидесятых годах прошлого столетия повсеместно снимается с вооружения. Однако идея полета при помощи реактивной силы остается жить и проявляется в предложениях различных изобретателей последующего времени.

Идея полета при помощи ракет получила свое глубокое научное обоснование в классических трудах талантливого русского ученого Константина Эдуардовича Циолковского (1857—1935).

Реактивным принципом движения Циолковский начал интересоваться с 1883 г., но затем отложил этот вопрос, занявшись идеей металлического аэростата. К реактивному движению Циолковский возвращается в 1896 г. и в 1903 г. в журнале «Научное обозрение» публикует свой научный труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами», где дает свой закон максимальной скорости ракеты (см. гл. I).

В этой же статье впервые была высказана идея жидкостной ракеты, реализованная только через 30 лет. Циолковский подробно разобрал возможную конструктивную схему жидкостной ракеты и

предвосхитил в общих чертах современные реальные конструкции. Он писал о ракете, снаряженной жидким кислородом и водородом как топливом, об использовании компонентов топлива для охлаждения двигателя ракеты, о необходимости принудительной подачи топлива насосом, о возможности управления ракетой при помощи рулей, помещенных в струе отходящих газов, и, наконец, предусмотрел автоматическое управление ракетой при помощи приборов. В последующих работах он указал на новое топливо: энергию расщепления ядра атома.



*К. Э. Циолковский.*

Циолковский подробно разобрал условия полета ракеты в межпланетном пространстве, условия вылета ракеты с Земли. Он указал на необходимость сооружения промежуточных станций для реального осуществления полета к иным планетам, выдвигая идею ракеты — спутника Земли.

В 1929 г. Циолковский предложил конструкции ракетных поездов, или составных ракет.

Работы Циолковского не были сразу оценены современниками. Мало того, они прошли незамеченными.

Впервые заговорили об идеях Циолковского после того, как известный популяризатор Я. И. Перельман выпустил в 1915 г. книгу «Межпланетные сообщения», где

в популярной форме изложил основные идеи Циолковского. Эта книга имела большой успех и получила широкое распространение у нас и за границей. О Циолковском заново услышали. Его идеи стали обсуждаться и получили всеобщее признание. Приоритет Циолковского в основных вопросах ракетной техники был твердо установлен. Об этом писали крупные иностранные специалисты ракетной техники. Так, например, известный инженер Оберт (Германия) писал в 1929 г.: «Вы зажгли свет, и мы будем работать, пока величайшая мечта человечества не осуществится... Я, разумеется, самый последний, который оспаривал бы Ваше первенство и Ваши заслуги по делу ракет».

Фактическое первенство Циолковского было подтверждено в ряде писем и адресов, присланных ученому в день его семидесятилетия. Вот что писало ему, например, Германское общество звездоплавания: «Общество со дня своего основания всегда считало Вас, многоуважаемый господин Циолковский, одним из своих духовных руководителей и никогда не упустило случая указать словом

и в печати на Ваши высокие заслуги и на Ваш неоспоримый русский приоритет в научной проработке нашей великой идеи».

С приходом советской власти работы Циолковского получили надлежащую оценку. Советское правительство оказало всемерную помощь талантливому ученому. Если Циолковский за 40-летний период своей научной деятельности до Великой Октябрьской революции написал всего 130 работ, то за 17 лет жизни после революции он написал 450 трудов.

На трудах Циолковского воспиталось и выросло целое поколение его учеников и энтузиастов последователей. Среди них первое место принадлежит Фридриху Артуровичу Цандеру — талантливому инженеру и изобретателю.

Ф. А. Цандер (1887—1933) начал интересоваться вопросами реактивной техники еще до революции, но смог по-настоящему ими заняться только при советской власти. В 1931 г. им был отработан двигатель с тягой до 5 кг, а в 1933 г. — более мощный второй, работавший на бензине и сжатом газообразном кислороде. Цандер был прямым продолжателем К. Э. Циолковского и так же, как его учитель, посвятил свою жизнь разрешению проблем реактивной техники. Предложение Цандера использовать в качестве добавочного топлива металлические части конструкции, ставшие ненужными в космическом полете, приблизили техническую осуществимость космической ракеты. Цандеру принадлежит идея комбинированной крылатой ракеты.

Фундаментальный труд Цандера «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов» (1932) объединяет его оригинальные теоретические изыскания в реактивной технике.

Перечень отечественных деятелей в области реактивной техники будет неполным, если мы не упомянем о работах талантливого механика-самоучки Ю. В. Кондратюка, давшего в период с 1917 по 1925 г. много оригинальных идей в ракетной технике. Он впервые предложил использовать в качестве окислителя для ракетного двигателя не кислород, а озон. Не зная о работах Циолковского, он повторил ряд его выводов и идей, а также, независимо от Цандера, предлагал для увеличения эффективности ракетного двигателя использовать горение металлов.

Вопросы, поднятые Циолковским, Цандером и Кондратюком, привлекли большое внимание инженерной общественности, и начиная с 1928—1929 гг. в печати появляются новые работы, посвященные вопросам ракетной техники. Так, в 1929 г. появились первые работы В. П. Глушко по жидкостным ракетным двигателям. Им же были созданы первые жидкостные ракетные двигатели, успешно прошедшие в 1932 г. стендовые испытания. В этих двигателях использовались в качестве окислителей жидкий кислород, четырехокись азота и азотная кислота, а в качестве горючего — бензин и толуол.

Инженер М. К. Тихонравов создает несколько типов метеорологических жидкостных ракет и осуществляет в 1933 г. ряд успешных пусков этих ракет. В 1934—1935 гг. были опубликованы работы В. П. Глушко, С. П. Королева, Ю. А. Победоносцева и Л. С. Душкина по жидкостным ракетным двигателям и способам достижения больших высот при помощи жидкостных ракет.

В 1939 г. под руководством С. П. Королева был создан ракетопланер, на котором был установлен ракетный двигатель Л. С. Душкина с тягой около 150 кг. В феврале 1940 г. летчик В. П. Федоров совершил на ракетопланере ряд успешных полетов.

Во время Великой Отечественной войны советскими инженерами были созданы новые конструкции ракетных двигателей и образцы ракетного вооружения, в частности, получившие широкую известность гвардейские минометы.

Наряду с указанными выше работами отечественных ученых, за границей начиная со второго десятилетия XX века появляются первые исследования по вопросам космических полетов, а затем и жидкостным ракетам.

Среди ученых Запада, посвятивших свои труды указанным проблемам, следует назвать Р. Эно-Пельтри (Франция), первые работы которого появляются в печати в 1913 г. и Р. Годдарда (США), начавшего свои работы около 1915 г. и создавшего впоследствии несколько типов жидкостных метеорологических ракет. Большой вклад в теорию ракетного полета внесли труды Г. Оберта (Германия) и Е. Зенгера (Австрия).

Значительным этапом в развитии ракетной техники явилось создание немцами во время второй мировой войны управляемых жидкостных ракет V-2.

В настоящее время ракетная техника вплотную подошла к решению первых проблем космических полетов. Большой опыт, накопленный конструкторами в области ракетной техники, в первую очередь советскими конструкторами, является залогом того, что нашей наукой в самое ближайшее время будут успешно решены первые задачи освоения межпланетных пространств.

---

## Глава I

# ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ТЕОРИИ РЕАКТИВНОГО ДВИЖЕНИЯ

### 1. ТЯГА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ Уравнение Мещерского

Под основными соотношениями реактивного движения понимаются законы механики и ближайšie, вытекающие из них следствия, определяющие движение ракеты. Одним из основных соотношений является уравнение Мещерского — уравнение движения для точки с переменной массой.

Пусть тело с переменной массой  $M$  совершает поступательное движение со скоростью  $v$ . Масса тела изменяется по времени вследствие непрерывного присоединения частиц с относительной скоростью  $w$ . При составлении уравнения движения этой массы, как материальной точки, будем исходить из закона Ньютона: изменение количества движения равно импульсу сил, действующих на систему.

За время  $\Delta t$  к массе  $M$  присоединяется с относительной скоростью  $w$  масса  $\Delta M$  (фиг. 1.1).

До соединения масс количество движения системы было

$$Mv + \Delta M(v - w);$$

после соединения количество движения будет

$$(M + \Delta M)(v + \Delta v).$$

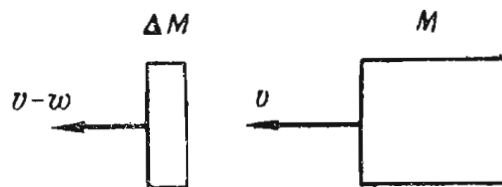
Согласно закону Ньютона

$$(M + \Delta M)(v + \Delta v) - Mv - \Delta M(v - w) = \Delta t \sum P_i,$$

где  $\sum P_i$  — сумма внешних сил, действующих на систему в интервале времени  $\Delta t$ .

Далее, очевидно

$$M\Delta v + \Delta M w + \Delta M \Delta w = \Delta t \sum P_i.$$



Фиг. 1.1. К выводу уравнения Мещерского.



Разделив обе части равенства на  $\Delta t$  и перейдя к пределу, получим уравнение Мещерского

$$M \frac{dv}{dt} = - \frac{dM}{dt} w + \sum P_i. \quad (1.1)$$

Для неизменной массы ( $\frac{dM}{dt} = 0$ ) получим обычное выражение для второго закона Ньютона

$$M \frac{dv}{dt} = \sum P_i. \quad (1.2)$$

Сопоставляя эти два выражения, мы видим, что первое из них может быть записано в форме второго, если член

$$- \frac{dM}{dt} w,$$

имеющий размерность силы, рассматривать как силу, приложенную к телу с массой  $M$ . Эту силу называют *реактивной*. Она будет тормозящей (уменьшающей скорость  $v$ ), если  $\frac{dM}{dt} > 0$ , т. е., если масса системы будет возрастать. Если же масса будет уменьшаться ( $\frac{dM}{dt} < 0$ ), то сила  $- \frac{dM}{dt} w$  будет движущей.

Для ракеты

$$\frac{dM}{dt} < 0.$$

Величину  $- \frac{dM}{dt}$  обозначают через  $m$

$$- \frac{dM}{dt} = m \quad (1.3)$$

и называют *секундным расходом массы*.

Выражение (1.1) принимает, таким образом, вид

$$M \dot{v} = m w + \sum P_i, \quad (1.4)$$

где

$$\dot{v} = \frac{dv}{dt}.$$

### Сила тяги

Уравнение движения ракеты пишут обычно в форме закона Ньютона (1.2)

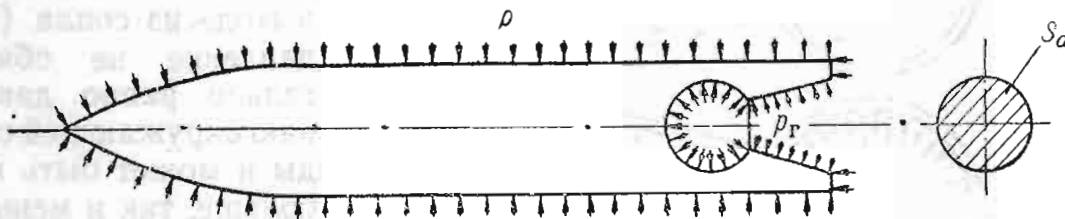
$$M \dot{v} = \sum P_i. \quad (1.5)$$

Здесь масса  $M$  рассматривается как функция времени, определяемая законом отбрасывания масс. В число же сил  $P_i$  включают-

ся все силы, действующие на ракету: сила тяжести, силы давления, распределенные по поверхности, и др. Если сопоставить выражения (1.5) и (1.4), то станет очевидным, что под знаком суммы в том или ином виде должна находиться и величина  $m\dot{w}$ , найденная выше.

Среди упомянутых сил особое значение имеет та, которая создается двигательной установкой,— движущая сила. Эта сила называется *силой тяги двигателя*, или просто *тягой*.

Сила тяги представляет собой осевую равнодействующую сил давления, распределенных по всей поверхности ракеты. Сюда прежде всего включается давление газов  $p_r$ , выбрасываемых из ракетного



Фиг. 1.2. Распределение давлений по поверхностям ракеты и образование силы тяги.

двигателя и действующих на его внутреннюю поверхность. Кроме того, сила тяги включает в себя осевую силу атмосферного давления  $p$ , действующего по внешней поверхности ракеты (фиг. 1.2).

Здесь необходимо подчеркнуть, что речь идет именно о давлении окружающей среды, но не о том истинном давлении на поверхности ракеты, величина и закон распределения которого зависят от скорости полета и аэродинамической формы ракеты. Все добавочные силы, возникающие в связи с движением ракеты в атмосфере, рассматриваются обычно как силы аэродинамического сопротивления.

Независимо от формы ракеты или двигательной установки, если последнюю рассматривать изолированно, осевая составляющая внешнего статического давления равна

$$-pS_a,$$

где  $p$  — внешнее статическое давление;

$S_a$  — площадь соплового отверстия (см. фиг. 1.2).

Знак минус показывает, что эта сила направлена назад и является тормозящей силой.

Нам остается теперь найти равнодействующую сил давления для внутренней поверхности двигательной установки.

Для этого рассмотрим отдельно объем газа, ограниченный внутренней поверхностью двигателя и плоскостью среза сопла (фиг. 1.3,а).

Силы давления газа  $p_r$ , которые действуют на внутреннюю поверхность двигателя и дают искомую составляющую  $P_1$  (фиг. 1.3,б),

будут точно так же действовать и на выделенный объем газа и дадут для него ту же самую равнодействующую, но направленную в другую сторону.

Учитывая силу, действующую на сопловом срезе (фиг. 1.3,з), находим для выделенного объема газа равнодействующую поверхностных сил в виде

$$P_1 - p_a S_a,$$

где  $S_a$  — поперечному площадь соплового отверстия;  $p_a$  — давление газа при выходе из сопла (это давление не обязательно равно давлению окружающей среды и может быть как больше, так и меньше его).

Импульс силы  $P_1 - p_a S_a$  за время  $\Delta t$  равен изменению количества движения газа

$$(P_1 - p_a S_a) \Delta t = -\Delta M w,$$

где  $\Delta M$  — масса газа, ушедшего за время  $\Delta t$  со скоростью  $w$ .

Переходя к пределу и учитывая обозначение (1.3), находим искомую величину

$$P_1 = m w + p_a S_a.$$

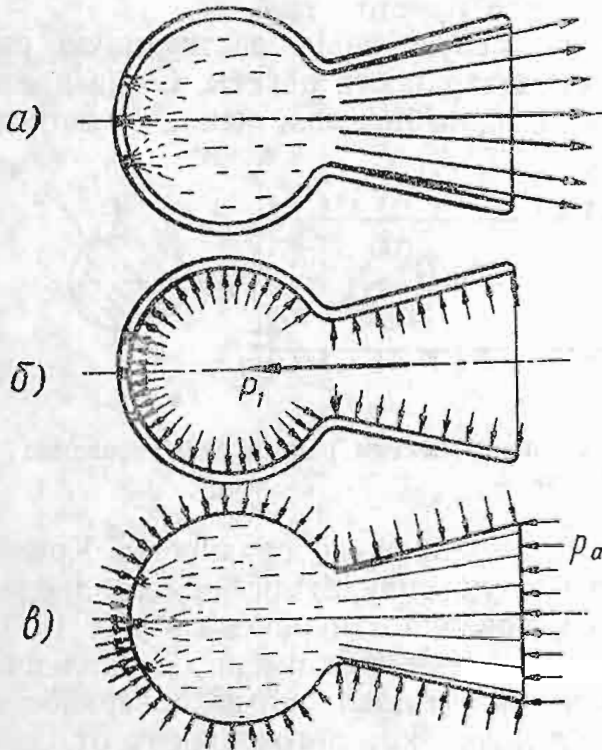
Добавляя сюда составляющую статического давления, найденную выше, получаем окончательное выражение для силы тяги:

$$P = m w + S_a (p_a - p). \quad (1.6)$$

Надо заметить, что это выражение можно было бы получить и сразу из уравнения Мещерского (1.4). Предположим, например, что ракета (или только одна ее двигательная часть) закреплена неподвижно на стенде в горизонтальном положении (фиг. 1.4). Тогда, поскольку ракета неподвижна,  $v=0$ . В числе сил, действующих на ракету, остаются силы давления  $p_a S_a - p S_a$  и сила связи  $R$ , наложенная на ракету со стороны стенда и равная в данном случае силе тяги  $P$ . Эта сила легко замеряется динамометром.

Уравнение (1.4) принимает вид:

$$0 = m w + p_a S_a - p S_a - R,$$



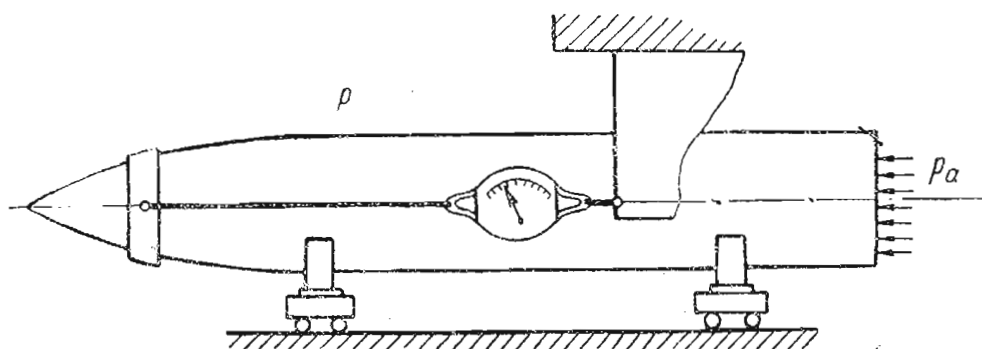
Фиг. 1.3. К выводу формулы для силы тяги.

откуда получается найденное выше выражение

$$R = P = m\omega + S_a(p_a - p).$$

При таком выводе, однако, мы не выявляем систем сил давления, приводящих к возникновению тяги.

Выше уже отмечалось, что составляющая тяги  $-pS_a$ , полученная за счет статической составляющей давления окружающей среды, не зависит ни от формы ракеты, ни от формы двигателя. Величина сил давления газов на внутренней поверхности двигателя также не зависит от особенностей ракеты, а в дальнейшем (гл. VI) мы уви-



Фиг. 1.4. Силы, действующие на ракету, закрепленную на стенде.

дим, что она не зависит ни от скорости полета, ни от условий окружающей среды.

Таким образом, тяга ракетного двигателя может рассматриваться как характеристика только двигательной установки изолированно от ракеты.

Из рассмотрения выражения (1.6) вытекает, между прочим, несостоятельность довольно распространенного представления о том, что реактивный двигатель вытекающей струей отталкивается от воздуха. Выражение (1.6) показывает, что тяга при уменьшении атмосферного давления  $p$  не только не уменьшается, но даже увеличивается. Наибольшего значения тяга  $P$  достигает при  $p=0$ , т. е. в безвоздушном пространстве. Реактивный аппарат отталкивается не от воздуха, а, если можно так выразиться, от частиц газа, вытекающих из камеры сгорания. Именно за счет этого отталкивания газ и приобретает свою скорость. Чем больше скорость истечения, тем больший импульс при той же отброшенной массе получает ракета.

Выражение тяги (1.6) можно привести к другому виду. Обозначим через  $p_0$  давление атмосферы у поверхности земли, а через  $p_h$  — давление на высоте  $h$ . Тогда выражение (1.6) можно будет переписать в виде

$$P = m\omega + S_a(p_a - p_0) + S_a(p_0 - p_h),$$

или

$$P = P_0 + S_a(p_0 - p_h), \quad (1.7)$$

где  $P_0$  — сила тяги у поверхности земли.

Это выражение дает зависимость силы тяги двигателя от высоты.

Иногда выражение тяги записывают в виде

$$P = m w_{eh}, \quad (1.8)$$

где  $w_{eh}$  — так называемая эффективная скорость истечения.

Из сопоставления выражений (1.6) и (1.8) следует, что эффективная скорость истечения зависит от величины внешнего давления, или высоты полета

$$w_{eh} = w + \frac{S_a}{m} (p_a - p_h). \quad (1.9)$$

Выражение тяги в форме (1.8) используется обычно в тех случаях, когда на траектории давление  $p_h$  изменяется незначительно и величину эффективной скорости истечения при неизменных режимах горения можно считать постоянной.

### Удельная тяга

Одним из основных показателей эффективности ракетного двигателя является *удельная тяга*.

Под удельной тягой понимается тяга двигателя, отнесенная к весовому секунднему расходу отброшенных частиц

$$P_{уд} = \frac{P}{mg},$$

где весовой расход  $mg$  берется в условиях, приведенных к поверхности Земли ( $g$  — ускорение силы тяжести у поверхности земли).

Согласно выражению (1.6)

$$P_{уд} = \frac{w}{g} + \frac{S_a}{mg} (p_a - p_h) = \frac{w_{eh}}{g}.$$

Для заданного двигателя удельная тяга является функцией высоты полета, или внешнего атмосферного давления. В пределах изменения давления от одной атмосферы до полного вакуума удельная тяга меняется обычно на 12—15%.

Численная величина удельной тяги в кг сек/кг

$$P_{уд} \approx 0,1 w_{eh},$$

где  $w_{eh}$  — эффективная скорость истечения в м/сек.

Удельная тяга определяется, следовательно, скоростью истечения газа, которая в свою очередь зависит от теплотворной способности топлива и в некоторой мере — от качества двигателя.

Последнее, т. е. конструкция двигателя, для удельной тяги имеет существенное, но все же второстепенное значение. Поэтому удельную тягу принято рассматривать главным образом как характеристику топлива. Так, например, при проектировании ракет и при расчете их дальности для двигательной установки, работающей на спирте и жидком кислороде, задаются ориентировочно удельной тягой в 230—240 кг сек/кг, предполагая при этом, что конструкция двигателя является достаточно рациональной.

Двигатели, работающие на топливе с более высокой теплотворной способностью, дают соответственно более высокую удельную тягу.

## 2. ФОРМУЛА ЦИОЛКОВСКОГО ДЛЯ ИДЕАЛЬНОЙ СКОРОСТИ РАКЕТЫ

### Идеальная скорость одноступенчатой ракеты

Определим скорость, которую может получить ракета в идеальном случае, т. е. когда ее движение происходит не только вне пределов атмосферы, но и вне пределов земного тяготения.

В этом случае выражения (1.5) и (1.8) дают

$$M\dot{v} = m\omega_{eh}.$$

В безвоздушном пространстве эффективная скорость истечения остается величиной постоянной:

$$\omega_{eh} = \omega + \frac{S_a}{m} p_a = \omega_e$$

и

$$M\dot{v} = m\omega_e.$$

Согласно (1.3)

$$m = -\frac{dM}{dt};$$

при этом

$$M\dot{v} = -\omega_e \frac{dM}{dt},$$

или

$$dv = -\omega_e \frac{dM}{M}.$$

После интегрирования получим

$$v = -\omega_e (\ln M - \ln C),$$

где  $C$  — произвольная постоянная.

При  $v=0$  масса ракеты равна начальной массе  $M_0$  (суммарной массе конструкции и запаса топлива). Поэтому

$$v = -\omega_e \ln \frac{M}{M_0}. \quad (1.10)$$

Это соотношение получено впервые К. Э. Циолковским. Здесь под  $M$  понимается текущее значение массы ракеты.

Отношение  $\frac{M}{M_0}$  обозначается обычно через  $\mu$  ( $\mu \leq 1$ ). Обратная величина называется числом Циолковского. Чем меньше  $\mu$ , тем больше скорость ракеты.

Но  $\mu$  не может уменьшаться беспредельно. Когда выгорит все топливо, масса  $M$  становится равной массе пустой (иногда говорят «сухой») ракеты  $M_k$ . При этом наибольшая (конечная) скорость ракеты

$$v_k = -w_e \ln \mu_k. \quad (1.11)$$

Эта формула часто записывается в виде

$$v_k = w_e \ln \frac{1}{\mu_k} = w_e \ln \frac{M_k + M_T}{M_k},$$

где  $M_k$  — масса ракеты в момент остановки двигателя;  
 $M_T$  — масса выгоревшего топлива.

Величина  $\mu_k$  определяет качество конструкции ракеты. Чем меньше  $\mu_k$ , тем более совершенной считается конструкция, тем большей скорости может достичь ракета при заданной скорости истечения  $w_e$ .

Представление о реальных значениях  $\mu_k$  можно получить, если вспомнить, что, например, стартовый вес ракеты второй мировой войны V-2 («Фау-2») был равен примерно 12,9 т при собственном весе конструкции (без топлива), равном 3,9 т. Следовательно, для этой ракеты  $\mu_k \approx 0,3$ . Если учесть, что конструкция этой ракеты далеко не совершенна и, безусловно, могла бы быть улучшена, приведенную цифру следует рассматривать только как некоторый нижний, легко достижимый показатель качества конструкции. В то же время для несоставных ракет трудно представить себе возможность сильного уменьшения  $\mu_k$  (хотя бы до величины порядка 0,1), особенно, если учесть, что в вес незаполненной ракеты должен включаться и полезный груз (приборы или экипаж ракеты).

Таким образом, можно считать, что величина  $\mu_k$  для реальных конструкций несоставных ракет может лежать в пределах 0,3—0,1.

Вопрос о косвенном повышении показателя конструкции решался К. Э. Циолковским, впервые предложившим идею составной ракеты, отбрасывающей опорожненные баки после выработки горючего (на этом вопросе мы остановимся ниже), и Ф. А. Цандером, предложившим использование опорожненных баков в качестве горючего.

Бóльшей скорости  $v_k$ , как это следует из выражения (1.11), можно достичь не только путем уменьшения  $\mu_k$ , но также и путем увеличения эффективной скорости истечения  $w_e$ .

Если мы снова обратимся к упомянутой выше ракете V-2, двигатель которой работал на спирте и жидком кислороде, то для скорости истечения продуктов сгорания из сопла двигателя получим

величину, равную примерно 2000 м/сек. Таким образом, для этой ракеты согласно выражению (1.11) идеальная конечная скорость полета

$$v_k = -2000 \ln 0,3 \approx 2400 \text{ м/сек.}$$

В действительности из-за влияния силы земного тяготения и сопротивления воздуха максимальная скорость уменьшается до 1500 м/сек (грубо говоря, происходит потеря скорости 1000 м/сек).

На основании подсчетов теплопроизводительности некоторых топлив (например, водорода с кислородом) можно сделать вывод о том, что в недалеком будущем станет возможным достижение скоростей истечения порядка 3000 м/сек. Тогда, взяв верхнюю границу (меньшее значение) показателя  $\rho_k$ , получим

$$v_k = -3000 \ln 0,1 \approx 6900 \text{ м/сек.}$$

Идеальная скорость такой воображаемой ракеты становится близкой к так называемой первой космической скорости  $v_1$ , т. е. такой скорости полета, при которой ракета с неработающим двигателем может быть превращена в искусственный спутник Земли, вращающийся вокруг нее по круговой орбите (фиг. 1.5).

Эта скорость определяется из равенства силы земного тяготения (силы тяжести) и центробежной силы на радиусе полета  $r$

$$Mg_r = \frac{Mv_1^2}{r},$$

где  $g_r$  — ускорение силы тяжести на радиусе  $r$ .

Но

$$g_r = g \frac{R^2}{r^2},$$

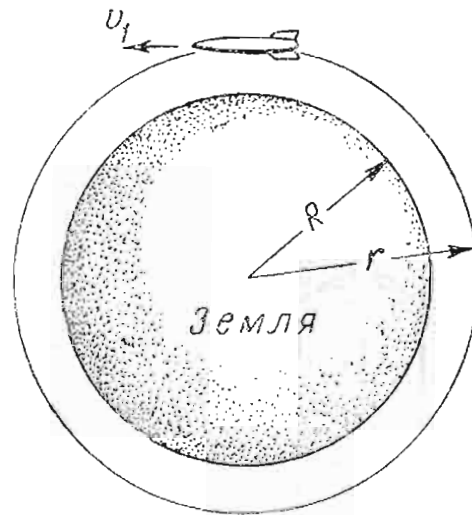
поэтому

$$v_1 = \sqrt{\frac{gR^2}{r}}.$$

При значениях  $r$ , близких к радиусу поверхности Земли  $R = 6400 \text{ км}$ ,

$$v_1 \approx 8000 \text{ м/сек.}$$

Больших скоростей можно достичь при помощи составных ракет.

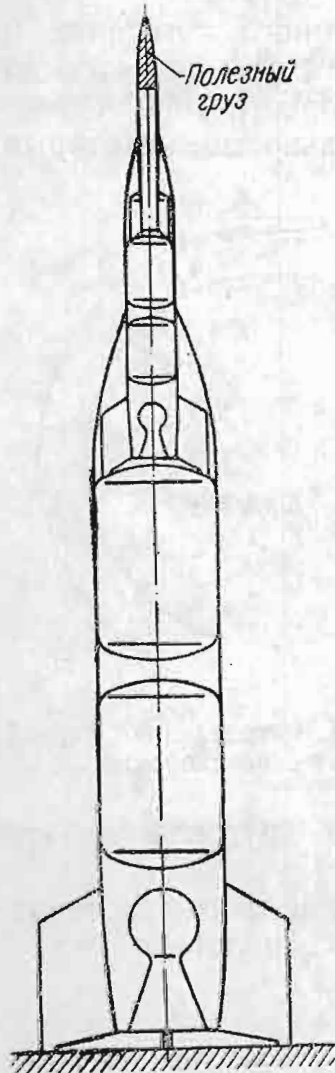


Фиг. 1.5. К определению первой космической скорости.



### Идеальная скорость составной ракеты

Основная задача ракеты как летательного аппарата заключается в том, чтобы заданному грузу (экипажу ракеты, приборам или боевому заряду) сообщить заданную скорость.



Фиг. 1. 6. Схема трехступенчатой ракеты.

В зависимости от величины заданного груза и заданной скорости назначается и запас топлива. Чем больше груз и заданная скорость, тем больший запас топлива должен находиться на борту ракеты. В свою очередь чем больше запас топлива, тем большим оказывается и вес конструкции ракеты.

Это происходит прежде всего потому, что вес топливных баков возрастает вместе с их объемом и, кроме того, потому, что с увеличением размеров ракеты более сложным оказывается обеспечение прочности. Последнее обстоятельство приводит к необходимости усиления конструкции и увеличению ее веса.

Здесь как раз и проявляется основной недостаток обычных несоставных ракет. Заданная скорость в этих ракетах сообщается не только полезному грузу, но и целиком всей конструкции ракеты, что вызывает по необходимости большие «накладные» затраты энергии. Причем эти затраты настолько велики, что, например, космические скорости при помощи несоставной ракеты вообще не могут быть получены, если только не будет резко увеличена скорость истечения газов  $w_e$ .

От указанного недостатка частично свободны составные ракеты.

Под составной понимается ракета, состоящая из нескольких ракет, соединенных, например, так, как это показано на фиг. 1. 6. Вначале, при подъеме ракеты, работает первый, наиболее мощный двигатель, способный поднять и разогнать до некоторой скорости всю систему целиком. После того как будет израсходована основная часть топлива, стартовый двигатель (двигатель первой ступени) вместе с опорожненными резервуарами может быть отброшен. Дальше полет ракеты продолжается при работающем двигателе второй ступени, менее мощном, но способном сообщить облегченной ракете дополнительную скорость.

После того как выгорит топливо второй ступени, может быть включен двигатель третьей ступени, а вторая ступень должна быть отделена от ракеты. Описанный процесс отделения ступеней теоретически может быть продолжен и далее. На практике же число

ступеней определяется назначением ракеты и степенью конструктивных затруднений, возникающих с увеличением числа ступеней.

В отличие от одноступенчатой ракеты здесь одновременно с полезным грузом заданную скорость получает масса не всей конструкции, а только последней ступени. Массы же предыдущих ступеней получают меньшие скорости.

Обозначим через  $\mu_1$  отношение массы ракеты без топлива первой ступени к стартовой массе всей ракеты. Через  $\mu_2$  обозначим отношение массы второй ступени без топлива к той массе, которую имеет ракета непосредственно после сброса отработавшей первой ступени. Аналогично для последующих ступеней примем обозначения  $\mu_3, \mu_4 \dots \mu_n$ .

После того как сгорит топливо первой ступени, скорость ракеты будет

$$v_1 = -w_{e1} \ln \mu_1.$$

После того как сгорит топливо второй ступени, к этой скорости добавится скорость

$$v_2 = -w_{e2} \ln \mu_2.$$

Каждая последующая ступень даст аналогичное добавление скорости. В итоге получим

$$v_k = -w_{e1} \ln \mu_1 - w_{e2} \ln \mu_2 - \dots - w_{en} \ln \mu_n.$$

Если скорость истечения газов в каждой из ступеней одна и та же ( $w_{e1} = w_{e2} = \dots = w_{en} = w_e$ ), то

$$v_k = -w_e \ln \mu_1 \mu_2 \dots \mu_n.$$

Каждая из величин  $\mu$  меньше единицы. При достаточно большом числе ступеней (четыре-пять) произведение  $\mu_1 \mu_2 \dots \mu_n$  может оказаться достаточно малым и величина  $-\ln \mu_1 \mu_2 \dots \mu_n$  может достичь больших значений, что соответствует большой скорости.

Это можно проиллюстрировать следующим простым расчетом. Покажем, например, что при помощи трехступенчатой ракеты с двигателями, работающими на существующих топливах, оказывается возможным достижение космических скоростей.

Если для  $\mu_1, \mu_2$  и  $\mu_3$  взять такое реальное значение, как 0,2, а  $w_e$  принять равным 2200 м/сек, что для современных двигателей не является необычным, то найдем

$$v_k = -2200 \ln 0,2^3 \approx 10\,600 \text{ м/сек.}$$

Отняв от этой скорости ориентировочно 2000—2500 м/сек в виде потерь на аэродинамическое сопротивление и на земное тяготение, получим величину, примерно равную первой космической скорости — скорости искусственного спутника Земли. Надо, однако, заметить, что практическое создание подобной ракеты встретило бы необычайно большие технические затруднения. Достаточно ска-

зять, что полный стартовый вес такой ракеты составлял бы 100—200 т при полезной нагрузке около 20—30 кг. \*

Формулы Циолковского, не учитывающие потерь скорости на сопротивление воздуха и земное тяготение, дают только верхнюю границу скорости ракеты. Тем не менее, в тех случаях, когда тяга двигателя велика по сравнению с аэродинамическими силами сопротивления или когда время работы двигателя мало (как для полевых пороховых ракет), формула Циолковского достаточно точна. Даже для дальних ракет с большим временем работы двигателя и соответственно большими потерями скорости на земное тяготение формула Циолковского весьма полезна, так как позволяет, как мы видели, с помощью ориентировочных расчетов быстро оценить скоростные ресурсы ракеты.

### Влияние силы земного тяготения

Выясним теперь, как влияет сила притяжения Земли на движение ракеты в простейшем случае вертикального подъема.

В этом случае выражения (1.5) и (1.8) для полета в безвоздушном пространстве дают

$$M \frac{dv}{dt} = w_e m - Mg,$$

где  $Mg$  — вес ракеты.

Если расстояние от ракеты до центра Земли за время работы двигателя меняется незначительно, то величину  $g$  можно считать неизменной. Тогда последнее выражение легко интегрируется

$$dv = -w_e \frac{dM}{M} - g dt$$

и

$$v = -w_e (\ln M - \ln C) - gt.$$

Как и в случае идеального полета, при  $t=0$  имеем  $v=0$  и  $M=M_0$ . Следовательно,  $C=M_0$  и

$$v = -w_e \ln \mu - gt.$$

Это выражение можно было бы написать сразу. Для этого нужно только учесть, что вследствие земного тяготения идеальная скорость  $v$  уменьшается на величину той скорости, которую получает свободно падающее тело за время  $t$  (в нашем случае  $t$  — время работы двигателя).

Таким образом, если в идеальном случае скорость ракеты не зависела от режима (времени) горения топлива и определялась лишь отношением масс пустой и заправленной ракеты, то при наличии силы тяготения скорость, полученная ракетой, зависит от того, как быстро выгорит топливо. Чем быстрее выгорит топливо, чем меньше будет время  $t$ , тем больше будет скорость  $v$ .

Можно представить себе такой случай, когда скорость вообще будет равна нулю. Это произойдет, например, если топливо будет

гореть постепенно при малом секундном расходе и двигатель будет давать тягу, не превышающую силу веса.

Так или иначе следует, очевидно, стремиться к тому, чтобы двигатель давал возможно бóльшую тягу. Однако увеличение тяги не может быть неограниченным. Прежде всего при больших тягах возникают большие ускорения, а следовательно, и большие инерционные силы в ракете. Это сказывается на ее прочности и требует увеличения веса ракеты. Большие инерционные силы могут повлиять на работу приборов. Если же в ракете предполагается наличие живых существ, то из соображений их безопасности ускорение должно быть еще более ограничено.

Кроме того, высокие секундные расходы топлива приводят к увеличению размеров двигателя и опять-таки к увеличению веса ракеты.

Помимо всего этого, для дальних ракет, проходящих значительную часть траектории за пределами атмосферы, быстрое нарастание скорости приводит к значительным потерям на аэродинамическое сопротивление. Для таких ракет оказывается более выгодным умеренный набор скорости, с тем чтобы нижние плотные слои атмосферы были пройдены с невысокими скоростями (с малым сопротивлением). Верхние же слои атмосферы могут проходиться с большими скоростями.

Таким образом, для конкретной ракеты приходится выбирать оптимальное соотношение между потерями скорости вследствие земного тяготения и аэродинамического сопротивления и потерями, зависящими от относительного веса конструкции, т. е. от числа  $\mu_k$ .

Для реальных ракет потери скорости, вызванные земным тяготением, можно оценить на примере упоминавшейся выше ракеты V-2, у которой время работы двигателя равнялось примерно 64 сек.

Для вертикального подъема потеря скорости у этой ракеты  $gt=640$  м/сек при вычисленной ранее идеальной скорости 2400 м/сек. Вследствие того, что ракета только первые четыре секунды поднимается вертикально, а в дальнейшем идет по наклонной траектории, потеря составляющей по ее оси скорости на земное тяготение несколько меньше.

### 3. ВНЕШНИЙ КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В качественном отношении к. п. д. ракетного двигателя аналогичен коэффициенту полезного действия любого другого теплового двигателя и определяется отношением полезной работы к затраченной.

Потери ракетного двигателя складываются из тепловых потерь, обусловленных внутренними процессами, происходящими в двигателе, и из потерь, специфически связанных с наличием уходящей газовой струи, уносящей часть кинетической энергии системы.

Внутренний коэффициент полезного действия ракетного двигателя представляет собой отношение кинетической энергии выбрасываемых газов к теплотворной способности топлива. Его величина определяется свойствами топлива и ходом процесса горения и колеблется в пределах от 0,3 до 0,5 (в лучшем случае). О факторах, влияющих на величину внутреннего к. п. д., мы будем говорить ниже, в разделе, посвященном процессам в камере сгорания и соплах. Здесь же остановимся только на внешнем к. п. д. Под этим термином понимается отношение полезной работы газовой струи к ее кинетической энергии.

Составим выражение для внешнего к. п. д. ракетного двигателя.

Пусть за время  $\Delta t$  сгорает масса топлива  $\Delta M$ , которая затем выбрасывается из сопла со скоростью  $w$ . Эта масса имеет кинетическую энергию

$$\frac{\Delta M w^2}{2}.$$

До того, как это топливо сгорело, оно обладало энергией

$$\frac{\Delta M v^2}{2},$$

где  $v$  — скорость ракеты в данный момент.

Таким образом, покинувшая ракету масса поглотила энергию

$$\frac{\Delta M w^2}{2} + \frac{\Delta M v^2}{2}.$$

Второе слагаемое соответствует предварительной затрате энергии. Прежде чем топливо сжечь, мы, будучи вынуждены везти его на ракете, сообщили ему волей-неволей за счет горения других частиц топлива некоторую кинетическую энергию. Масса топлива вследствие этого стала в энергетической оценке «дороже».

Теперь посмотрим, какая часть этой энергии является полезной энергией.

Масса  $\Delta M$ , истекающая за время  $\Delta t$ , создает тягу

$$\frac{\Delta M}{\Delta t} w$$

(составляющей тяги  $S_a(p_a - p)$  пренебрегаем), которая на пути  $v \Delta t$  производит работу

$$\frac{\Delta M}{\Delta t} w v \Delta t = \Delta M w v.$$

Эта работа и будет полезной работой, получаемой из общей кинетической энергии массы  $\Delta M$ .

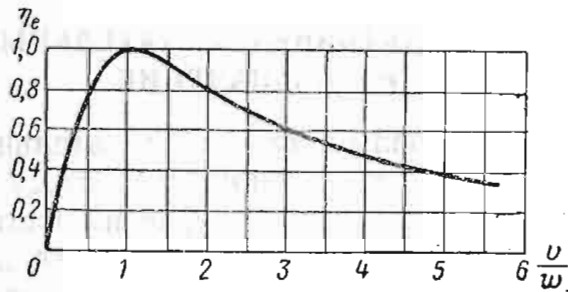
Следовательно, внешний к. п. д. ракетного двигателя

$$\eta_e = \frac{\Delta M w v}{\frac{\Delta M w^2}{2} + \frac{\Delta M v^2}{2}},$$

или

$$\eta_e = \frac{2 \frac{v}{w}}{1 + \frac{v^2}{w^2}}.$$

Внешний к. п. д., как мы видим, является функцией скорости полета  $v$  (фиг. 1.7). При  $v=w$  он достигает своего наибольшего значения  $\eta_{e \max} = 1$ . Это и понятно. При  $v=w$  скорость истекающего



Фиг. 1.7. Зависимость внешнего к. п. д. ракеты от отношения скорости полета к скорости истечения газов.

газа относительно Земли равна нулю. Выброшенные частицы не обладают скоростью относительно точки старта, и вся кинетическая энергия струи обращается в энергию ракеты. Не следует из этого, однако, делать вывод, что скорость проектируемой ракеты необходимо соотносить со скоростью истечения газов. Ведь дело в том, что энергетическая оценка качества машины по к. п. д. есть сравнительная оценка машин, предназначенных для разрешения только одинаковых задач. Ракета представляет собой единственный в настоящее время аппарат, позволяющий получить скорости, приближающиеся к космическим. Если эта задача должна быть решена и выбора в способах ее решения нет, то вопрос внешнего к. п. д. отступает, естественно, на второй план.



---

## Глава II

### ТИПЫ РЕАКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ОСНОВЫ ИХ УСТРОЙСТВА

#### 1. БЕСПИЛОТНЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ И ИХ НАЗНАЧЕНИЕ

В широком смысле слова ракета как летательный аппарат относится в настоящее время к обширному классу так называемых *беспилотных аппаратов*, т. е. аппаратов, не имеющих на борту человека, управляющего движением. Мы говорим «в настоящее время», так как можно представить себе момент, когда человек освоит ракетную технику настолько, что уверенно сможет использовать ракету в качестве транспортного средства для космических полетов.

В ракетной технике, как и во всякой быстро развивающейся новой отрасли техники, нет еще установившейся общепринятой терминологии. Зачастую одни и те же типы аппаратов имеют различные названия, а для некоторых типов общепринятые названия не выработались совсем. Мы не намерены здесь давать какую-либо общую классификацию типов ракетных аппаратов. Такая классификация в настоящее время весьма затруднительна и как бы тщательно она ни была выполнена, будет заключать в себе множество неясностей чисто дискуссионного порядка. Поэтому вопросов классификации ракет мы коснемся ниже лишь в той мере, в какой это необходимо для внесения определенной последовательности в описание общих схем летательных аппаратов.

Форма ракеты, ее размеры и устройство определяются в конечном итоге теми задачами, которые на нее возлагаются. Поэтому обзор существующих типов ракет мы произведем, придерживаясь принципа назначения ракет. Сначала остановимся на аппаратах наземной артиллерии, которые будем подразделять на аппараты ближнего, дальнего и сверхдальнего действия. Затем рассмотрим принципиальные схемы зенитных и авиационных ракет и планирующих бомб. В заключение дадим краткое описание конструкций некоторых специальных ракет.

Такое разделение не является единственно возможным. Можно делить ракеты по принципу наведения на цель и принципам управ-

ления. Можно классифицировать ракеты по типам применяемого топлива, по конструктивным признакам, по типам двигателя и т. д.

В зависимости от расположения старта и цели военные беспилотные летательные аппараты, предназначенные для поражения этой цели, часто разделяются на классы: «земля—земля», «земля—воздух», «воздух—воздух», «вода—воздух» и пр. Первое слово обозначает, находится ли точка старта на земле, воде или воздухе. Соответственно, второе слово показывает, где расположена поражаемая цель.

Здесь, однако, могут возникнуть различные неясности. Например, неясно, к какому классу отнести аппараты, запуск которых осуществляется при помощи самолета, стартующего с земли или воды и уносящего беспилотный летательный аппарат на некоторое расстояние от места старта. Неясно, к какому классу отнести аппараты, которые с равным успехом могут пускаться с различным стартом по одной и той же цели или с одним и тем же стартом по различным целям.

Несмотря на все многообразие существующих типов и конструкций ракет и вообще беспилотных летательных аппаратов, для всех них характерным является наличие некоторых общих конструктивных элементов.

Каждый летательный аппарат имеет двигательную установку, обеспечивающую создание тяги по реактивному принципу. В двигательную установку включаются собственно двигатель (камера сгорания с соплом и системой охлаждения), система подачи топлива в камеру сгорания и система регулирования двигателя.

Для всех ракет характерно наличие резервуаров с топливом, обеспечивающим работу двигательной установки. В некоторых случаях роль таких резервуаров играет сама камера сгорания, как это имеет место для пороховых ракет.

Обеспечение правильного полета требует введения органов управления ракетой в полете. Поэтому для многих летательных аппаратов предусматриваются органы управления или стабилизации. К ним относятся приборы, реагирующие на положение ракеты в пространстве и находящиеся как на борту ракеты, так и на земле (если ракета управляется с земли). К органам управления принадлежат также вспомогательные, усилительные и следящие устройства. Наконец, сюда же относятся и исполнительные управляющие органы: рулевые машинки с воздушными и газовыми рулями. Если ракета не управляемая, для нее предусматривается либо аэродинамическая стабилизация при помощи хвостового оперения, либо механическая стабилизация путем задания быстрого вращения вокруг продольной оси.

На каждом летательном аппарате должен существовать отсек для размещения нагрузки, которая должна быть доне-



сена до цели. Если ракета имеет военное назначение, то это, как правило, — боевой заряд. Если летательный аппарат предназначен для исследовательских целей, то полезной нагрузкой является исследовательская аппаратура и радиопередающие устройства.

Все части летательного аппарата должны быть связаны воедино силовым корпусом. Во многих случаях роль силового корпуса играют стенки баков с топливом, а в пороховых ракетах — также стенки камеры сгорания.

Наконец, если говорить о ракетах и беспилотных летательных аппаратах, нельзя не упомянуть о комплексе наземного оборудования и прежде всего о пусковых устройствах.

Для малых неуправляемых пороховых ракет пусковые устройства представляют собой систему простых направляющих, установленных на автомашине или самолете. Для жидкостных ракет дальнего действия пуск осуществляется с пускового стола при сложной системе вспомогательных пусковых агрегатов, обеспечивающих транспортировку и подъем ракеты на стол, подвоз и заправку топлива и т. п. К наземному оборудованию относятся также ремонтные мастерские, пульта и аппараты проверки ракеты на старте, управления и наблюдения за ракетой в полете.

Упомянутые выше элементы летательных аппаратов можно будет увидеть на примерах конструкций, описанных в настоящей главе. Более подробному рассмотрению отдельных элементов посвящены последующие главы. Так, работа и конструкция двигателей установок и рабочие процессы, происходящие в двигателе, будут рассмотрены в гл. III—VI. Общие сведения о силах, действующих на ракету, и об условиях полета будут даны в гл. VII и VIII. В гл. IX излагаются общие принципы управления ракетой и ее стабилизации в полете. Наконец, в гл. X дается описание наземного оборудования.

Перейдем к более детальному рассмотрению типовых конструкций ракет и реактивных беспилотных самолетов-снарядов.

## 2. СНАРЯДЫ НАЗЕМНОЙ РАКЕТНОЙ АРТИЛЛЕРИИ БЛИЖНЕГО ДЕЙСТВИЯ

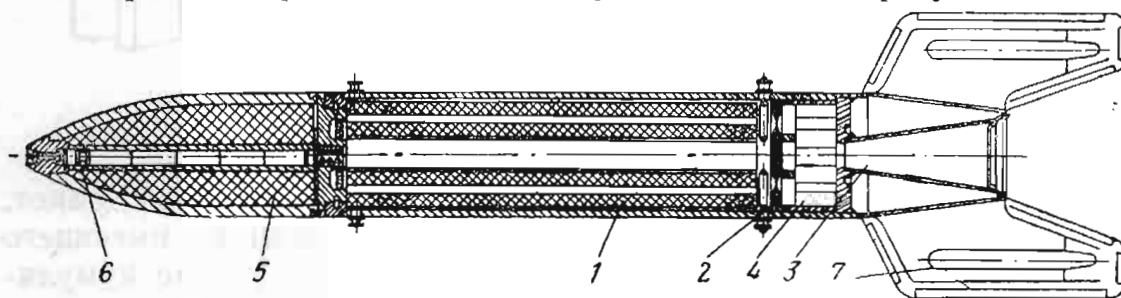
Летательные аппараты наземной ракетной артиллерии могут быть разделены на аппараты ближнего, дальнего и сверхдальнего действия.

Для поражения целей, расположенных на расстояниях до 50 км, т. е. на расстояниях, доступных для ствольной артиллерии, применяются обычно пороховые неуправляемые ракеты, позволяющие вследствие своей простоты и массовости вести эффективный обстрел по площадям. Это и есть снаряды наземной ракетной артиллерии ближнего действия.

Типичными для этого вида оружия являются наши гвардейские минометы, применявшиеся во время Великой Отечественной войны,

любовно прозванные в народе «Катюшами». К этому же типу оружия относятся многочисленные пороховые ракеты и других армий, участвовавших во второй мировой войне. На фиг. 2.1 показан в разрезе типовой пороховой ракетный снаряд.

Ракета имеет камеру сгорания 1, содержащую пороховой ракетный заряд. Этот заряд состоит обычно из нескольких пороховых шашек, горящих с поверхности. Воспламенение заряда происходит от специального воспламенителя 2. Газы, образующиеся в результате горения пороха, истекают через сопло 3, в результате чего



Фиг. 2.1. Пороховой ракетный снаряд.

1—камера сгорания с ракетным зарядом, 2—воспламенитель, 3—сопло, 4—диафрагма, 5—боевой заряд, 6—взрыватель, 7—стабилизатор.

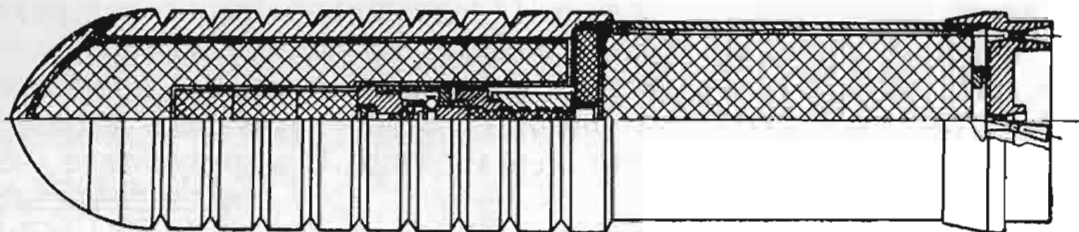
возникает тяга двигателя. Для того, чтобы в процессе горения пороховые шашки не смещались в продольном направлении и куски пороха не уносились через сопло, в задней части камеры сгорания поставлена металлическая решетка — диафрагма 4.

Камера сгорания во всех пороховых снарядах является одновременно и резервуаром, содержащим весь запас топлива. С одной стороны, это очень удобно, так как конструкция ракеты получается предельно простой. С другой стороны, такое конструктивное решение вопроса накладывает определенные ограничения на время активного полета ракеты и на ее дальность. Дело в том, что при большой дальности потребуется и большое количество топлива. Если все топливо будет помещено в камере сгорания, то ее объем также должен быть соответственно увеличен. Но так как камера находится под высоким давлением и работает в тяжелых температурных условиях, необходимо увеличить ее прочность и, следовательно, нерационально утяжелить. Поэтому при больших дальностях следует искать другое конструктивное решение задачи. О том, какие пути имеются для этого, будет сказано ниже.

Ракетный снаряд всегда имеет боевой заряд и взрыватель, конструкция которых зависит от назначения снаряда. Ракета, представленная на фиг. 2.1, предназначена для поражения живой силы противника.

Осколочный эффект ракет может быть усилен поперечной и продольной насечкой массивного корпуса головной части, как это показано на фиг. 2.2. В этом случае достигается более равномерное дробление корпуса при взрыве.

Ракета осколочно-фугасного действия изображена на фиг. 2.3. Боевой заряд здесь заключен в прочный корпус, позволяющий пробивать укрытия и производить взрыв заряда под ними.



Фиг. 2.2. Снаряд осколочного действия.

На фиг. 2.4 показано устройство трех противотанковых ракет. Характерной для них является форма боевого заряда, имеющего с передней стороны выемку. Такой заряд носит название кумулятивного. При его подрыве взрывная волна концентрируется в виде узкой струи, обладающей высоким бронейбойным действием (фиг. 2.5).



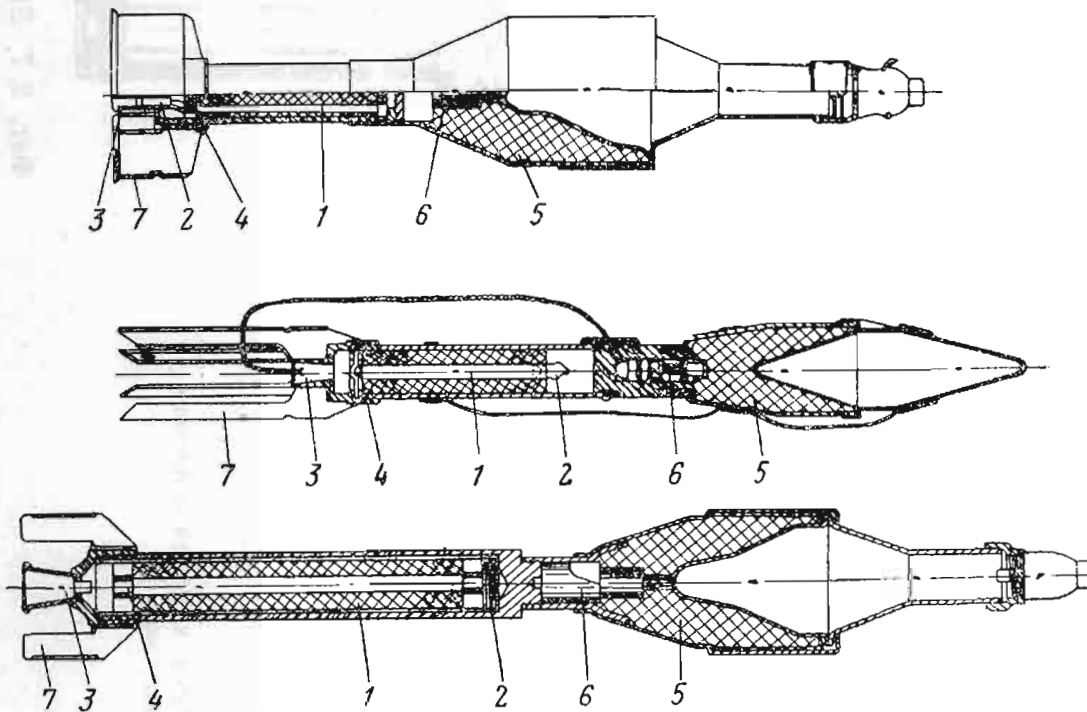
Фиг. 2.3.  
Снаряд  
осколочно-  
фугасного  
действия.

Головная часть осколочно-зажигательного реактивного снаряда, показанного на фиг. 2.6, снабжена осколочно-зажигательными элементами. Для чисто зажигательного эффекта головная часть зажигательной ракеты снаряжается горючей смесью (фиг. 2.7).

Отметим заодно характерную особенность конструкции ракеты, показанной на фиг. 2.6. Камера сгорания у этой ракеты сделана из огнеупорной керамики, обмотанной снаружи слоем тонкой рояльной проволоки. Такая конструкция дает некоторый весовой выигрыш, поскольку холоднотянутая проволока по сравнению с обычными трубами обладает заметно большей прочностью. Однако вследствие технологических осложнений, большой стоимости проволоки и недостаточной надежности подобные камеры не нашли широкого применения.

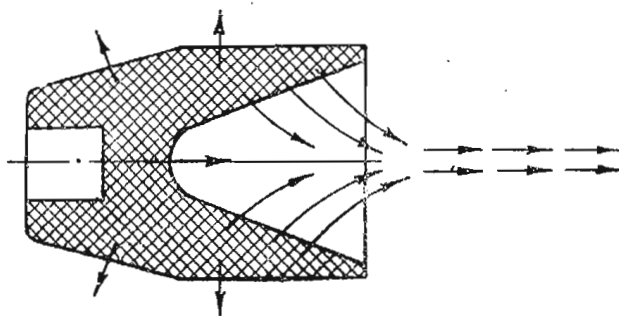
Вернемся к снарядам, показанным на фиг. 2.1, 2.4 и 2.6. Каждый из этих снарядов снабжен хвостовым оперением 7, необходимым для придания ракете устойчивости полета.

Такой способ придания устойчивости не является единственно возможным. Для пороховых ракет ближнего действия весьма распространена стабилизация путем придания ракете быстрого вращения вокруг продольной оси. В этом случае ракета сохраняет устойчивость полета подобно артиллерийскому снаряду вследствие гироскопического эффекта. Такого типа ракета носит название турбореактивного снаряда (ТРС).

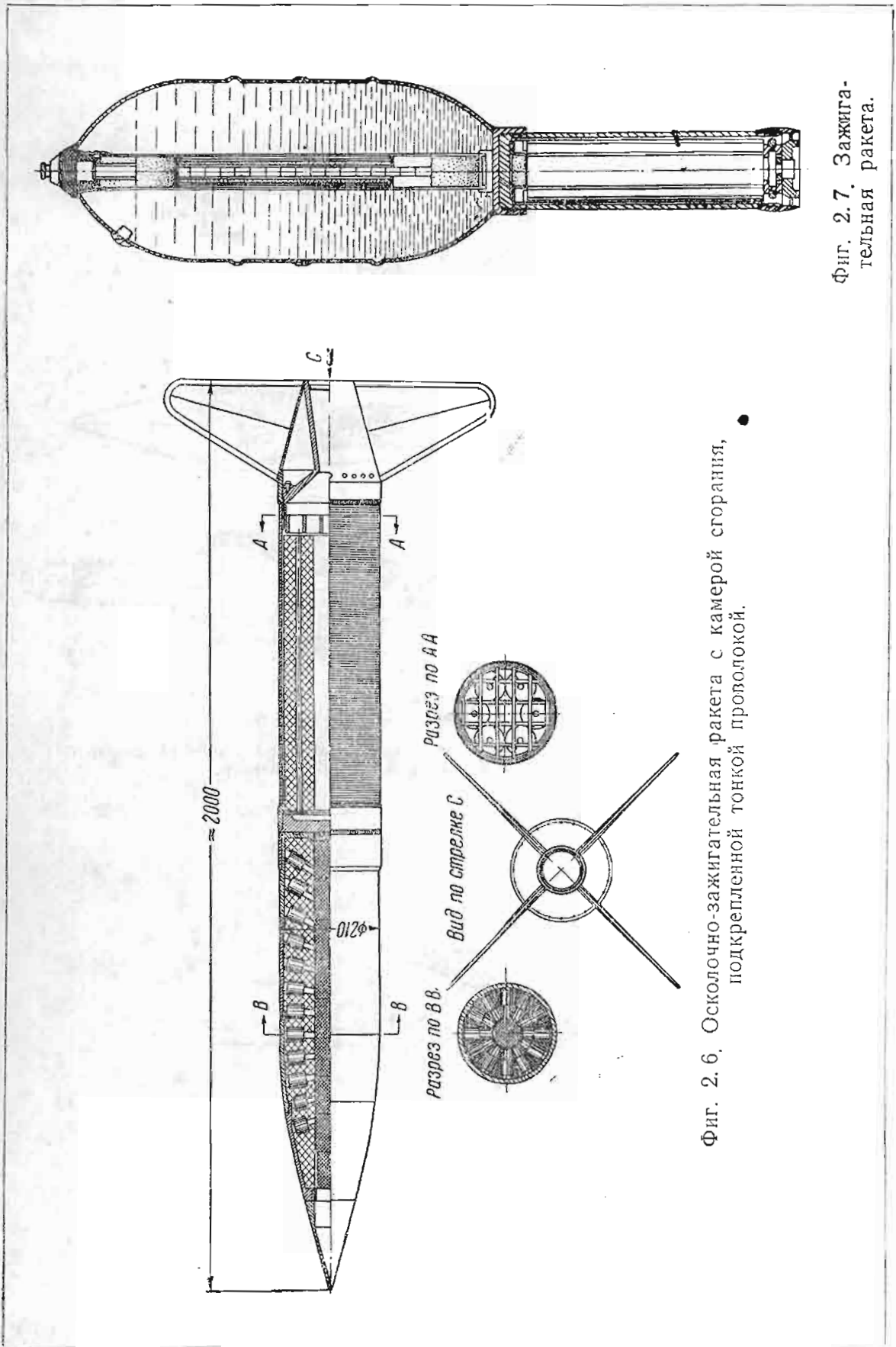


Фиг. 2. 4. Противотанковые ракеты.

1—камера сгорания с ракетным зарядом, 2—воспламенитель, 3—сопло, 4—диафрагма, 5—боевой заряд, 6—взрыватель, 7—стабилизатор.



Фиг. 2. 5. Взрывкумулятивного заряда.



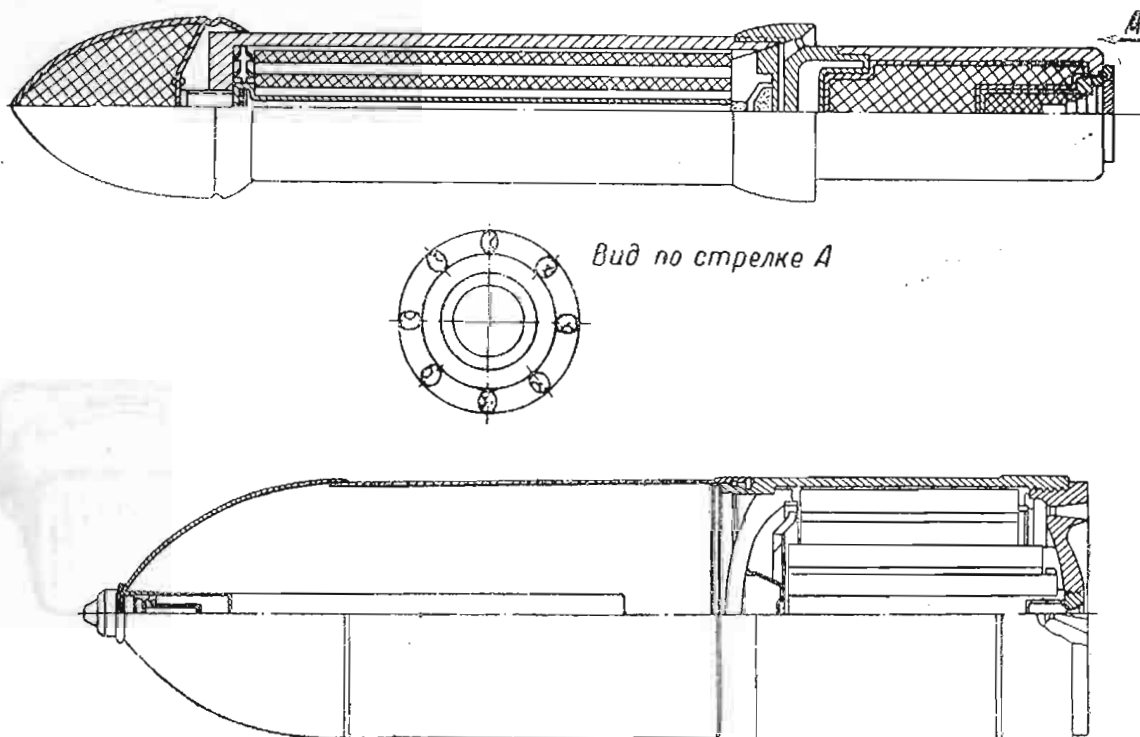
Фиг. 2. 6. Осколочно-зажигательная ракета с камерой сгорания, подкрепленной тонкой проволокой.

Фиг. 2. 7. Зажигательная ракета.

Ракета в этом случае освобождена от оперения, а быстрое вращение создается действием косо поставленных сопел.

На фиг. 2. 8 показано устройство ТРС калибра 380 мм и турбореактивной мины шестиствольного немецкого миномета, применявшихся во второй мировой войне.

В обоих снарядах предусмотрен наклон реактивных сопел. Любопытно, что в последней из указанных мин истечение газов происходит через боковые сопла, расположенные примерно на поло-



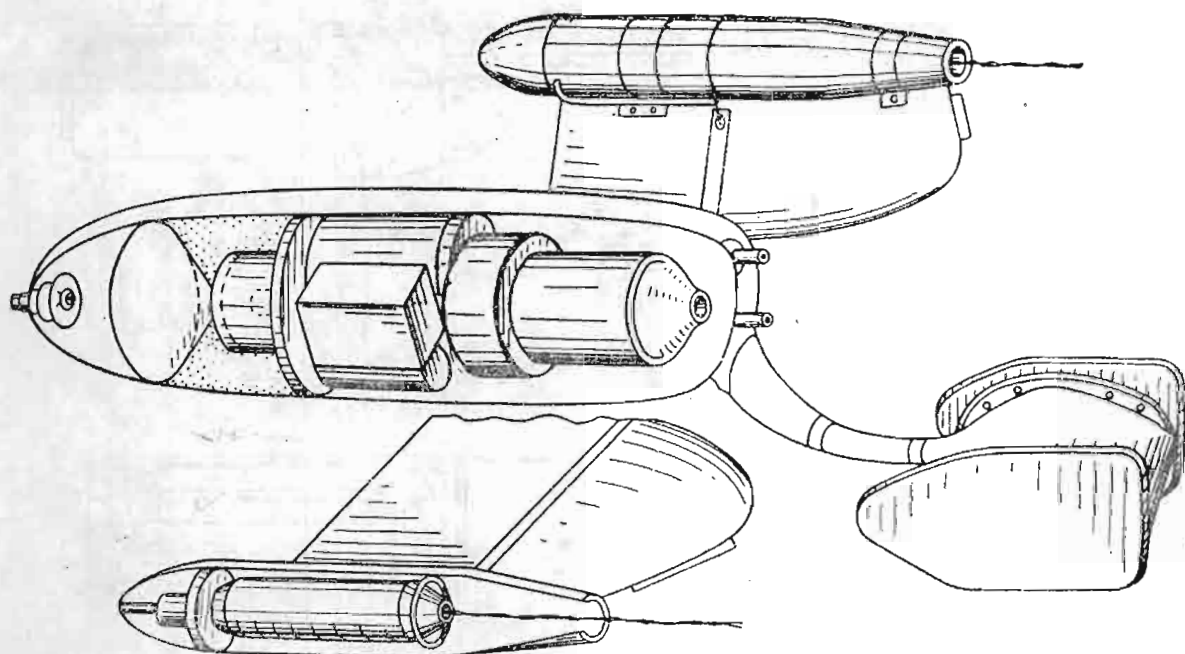
Фиг. 2. 8. Турбореактивные снаряды.

вине длины снаряда, а боевой заряд расположен сзади ракетного, что должно увеличить боевой эффект, так как взрыв при падении снаряда происходит над поверхностью земли.

К числу турбореактивных относится также снаряд, показанный на фиг. 2. 2.

Все рассмотренные выше пороховые снаряды являются неуправляемыми. Наводка на цель осуществляется пусковым устройством подобно тому, как это делается при стрельбе из артиллерийского орудия. Выбор такой системы наведения является в данном случае вполне естественным. При небольшой дальности и стрельбе по сравнительно большим целям нет необходимости делать ракету управляемой, снабжать ее дорогостоящей аппаратурой, усложнять пусковые устройства и весь комплекс оборудования. При небольшой стоимости ракеты неточности стрельбы легко могут быть компенсированы количеством снарядов, и это в конечном итоге оказывается более выгодным.

В некоторых случаях, однако, даже при небольших дальностях, бывает желательно введение системы управления для более точного наведения ракеты на цель и корректировки ее полета. Это имеет прямой смысл в тех случаях, когда стрельба ведется по какой-либо движущейся цели (например, танку) или по объекту, для поражения которого необходимо не одно, а несколько прямых попаданий. В таких случаях неточности стрельбы неуправляемыми минами уже трудно компенсировать количеством выстрелов, не



Фиг. 2.9. Управляемый противотанковый снаряд.

говоря уже о том, что, например, при отражении танковой атаки, для планомерного покрытия площади может вообще не оказаться времени.

На фиг. 2.9 схематично показан пороховой управляемый противотанковый ракетный снаряд ближнего действия.

Сигналы на эту ракету во время полета передаются не по радио, а по двум тонким весьма прочным стальным проводам, разматывающимся с катушек при движении ракеты. Такого рода система связи, в отличие от радиосистемы, требует несколько более простой аппаратуры и оказывается устойчивой по отношению к внешним случайным и искусственно создаваемым радиопомехам. В то же время система обладает некоторой ненадежностью в том смысле, что не исключен обрыв проводов как вследствие заедания в катушках, так и при случайном попадании в провод снаряда или осколка. Обрыв провода может произойти также при простом воздействии взрывной волны.

При больших дальностях введение системы управления совершенно необходимо даже при стрельбе по площадям. Дальние ра-

кеты являются слишком дорогостоящими аппаратами, чтобы можно было в какой-либо мере большой разброс неуправляемых ракет компенсировать их количеством. Поэтому ракеты, дальность действия которых превышает 50 км, являются, как правило, управляемыми.

### 3. АППАРАТЫ НАЗЕМНОЙ РАКЕТНОЙ АРТИЛЛЕРИИ ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ

#### Способы увеличения дальности пороховых ракет

Летательные аппараты, имеющие дальность действия от 50 до 700—800 км, носят название *аппаратов дальнего действия*, или *снарядов наземной ракетной артиллерии дальнего действия*.

Выше упоминалось, что получение больших дальностей для пороховых ракет связано со значительными трудностями. С увеличением запаса пороха возрастают объем и вес камеры сгорания.

Но дело не только в этом. Весьма существенным оказывается то обстоятельство, что стенки камеры сгорания и стенки сопла порохового двигателя являются неохлаждаемыми. При малом вре-



Фиг. 2. 10. Пороховая многоступенчатая ракета дальнего действия.

мени горения заряда стенки не успевают сильно перегреться и почти полностью сохраняют свою прочность. При переходе к большим дальностям время горения заряда неизбежно увеличивается и стенки камеры необходимо охлаждать. Организация же охлаждения камеры порохового двигателя является сложной задачей.

В пределах применения порохового топлива можно добиться некоторого увеличения дальности путем применения многоступенчатых ракет. Примером подобной конструкции является четырехступенчатая пороховая неуправляемая ракета, показанная на фиг. 2. 10.

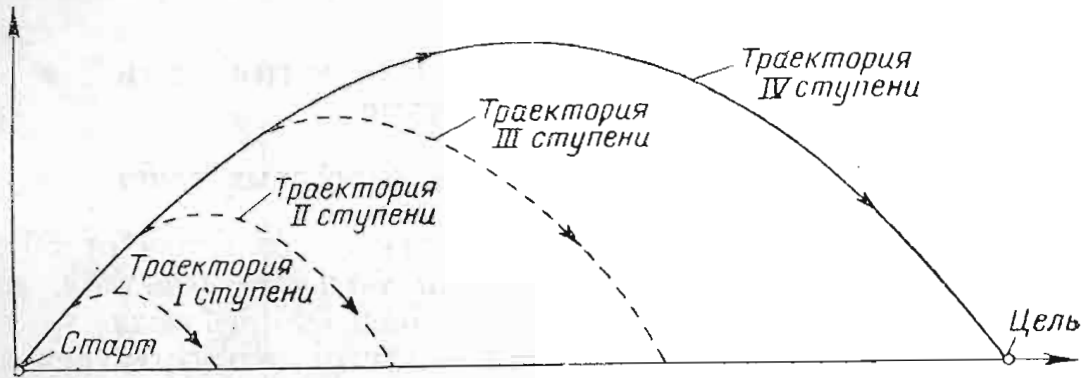
Ракета запускается с наклонных направляющих. Когда выгорает топливо первой ступени, сбрасывается первый (задний) двигатель, а три оставшиеся секции совершают дальнейший полет. Затем сбрасываются последовательно двигатели второй и третьей ступени.

Траектория полета ракеты показана на фиг. 2. 11. Дальность действия равна примерно 170 км. До цели долетает только головная четвертая ступень ракеты, несущая 40 кг взрывчатого вещества. Общий вес порохового заряда, обеспечивающий указанную дальность, составляет при этом 585 кг.



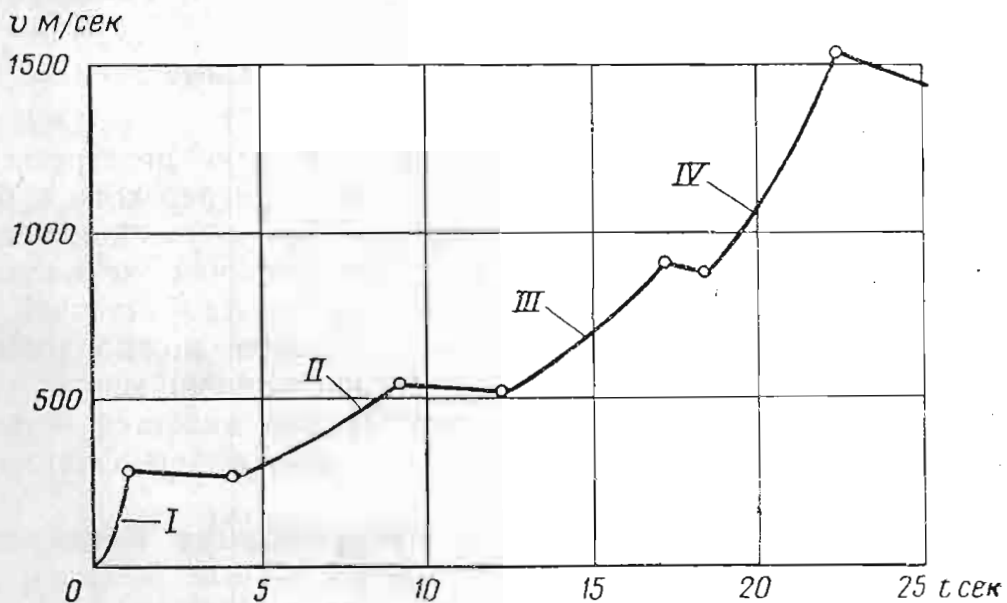
Характерным для этой ракеты является график нарастания скорости.

Зажигание заряда каждой последующей ступени происходит с задержкой после конца горения предыдущей ступени. Пока ра-



Фиг. 2. 11. Траектория четырехступенчатой ракеты.

ботает двигатель, скорость нарастает. Когда прекращается тяга, скорость постепенно падает из-за сопротивления воздуха и начинает нарастать, как только запускается двигатель следующей ступени. Поэтому график нарастания скорости со временем имеет вид ломаной кривой (фиг. 2. 12).

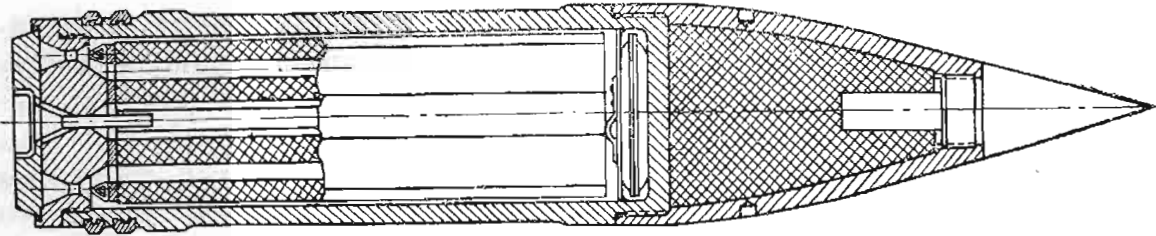


Фиг. 2. 12. График нарастания скорости четырехступенчатой ракеты.

Так как ракета неуправляемая, рассеивание ее при значительной дальности должно быть весьма большим, и ее боевое действие не может дать должного эффекта. Не случайно поэтому такая ракета, созданная во время второй мировой войны, не получила применения и не стала прототипом последующих конструкций.

Дальность полета снаряда можно увеличить путем комбинирования орудийного и реактивного принципа стрельбы.

На фиг. 2.13 показан так называемый активно-реактивный снаряд. Выстрел таким снарядом производится из обычного орудия. Добавочную скорость снаряд набирает вследствие сгорания ракетного заряда, расположенного в донной части.

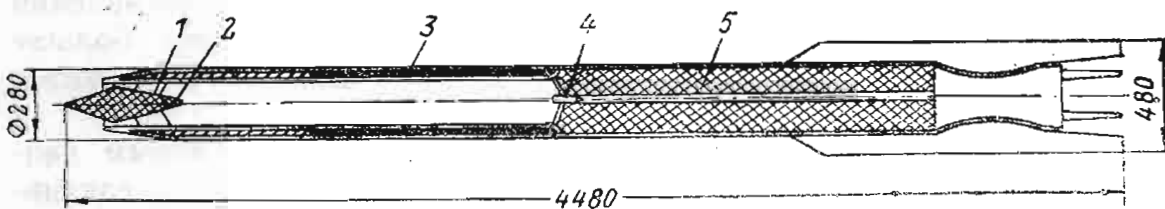


Фиг. 2.13. Активно-реактивный снаряд.

Такой прием, понятно, не может решить проблему дальности в целом и позволяет лишь немного увеличить дальность за счет боевого эффекта. При больших дальностях размеры снаряда должны быть большими, и дальность, таким образом, ограничивается калибром орудия и его мощностью.

Достигнуть более высоких скоростей полета и соответственно больших дальностей можно путем применения топлив, более калорийных, чем порох. По этому пути шло и идет развитие современной ракетной техники.

Все летательные аппараты дальнего действия приводятся в движение двигателями, работающими на топливах с максимально высокой теплотворной способностью: жидкие горючие типа спирта,



Фиг. 2.14. Снаряд с комбинированным двигателем — пороховым и воздушно-реактивным.

1—жидкое горючее, 2—форсунки, 3—боевой заряд, 4—крышка с воспламенителем, 5—пороховой заряд.

бензина, керосина, для окисления которых применяются либо азотная кислота, либо кислород воздуха, либо жидкий кислород, находящийся на борту ракеты.

Для ракет дальнего действия порох применяется лишь как вспомогательное средство, главным образом в стартовых устройствах, для сообщения летательному аппарату необходимой начальной скорости.

На фиг. 2.14 показана схема реактивного снаряда калибра 280 мм, движущегося при помощи порохового двигателя лишь на

первом участке траектории. Когда снаряд набирает достаточную скорость, начинает работать маршевый прямоточный воздушно-реактивный двигатель<sup>1</sup>, горючим для которого служит бензин, а окислителем — кислород воздуха.

Такого типа конструкция снаряда позволяет получить в проекте довольно большие дальности. В частности, снаряд, показанный на фиг. 2. 14, должен был иметь дальность около 200 км.

Летательный аппарат дальнего действия по сравнению с аппаратами ближнего действия должен обладать значительно большими абсолютными размерами. Это с достаточной очевидностью вытекает, во-первых, из того, что для больших дальностей при том же боевом заряде требуется больше топлива. Кроме того, сам боевой заряд с ростом дальности должен увеличиваться. Ясно, что не имеет смысла применять ракету с дальностью в 200 км и снаряжать ее всего 10—20 кг взрывчатого вещества.

Вес аппаратов дальнего действия измеряется в настоящее время тоннами, а вес боевой нагрузки — сотнями килограммов.

Рассмотрим некоторые аппараты дальнего действия типа «земля — земля» (или типа «вода — земля»).

### Самолеты-снаряды

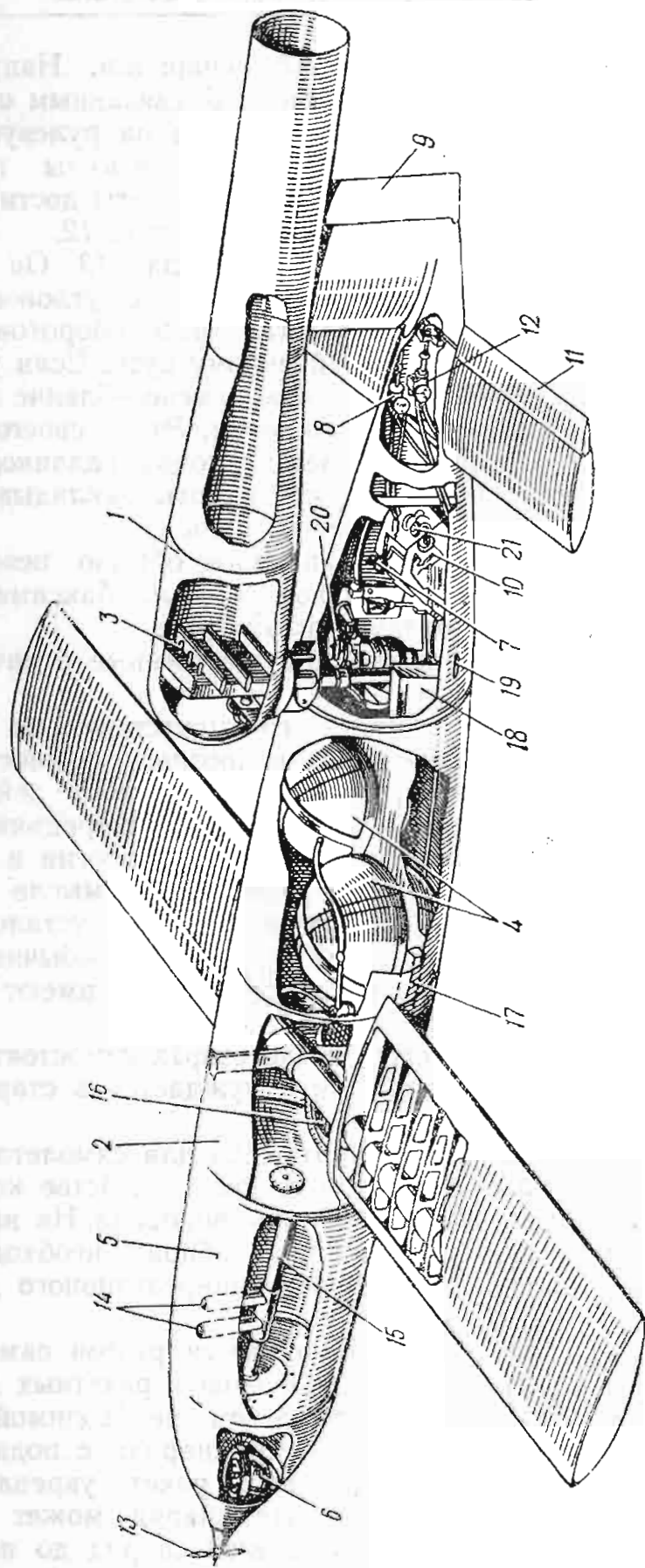
Под самолетом-снарядом понимается беспилотный крылатый летательный аппарат типа самолета, несущий боевую нагрузку и погибающий при взрыве. Характерной особенностью самолета-снаряда является то, что большую часть своей траектории этот аппарат, как и самолет, проходит с постоянной скоростью в условиях установившегося полета при силе тяги, равной силе сопротивления воздуха. (Для ракет сила тяги двигателя существенно больше силы сопротивления, и ракета, пока работает двигатель, движется с ускорением.)

Самолет-снаряд снабжается обычно воздушно-реактивным двигателем. Это может быть либо пульсирующий, либо турбореактивный, либо, наконец, прямоточный двигатель. Горючее для двигателя находится на борту самолета, а в качестве окислителя используется кислород воздуха.

Типичным представителем группы самолетов-снарядов является применявшийся немцами во второй мировой войне самолет-снаряд V-1 («Фау-1»). Общая компоновка его представлена на фиг. 2. 15.

Самолет приводится в движение пульсирующим двигателем. Горючее (бензин) поступает в камеру сгорания 1 из бака горючего 2 через форсунки 3. Бензин вытесняется из бака сжатым воздухом, аккумулярованным в баллонах 4. Боевой заряд 5 помещен в головной части самолета.

<sup>1</sup> О принципе работы этого двигателя см. ниже (гл. III).



Фиг. 2. 15. Общая компоновка самолета-снаряда V-1.

1—камера сгорания, 2—бак горючего, 3—форсунки, 4—баллоны сжатого воздуха, 5—боевой заряд, 6—магнитный компас, 7—гироскоп, 8—рулевая машинка, 9—руль курса, 10—контроль высоты, 11—руль высоты, 12—рулевая машинка, 13—путевой лаг, 14—взрывные карманы, 15—главный карман взрывателя, 16—фильтр бака горючего, 17—стартовый бак горючего, 18—аккумулятор, 19—стартовый контакт, 20—контроль горючего, 21—вторичный гироскоп.

Самолет-снаряд является управляемым снарядом. Направление полета снаряда контролируется компасом 6, связанным с гироскопом 7. Сигналы от этого гироскопа подаются на рулевую машинку 8, поворачивающую руль 9. Контроль высоты полета осуществляется анероидом 10, а корректировка высоты достигается поворотом руля высоты 11 второй рулевой машинкой 12.

На носу самолета-снаряда имеется путевой лаг 13. Он представляет собой небольшой ветряк, вращающийся с угловой скоростью, пропорциональной скорости полета. Число оборотов, сделанных ветряком, пропорционально пройденному пути. Если учесть поправку на снос самолета ветром, то такое приспособление позволяет вести отсчет пути, пройденного самолетом. Это — своего рода дистанционное устройство. Когда самолет проходит заданное расстояние, от лага подается сигнал и рули высоты закладываются вниз. Самолет-снаряд при этом пикирует на цель.

Размеры существующих самолетов-снарядов обычно невелики: полная длина 8—10 м, размах крыльев 6—7 м. Максимальная дальность полета измеряется сотнями километров.

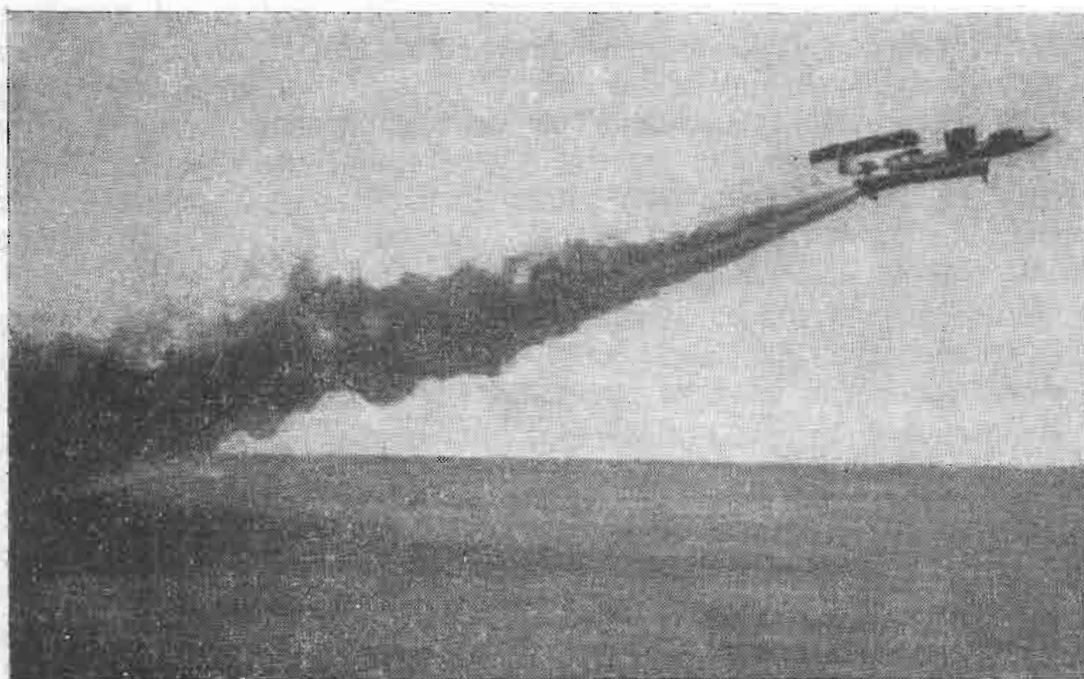
Конструкция самолета-снаряда имеет существенные отличия от конструкции обычного самолета.

Эти отличия объясняются прежде всего отсутствием на борту пассажиров. Кроме того, самолет-снаряд в противоположность самолету представляет собой конструкцию одноразового действия. Поэтому к элементам конструкции самолета-снаряда предъявляются повышенные требования в смысле простоты технологии и дешевизны производства и несколько пониженные — в смысле прочности. Последнее объясняется, в частности, тем, что усталостные характеристики материалов, столь существенные для обычных самолетов, для конструкции одноразового действия не имеют большого значения.

Самолет-снаряд обычно не может после старта самостоятельно набрать маршевую скорость и поэтому нуждается в стартовом ускорителе.

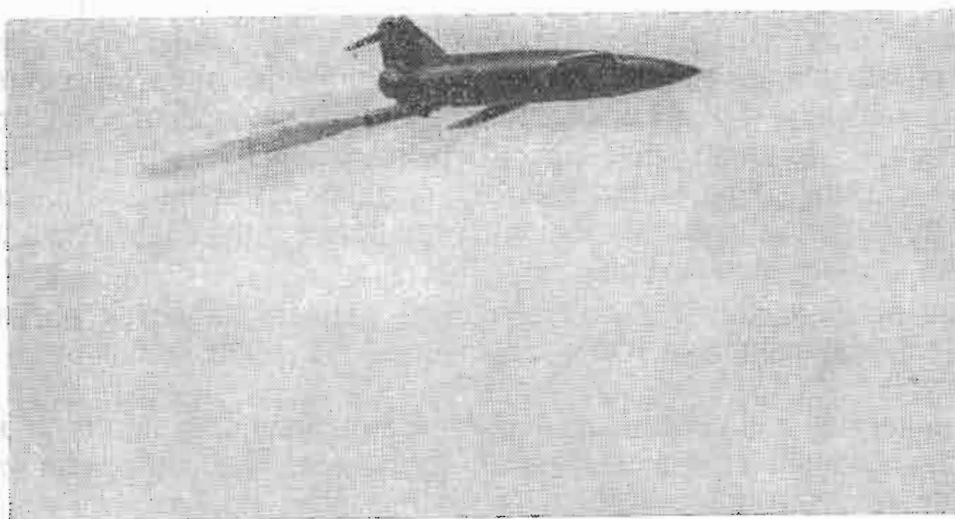
Во второй мировой войне немцы применяли для самолетов-снарядов громоздкую катапульту, в двигательном устройстве которой использовалась энергия разложения перекиси водорода. На направляющих этой катапульты самолет-снаряд набирал необходимую скорость и двигался дальше тягой воздушно-реактивного двигателя.

Более простым способом ускорения является разгон самолета-снаряда при помощи вспомогательных пороховых ракетных двигателей, сбрасываемых после набора самолетом необходимой скорости. На фиг. 2.16 показан взлет самолета-снаряда с подводной лодки при помощи пороховых стартовых ракет, укрепленных в нижней части самолета-снаряда. Самолет-снаряд может запускаться также с самолета-матки, разгоняющей снаряд до необходимой скорости.



Фиг. 2.16. Взлет самолета-снаряда с подводной лодки при помощи пороховых ракет.

На фиг. 2.17 показан взлет самолета-снаряда с работающим стартовым пороховым ускорителем. Маршевым двигателем этого самолета-снаряда является турбореактивный двигатель. Забор воздуха осуществляется через отверстие в нижней части фюзеляжа



Фиг. 2.17. Взлет самолета-снаряда при помощи пороховой ракеты.

под крыльями. Реактивная струя выходит через хвостовое сопло, хорошо видимое на фиг. 2.17.

Основным достоинством самолета-снаряда как оружия является его сравнительная простота и небольшое количество горючего, по-

требного для заброса заданного заряда на заданную дальность. Так, для заброса 1000 кг взрывчатого вещества при помощи самолета-снаряда, показанного на фиг. 2. 15, на дальность 200 км требуется всего 600 л бензина (не считая, правда, затрат топлива в ускорителе). В то же время в составной четырехступенчатой пороховой ракете, описанной выше (стр. 39), при меньшей дальности для заброса всего 40 кг взрывчатого вещества нужно сжечь 585 кг пороха.

Общим недостатком самолетов-снарядов является их сравнительно небольшая скорость (600—1000 км/час), делающая их легко уязвимыми для средств противовоздушной обороны.

Вторым недостатком является трудность обеспечения высокой точности попадания самолетом-снарядом в заданную цель. Все и притом довольно продолжительное время полета у самолета-снаряда проходит в сравнительно плотных слоях атмосферы. На направление полета существенное влияние оказывают случайные атмосферные воздействия, учесть которые заранее не представляется возможным. Система же корректировки в полете далеко не всегда осуществима.

### Баллистические ракеты дальнего действия

Самолеты-снаряды не являются единственным средством поражения целей, расположенных на больших расстояниях. Эта задача может быть решена также путем применения баллистических жидкостных ракет дальнего действия.

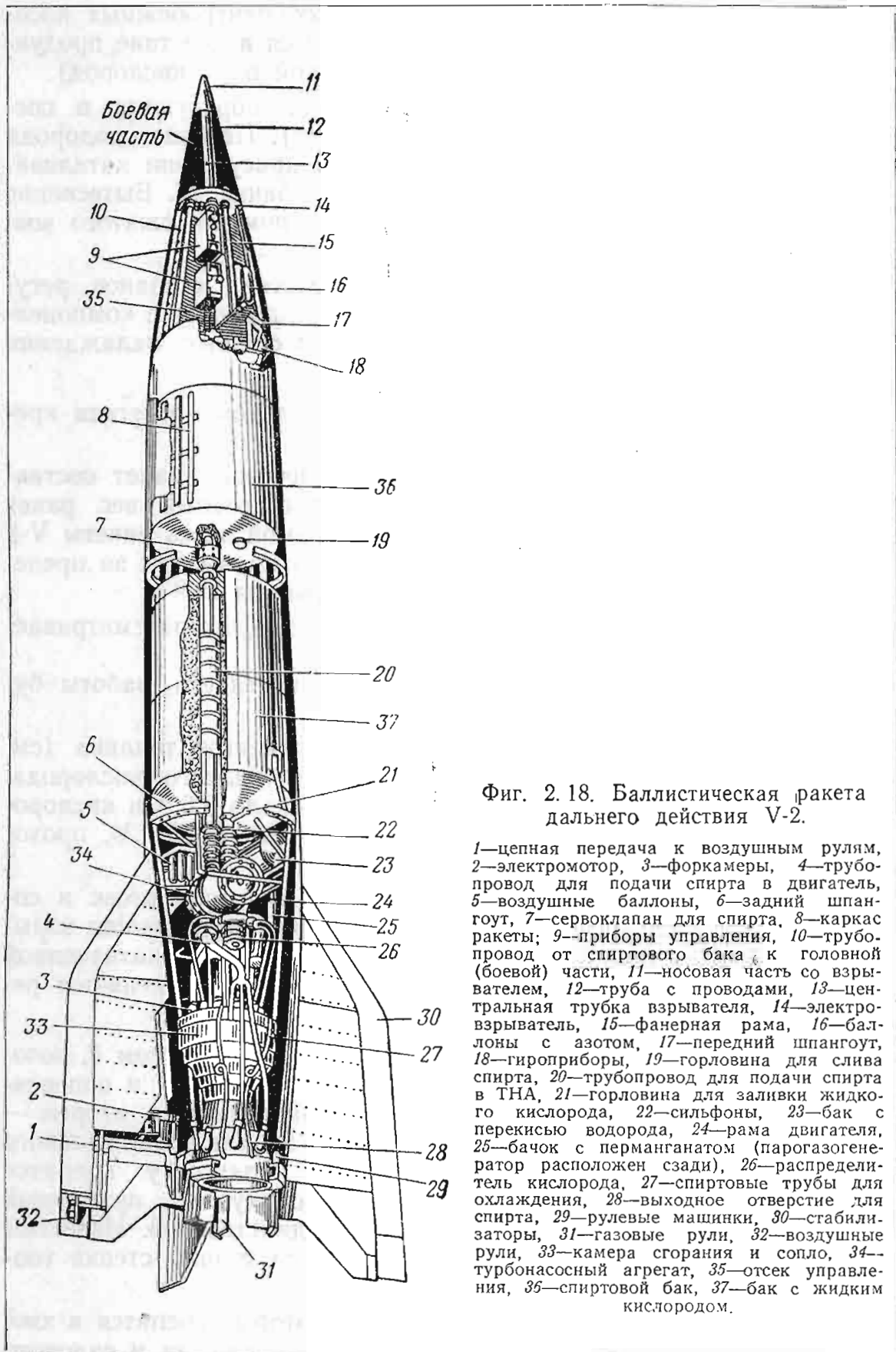
*Баллистическими* принято называть ракеты, траектория полета которых, за исключением участка, проходимого ракетой с работающим двигателем, представляет собой траекторию свободно брошенного тела. В этом смысле рассмотренные выше пороховые ракеты являются также баллистическими, однако название «баллистические» привилось лишь к большим ракетам, имеющим дальность порядка сотен километров.

Примером дальней баллистической ракеты является ракета V-2 (другое обозначение — А-4), внутреннее устройство которой показано на фиг. 2. 18.

В качестве топлива в этой ракете применяются жидкие компоненты: этиловый спирт и жидкий кислород. Теплотворная способность такого топлива значительно выше, чем пороха.

На приведенном разрезе V-2 легко различаются основные части, характерные для всех ракет.

Двигательная установка расположена в задней части ракеты. Она состоит в основном из камеры сгорания с соплом 33 и турбо-насосного агрегата (ТНА) 34, предназначенного для принудительной подачи жидких топливных компонентов в камеру сгорания.



Фиг. 2.18. Баллистическая ракета дальнего действия V-2.

1—цепная передача к воздушным рулям, 2—электромотор, 3—форкамеры, 4—трубопровод для подачи спирта в двигатель, 5—воздушные баллоны, 6—задний шпангоут, 7—сервоклапан для спирта, 8—каркас ракеты; 9—приборы управления, 10—трубопровод от спиртового бака к головной (боевой) части, 11—носовая часть со взрывателем, 12—труба с проводами, 13—центральная трубка взрывателя, 14—электро-взрыватель, 15—фанерная рама, 16—баллоны с азотом, 17—передний шпангоут, 18—гироприборы, 19—горловина для слива спирта, 20—трубопровод для подачи спирта в ТНА, 21—горловина для заливки жидкого кислорода, 22—сильфоны, 23—бак с перекисью водорода, 24—рама двигателя, 25—бачок с перманганатом (парогазогенератор расположен сзади), 26—распределитель кислорода, 27—спиртовые трубы для охлаждения, 28—выходное отверстие для спирта, 29—рулевые машинки, 30—стабилизаторы, 31—газовые рули, 32—воздушные рули, 33—камера сгорания и сопло, 34—турбонасосный агрегат, 35—отсек управления, 36—спиртовой бак, 37—бак с жидким кислородом.



Турбонасосный агрегат состоит из двух центробежных насосов, связанных с турбиной. Турбина приводится в действие продуктами разложения перекиси водорода (водяной пар + кислород).

Продукты разложения перекиси водорода образуются в специальном реакторе (на фиг. 2.18 не показан). Перекись водорода подается туда из бака 23 и разлагается в присутствии катализатора — перманганата калия, подаваемого из бачка 25. Вытеснение этих веществ из их баков производится при помощи сжатого воздуха, содержащегося в баллонах 5.

В двигательную установку включается система клапанов, регулирующих работу двигателя, и трубопроводы, подающие компоненты топлива как в камеру сгорания, так и в систему охлаждения двигателя.

Камера сгорания и все элементы двигательного агрегата крепятся на двигательной раме 24.

Сила тяги двигателей дальних баллистических ракет составляет несколько десятков тонн и превышает стартовый вес ракет примерно в два раза. Так, для рассматриваемой здесь ракеты V-2 сила тяги у поверхности земли равна 26 т, а на высоте, за пределами атмосферы, 30 т, при стартовом весе ракеты 12,9 т.

Время работы двигателя обычно 60—80 сек. (для рассматриваемой ракеты 64 сек.).

Подробно устройство двигателя и особенности его работы будут рассмотрены в следующей главе.

На ракете имеется два бака для компонентов топлива (см. фиг. 2.18): бак 36 для спирта и бак 37 для жидкого кислорода. Спирта на ракете перед пуском содержится около 3,5 т и кислорода около 5 т. Спирт поступает в турбонасос по трубе 20, проходящей через кислородный бак.

Боевая часть ракеты занимает передний головной отсек и содержит около 1 т взрывчатого вещества. Заряд подрывается взрывателем 11 при ударе ракеты о землю. В ракете, предназначенной для исследовательских целей, взрывчатое вещество заменяется репистрирующей и передающей аппаратурой.

Все основные части ракеты связаны силовым корпусом 8, который представляет собой жесткий каркас из продольных и поперечных подкреплений (первые называются стрингерами, а вторые — шпангоутами), обтянутых листовой сталью. Конструкция силового корпуса — сварная. К нижнему торцевому шпангоуту крепится рама двигателя, с верхним шпангоутом стыкуется приборный отсек 35. Такая схема ракеты не является единственной. Известны конструкции, в которых роль силового корпуса играют стенки топливных баков.

Ракета имеет четыре стабилизатора 30, которые крепятся к хвостовой части корпуса. Конструкция стабилизатора, как и силового

корпуса, сварная и состоит из продольных и поперечных креплений, обтянутых листовой сталью.

Баллистические ракеты являются управляемыми и снабжены автоматом стабилизации, обеспечивающим устойчивый полет в заданном направлении.

Направление полета у ракеты V-2 контролируется гироскопическими приборами, помещающимися в приборном отсеке 35. Там же, в приборном отсеке, на крестовине 15, расположены и другие вспомогательные приборы управления.

Исполнительными органами управления являются газовые (струйные) и воздушные рули.

Газовые рули 31 располагаются в струе потока истекающих из двигателя газов. При повороте этих рулей газовый поток частично отклоняется от осевого направления и таким образом возникает момент, поворачивающий ракету в нужном направлении. Так как газовые рули работают в исключительно тяжелых температурных условиях, они изготовляются из наиболее тугоплавкого материала — графита.

Воздушные рули 32 играют вспомогательную роль. Они дают эффект только при полете ракеты в достаточно плотных слоях атмосферы и при большой скорости ракеты. При полете в безвоздушном пространстве управление ракетой осуществляется газовыми рулями.

Подробно работа системы управления и автомата стабилизации баллистической ракеты будет рассмотрена в гл. IX.

В конструктивном отношении ракеты подобного типа, несмотря на принципиальную простоту, представляют собой чрезвычайно сложный аппарат. Достаточно сказать, что показанная на фиг. 2. 18 ракета имеет около 30 000 деталей, многие из которых требуют весьма высокой точности изготовления.

Баллистическая ракета пускается в вертикальном направлении с пускового стола, на который она ставится стабилизаторами. Когда ракета набирает достаточную скорость подъема, она направляется под углом, несколько меньшим  $45^\circ$ , к горизонту<sup>1</sup> на цель (фиг. 2. 19). При заданной скорости и заданном направлении полета двигатель выключается, после чего ракета продолжает полет как снаряд. Максимальная скорость ракеты равняется примерно 1500 м/сек.

Выключение двигателя баллистической ракеты производится на высотах, где атмосферный воздух практически отсутствует. Ракета с этого момента становится неуправляемой и ориентируется в пространстве произвольным образом в зависимости от случайных сил, которые могут воздействовать на нее в момент выключения двигателя. При входе в сравнительно плотные слои атмосферы ракета благодаря наличию хвостовых стабилизаторов ориентируется по

<sup>1</sup> О выборе этого угла будет сказано в гл. VIII.

направлению полета и в конце падения снова движется головной частью вперед, имея к моменту встречи с целью скорость 700—800 м/сек.

Боевой эффект баллистической ракеты у цели зависит не только от наличия боевого заряда. Ракета при встрече с землей имеет большую кинетическую энергию. Кроме того, в баках ракеты сохраняются остатки топлива, взрывающиеся при ударе. На фото фиг. 2. 20 показана воронка, получающаяся при падении баллистической ракеты дальнего действия.

Ракеты описанного типа по сравнению с самолетами-снарядами обладают основным бесспорным преимуществом в скорости паде-



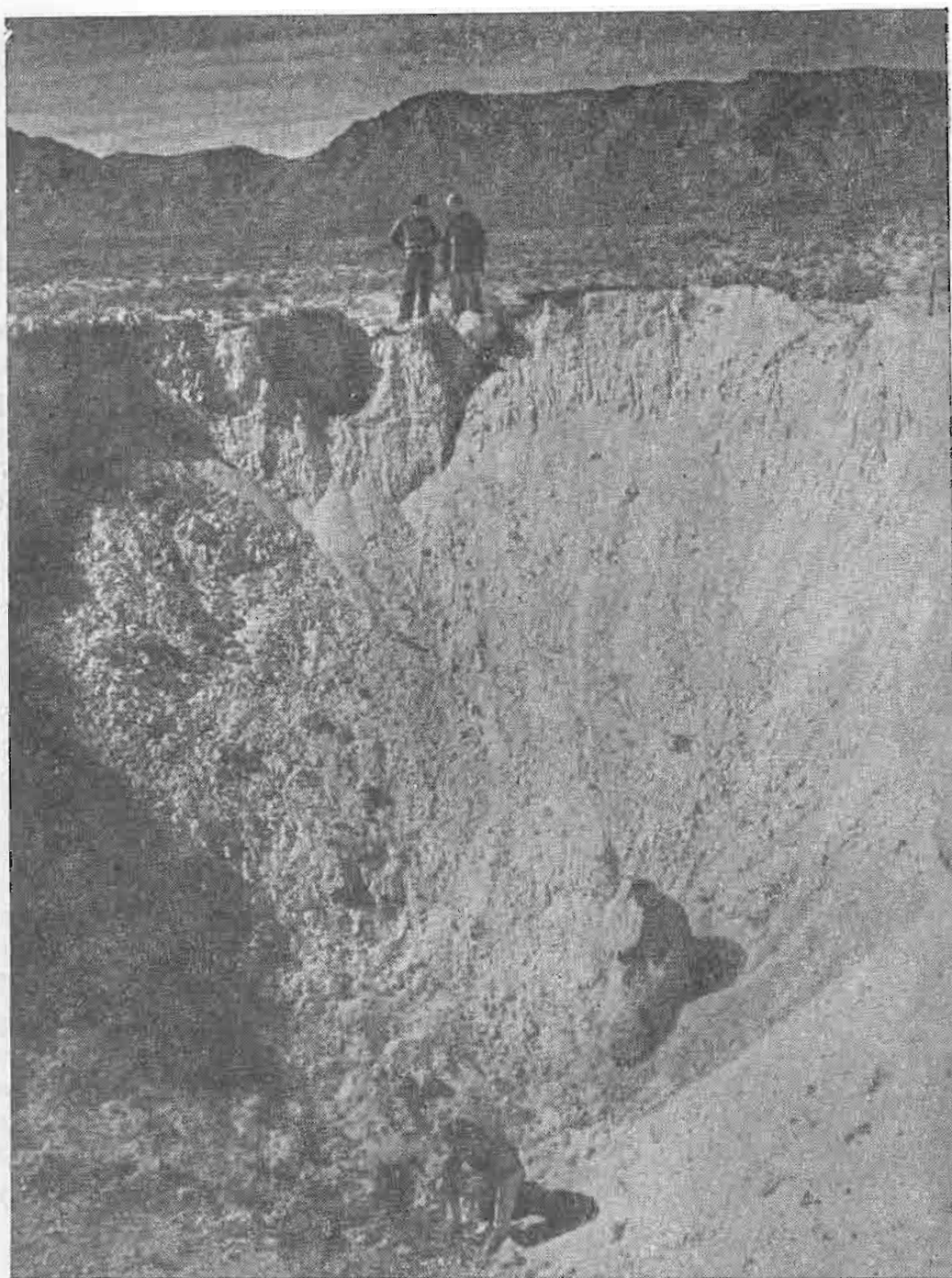
Фиг. 2. 19. Вид траектории баллистической ракеты дальнего действия.

ния. Такую ракету уничтожить в полете трудно. Кроме того, баллистическая ракета в меньшей мере, чем самолет-снаряд, подвержена воздействию случайных атмосферных влияний, поскольку большая часть ее траектории (тем большая, чем больше дальность ракеты) проходит за пределами атмосферы.

Однако для заброса заданного груза на заданную дальность баллистическая ракета требует сжигания несравненно большего количества топлива, чем самолет-снаряд.

Баллистическая ракета представляет собой тяжелый и громоздкий аппарат, требующий сложного транспортного и пускового оборудования. Вследствие этого такие ракеты трудно применять на морских судах, в то время как самолеты-снаряды, требующие меньшего запаса топлива и легко поддающиеся транспортировке, довольно просто могут быть использованы для вооружения крупных военных кораблей.

Баллистическая ракета как оружие обладает еще одним недостатком. Если она за несколько секунд до падения замечена противником и противник успел произвести несколько точных промеров ее траектории (а сделать это принципиально возможно), то траектория полета ракеты устанавливается полностью. Следовательно, сразу же устанавливается точка старта. Так как стартовая позиция баллистической ракеты представляет собой сложный комплекс вспомогательных сооружений и не имеет свободы ма-



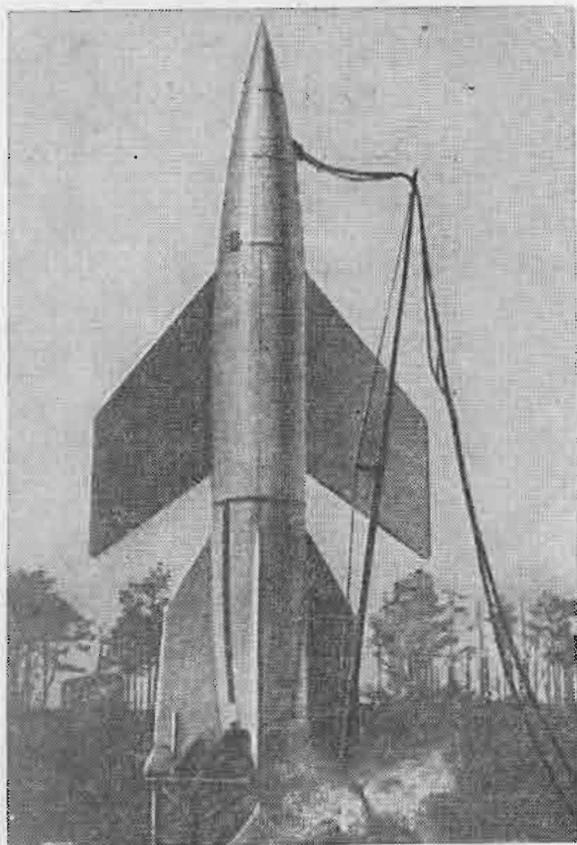
Фиг. 2.20. Воронка, образующаяся при падении баллистической ракеты дальнего действия.

неврирования, то, очевидно, она может быть подвергнута ударам с воздуха или в свою очередь стать объектом ракетного обстрела.

Вместе с тем, если отвлечься от военных целей применения ракет, нужно сказать, что развитие баллистических ракет является прямым шагом в мировое пространство. В этом смысле жидкостные ракеты, а не какие-либо другие типы беспилотных аппаратов, могут дать нам наиболее богатый научный материал.

### Аппараты сверхдальнего действия

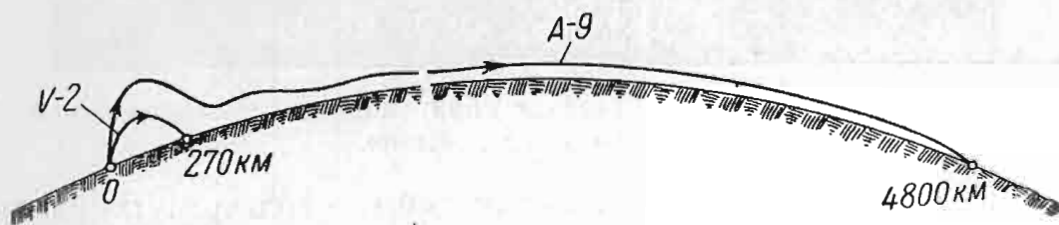
Проблема создания беспилотных летательных аппаратов сверхдальнего действия с дальностью, превышающей 1000 км и достигающей 5000—10 000 км, относится в настоящее время к категории перспективных разработок. Судя по статьям и заметкам, появляющимся в периодической печати, можно сделать вывод, что созданию летательных аппаратов сверхдальнего действия уделяется много внимания. О результатах, достигнутых в этой области, судить очень трудно. Однако пути достижения весьма больших дальностей достаточно очевидны.



Фиг. 2.21. Внешний вид ракеты А-4в.

В свое время немцы усиленно разрабатывали проекты ракет повышенной дальности. В частности, был предложен вариант ракеты А-4в (фиг. 2.21). Траектория этой ракеты по проекту на первом участке была сходна с траекторией обычной баллистической ракеты, но в дальнейшем ракета должна была планировать в атмосфере, благодаря чему предполагалось увеличить дальность до 550 км.

Выдвигался также проект, в котором ракета V-2 снабжалась крыльями (ракета А-9) и имела стартовый двигатель (А-10). Ракета должна была подниматься по траектории того же вида, что и



Фиг. 2.22. Траектория ракеты V-2 и предполагаемый вид траектории дальней планирующей ракеты А-9.

V-2, приобретая к концу работы двигателя второй ступени скорость около 3300 м/сек. Далее, по замыслу авторов, ракета должна была планировать, достигая дальности 4800 км.

На фиг. 2.22 сопоставлены траектория планирующей ракеты А-9 и траектория ракеты V-2.

Трудно сказать, какие дальности можно было бы получить в действительности, если бы подобные проекты были реально осуществлены. Несомненно, однако, что при выполнении этих проектов возникли бы трудности, связанные главным образом с нагревом ракеты при больших скоростях полета в атмосфере.

В связи с этим сейчас можно услышать о проектах создания сверхдальних беспилотных летательных аппаратов, использующих жидкостный двигатель лишь в качестве стартового. В дальнейшем стартовый двигатель отбрасывается и аппарат, имеющий самолетную конструкцию, продолжает полет на высоте около 20 км с силовой установкой в виде маршевого прямого воздушнореактивного двигателя. При скоростях порядка сотен метров в секунду вопросы нагрева корпуса не играли бы существенной роли. Такой летательный аппарат потребовал бы сравнительно небольшой затраты топлива для заброса груза на большую дальность.

Основная трудность осуществления подобных проектов заключается в создании управляющей аппаратуры, обеспечивающей достаточную точность наведения аппарата на цель. При сверхбольших дальностях этот вопрос является решающим.

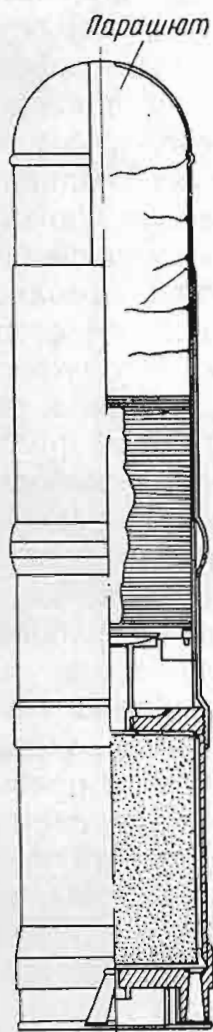
В качестве одного из путей решения указанной проблемы особого внимания заслуживает принцип автоматической астронавигации. Он заключается в создании аппаратуры, автоматически ориентирующей летательный аппарат относительно небесных светил (Солнца, Луны, звезд). Создание такой аппаратуры представляет собой весьма сложную, но не невыполнимую задачу. Разработка принципов астронавигации является в настоящее время, несомненно, узловой задачей создания беспилотных летательных аппаратов сверхдальнего действия.

#### 4. ЗЕНИТНЫЕ РАКЕТЫ

Зенитные ракеты являются средством противовоздушной обороны. Они предназначены для борьбы с налетами вражеской авиации. По сравнению с обычной зенитной артиллерией ракеты могут обеспечить значительно большую эффективность по дальности стрельбы и скороподъемности, а управляемые ракеты — и по точности.

подавляющее большинство типов зенитных ракет предназначено для непосредственного поражения самолетов противника, хотя существуют зенитные ракеты и вспомогательного назначения, например, показанная на фиг. 2.23 ракета заграждения. Непосредственно перед налетом вражеской авиации запускается группа таких ракет в районе охраняемого объекта. В верхней точке траектории эта ракета выбрасывает трос, медленно спускающийся на парашюте. Таким образом организуется заграждение. Так как

спуск парашютов происходит медленно, заграждение сохраняет эффективность на несколько минут и в случае необходимости может поддерживаться пуском дополнительных ракет.



Фиг. 2.23. Зенитная ракета заграждения (калибра 86 мм).

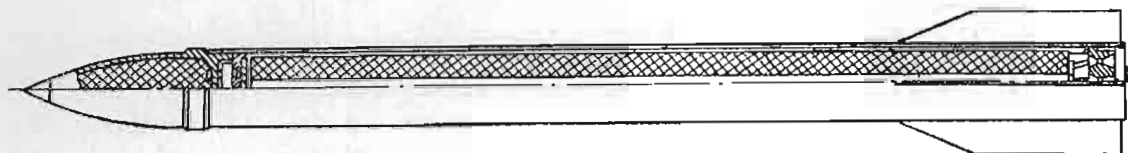
Зенитные ракеты непосредственного поражения делятся на ракеты управляемые и неуправляемые.

Стрельба неуправляемыми ракетами во многом аналогична стрельбе из зенитных орудий. Точность стрельбы такими ракетами невелика и компенсируется количеством выпущенных снарядов.

Преимущество ракетных снарядов по сравнению с артиллерийскими заключается в данном случае в большей дальности и общей мощности ведения огня. Дело в том, что при больших высотах, уже освоенных авиацией, возникает необходимость стрельбы крупнокалиберными снарядами, требующими более мощных орудий, что при большом количестве стволов, необходимых для обороны крупных объектов, представляет значительные трудности. Пусковые станки неуправляемых зенитных ракет во всех случаях значительно проще, легче и транспортабельнее.

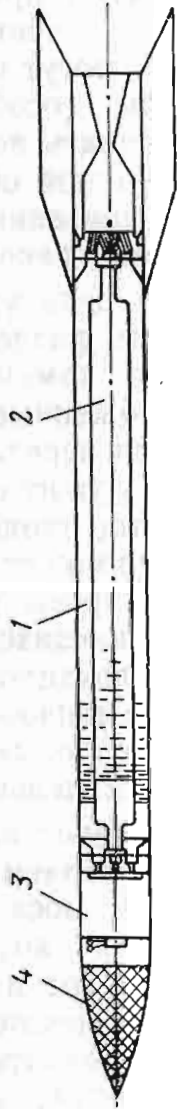
На фиг. 2.24 показан пороховой вариант одноступенчатой зенитной неуправляемой ракеты. Конструкция ее понятна без объяснений. На фиг. 2.25 представлен жидкостный вариант той же ракеты. Компоненты топлива 1 и 2 вытесняются из баков и подаются в камеру сгорания давлением пороховых газов, образующихся от горения шашек пороха 3, помещенных позади боевого заряда 4.

Для повышения дальности неуправляемые зенитные ракеты делаются часто двухступенчатыми. На фиг. 2.26 показана пороховая двухступенчатая неуправляемая зенитная ракета. Первая ступень 1 имеет движущий заряд в виде нескольких пороховых шашек, вторая ступень



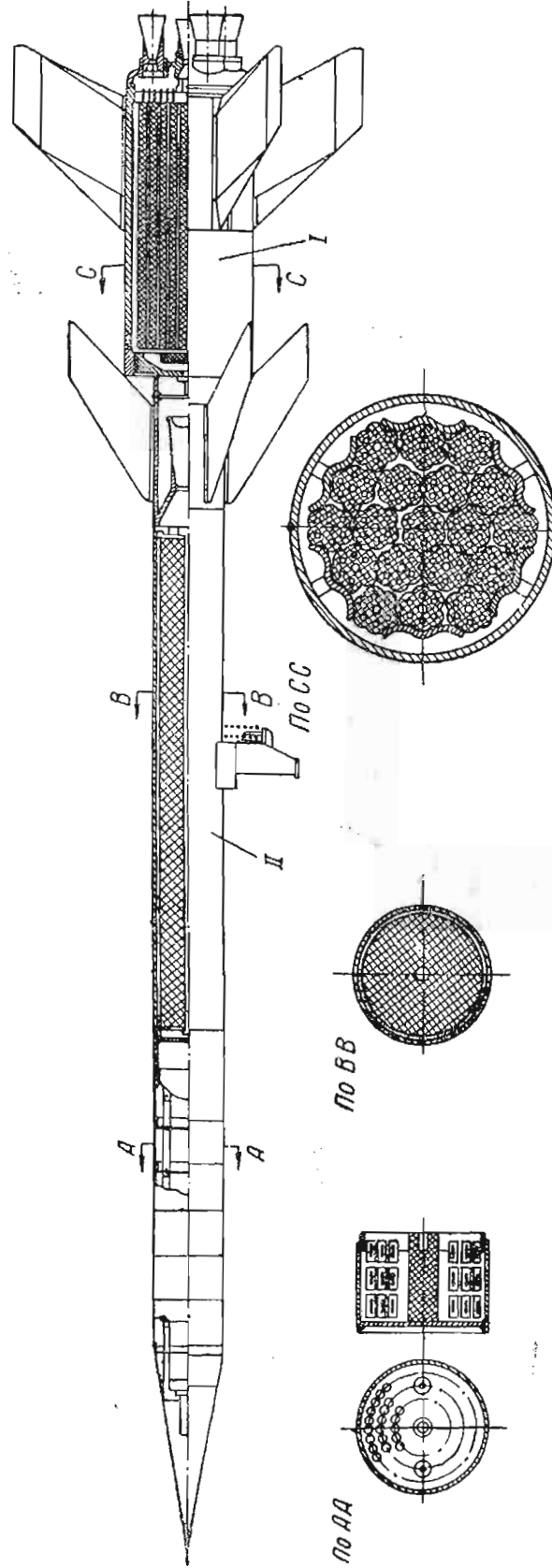
Фиг. 2.24. Пороховая зенитная неуправляемая ракета.

II — в виде одной шашки. Боевой заряд (сечение AA) содержит осколочно-зажигательные элементы для повышения боевого действия ракеты.



Фиг. 2.25. Жидкостная зенитная неуправляемая ракета.

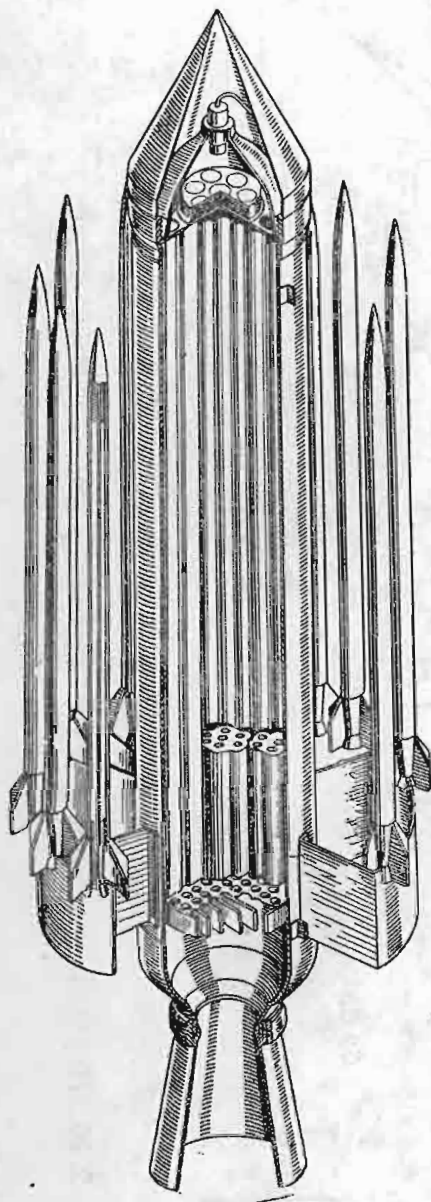
1—бак горючего, 2—бак окислителя, 3—пороховой аккумулятор, 4—боевой заряд.



Фиг. 2.26. Пороховая зенитная неуправляемая двухступенчатая ракета.



Весьма своеобразное устройство имеет ракета, показанная на фиг. 2.27. Эта ракета является неуправляемой ракетой-маткой, несущей в виде второй ступени несколько мелких ракет, покрывающих при своем дальнейшем движении некоторую область пространства. Получается нечто вроде стрельбы «ракетной дробью» (фиг. 2.28).



Фиг. 2.27. Пороховая зенитная ракета, имеющая в качестве второй ступени группу мелких ракет.

Неуправляемые зенитные ракеты хотя и обладают известными преимуществами по сравнению с зенитной ствольной артиллерией, не могут ввиду малой точности стрельбы (особенно при больших высотах) решать задачи эффективной противовоздушной обороны. Здесь основную роль призваны сыграть управляемые зенитные ракеты.

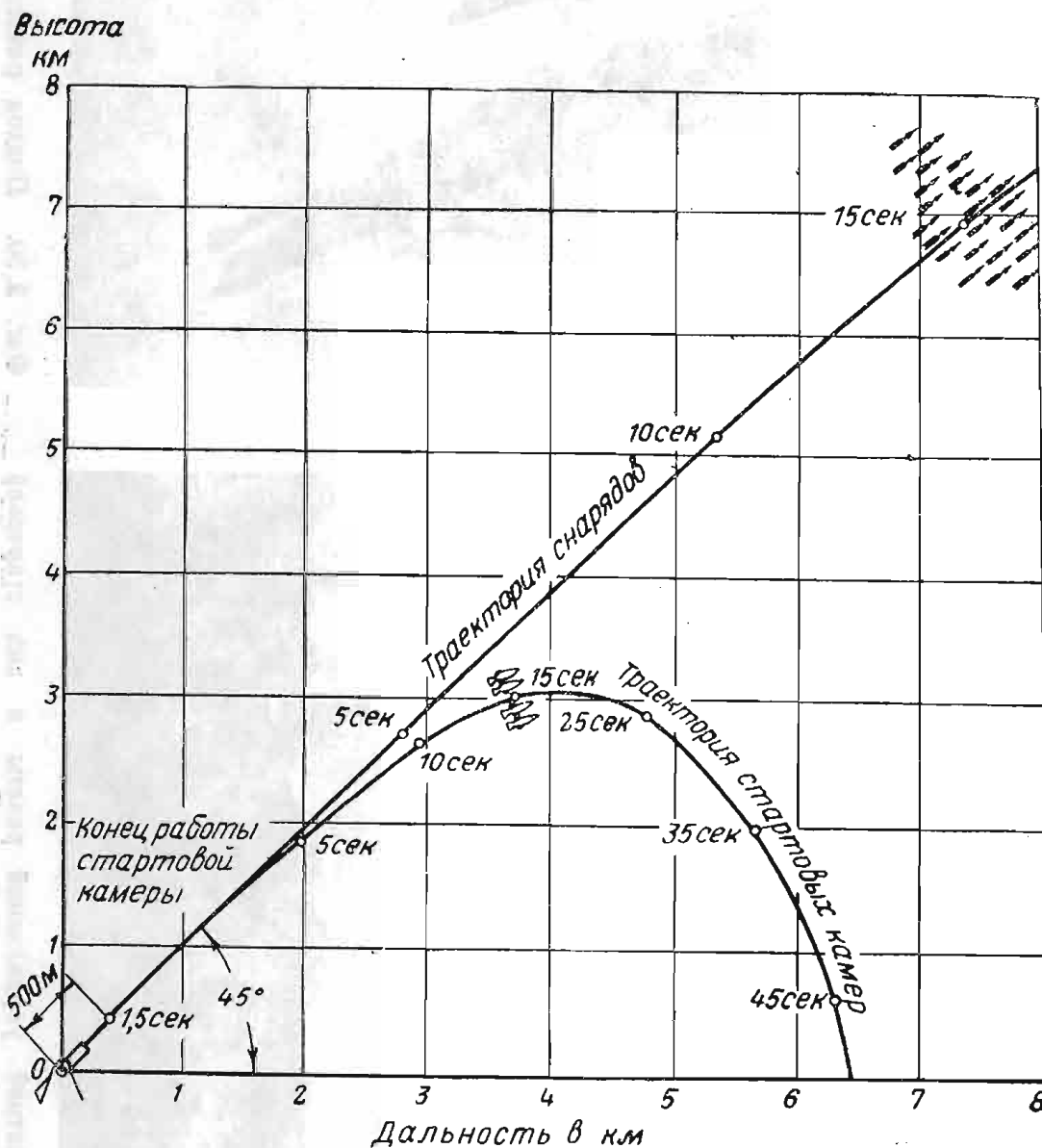
По типу наведения на цель управляемые ракеты могут быть разделены на ракеты, наводимые по команде с земли, и на ракеты, снабженные системой самонаведения. Для передачи и приема команды с земли служит обычно радиосвязь. В качестве принципа для системы самонаведения может быть использована передача и прием ракетой радиосигналов, отражающихся от цели, т. е. чисто радиолокационный принцип. Ракета может самонаводиться также путем приема тепловых или звуковых волн, излучаемых целью.

Деление управляемых ракет на самонаводящиеся и на управляемые с земли является условным, поскольку возможны конструкции, в которых одновременно используется тот и другой способы наведения. До некоторого момента ракета может управляться с земли, а в конце траектории, когда цель близка и уже может быть «замечена ракетой», происходит процесс самонаведения.

Действие ракеты у цели заключается в подрыве ее боевого заряда на расстоянии, обеспечивающем наибольший эффект осколочного поражения. Так как осколки, кроме скорости разброса, обладают еще поступательной скоростью полета ракеты в целом, подрыв, очевидно, должен производиться при некотором недолете

до цели. Момент подрыва определяется специальным дистанционным прибором, отмечающим расстояние до цели.

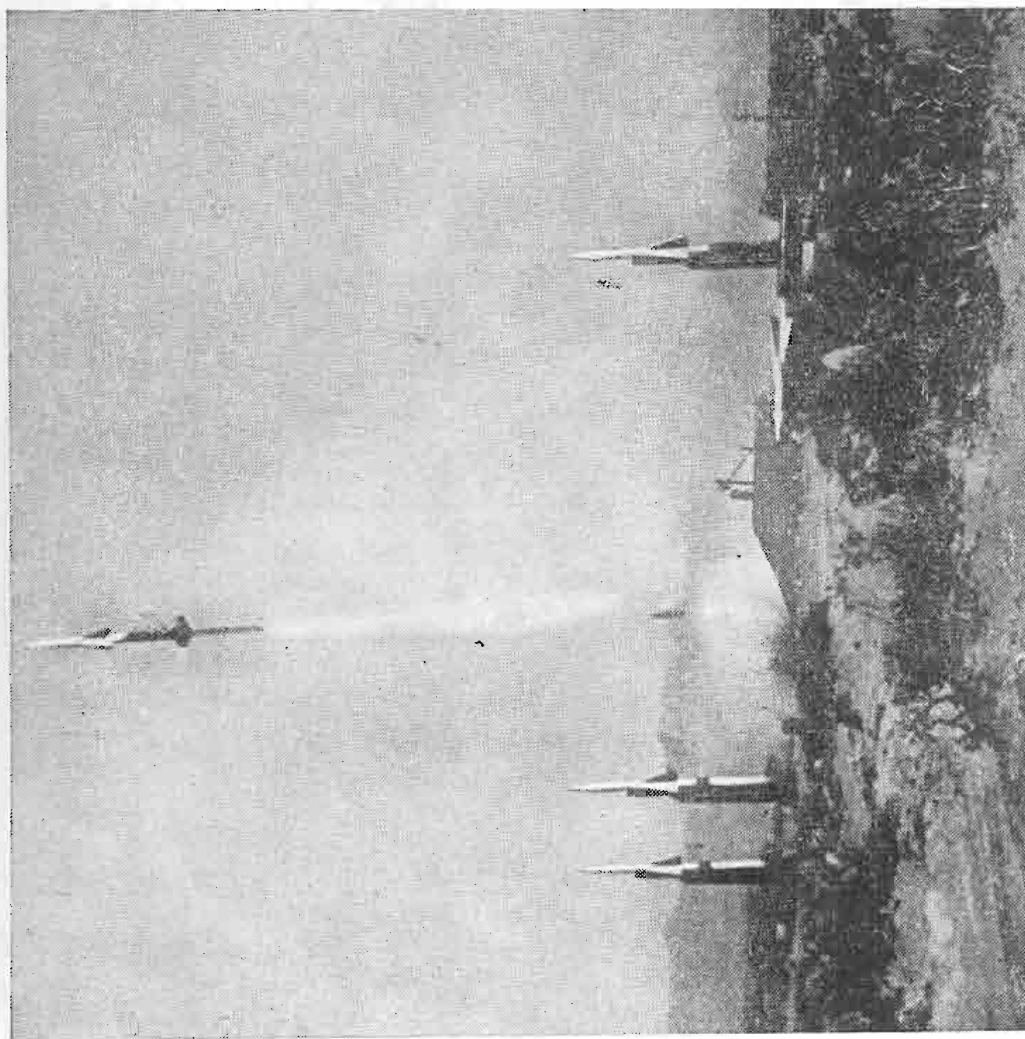
На фиг. 2.29, 2.30 и 2.31 показаны в последовательном порядке вертикальный взлет управляемой ракеты, ее подход к цели и взрыв у цели.



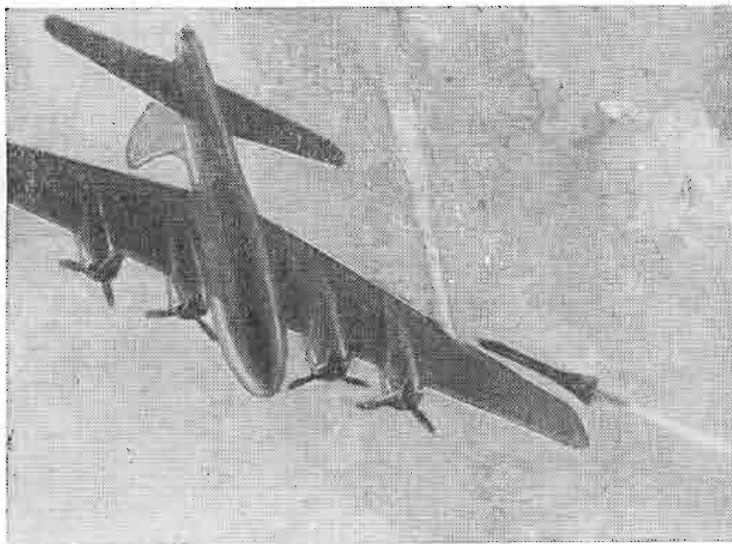
Фиг. 2.28. Траектория полета зенитной ракеты-матки, несущей мелкие ракеты.

На фиг. 2.32 показано устройство пороховой управляемой с земли ракеты, имеющей стартовый двигатель.

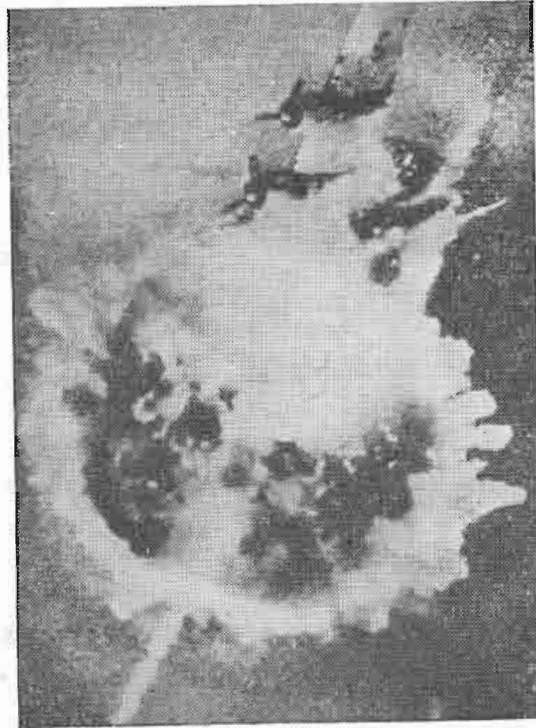
Приборы управления 1 расположены в головной части. Ракета управляется четырьмя воздушными рулями 2, расположенными на носу ракеты. Летательные аппараты с подобным расположением рулей часто называют «аппаратами типа утки».



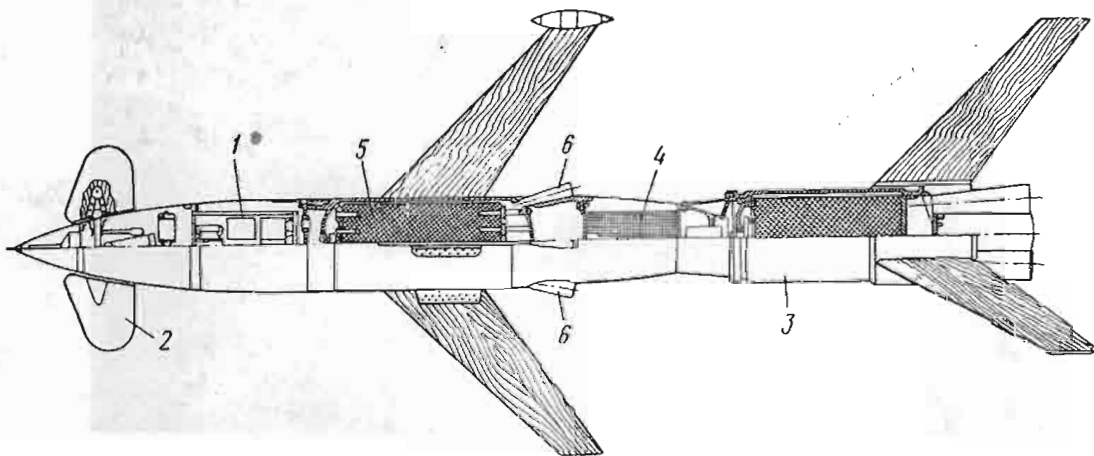
Фиг. 2. 29. Взлет зенитной управляемой ракеты и вид стартовой позиции.



Фиг. 2. 30. Подход ракеты к цели.



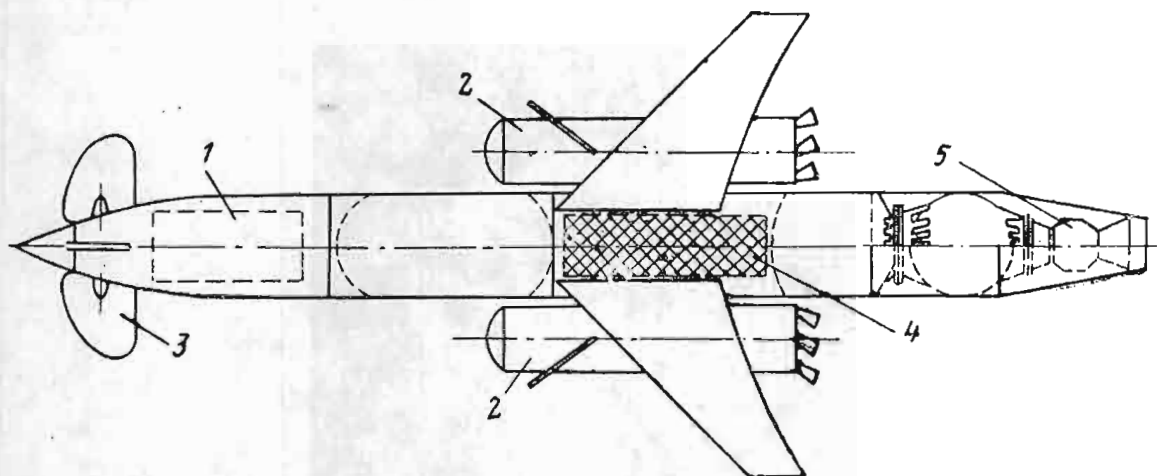
Фиг. 2.31. Взрыв зенитной ракеты у цели.



Фиг. 2.32. Управляемая пороховая зенитная ракета.

1—приборы управления, 2—воздушные рули, 3—стартовая камера, 4—боевой заряд, 5—движущий заряд ракеты, 6—сопла ракеты.

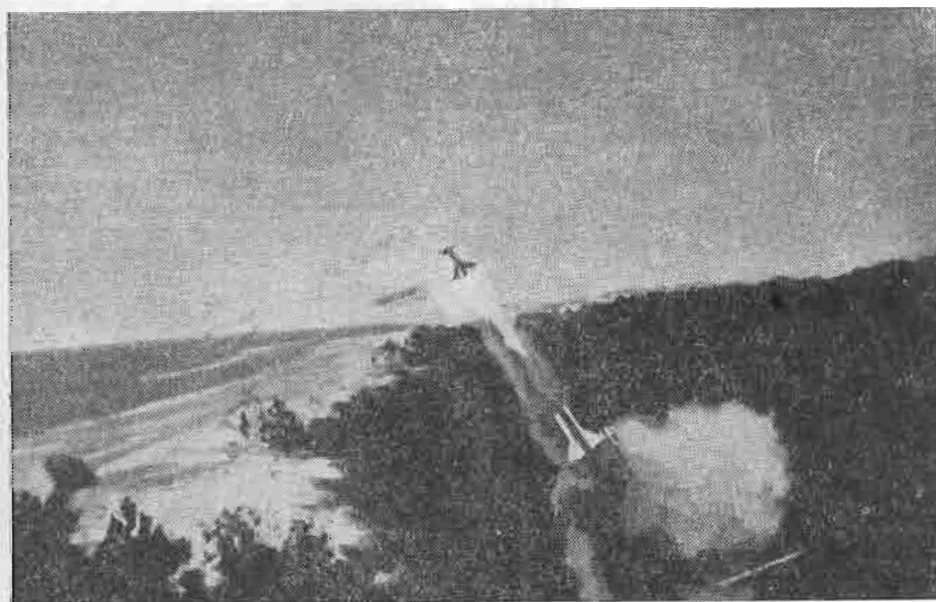
На стартовой камере 3 установлено четыре крыла. Через 1,5 сек. после подъема ракеты стартовый двигатель отбрасывается



Фиг. 2. 33. Жидкостный вариант зенитной управляемой ракеты.

1—приборы управления, 2—стартовые ракеты, 3—рули управления, 4—боевой заряд, 5—двигатель.

и включается двигатель основной ракеты. Характерно, что боевой заряд 4 ракеты расположен сзади движущего 5 и струя пороховых газов истекает через боковые сопла 6.



Фиг. 2. 34. Взлет зенитной управляемой ракеты.

Ракета имеет шесть расположенных равномерно по окружности крыльев. На концах двух из них имеются элероны, предупреждающие поворот ракеты в полете относительно продольной оси.

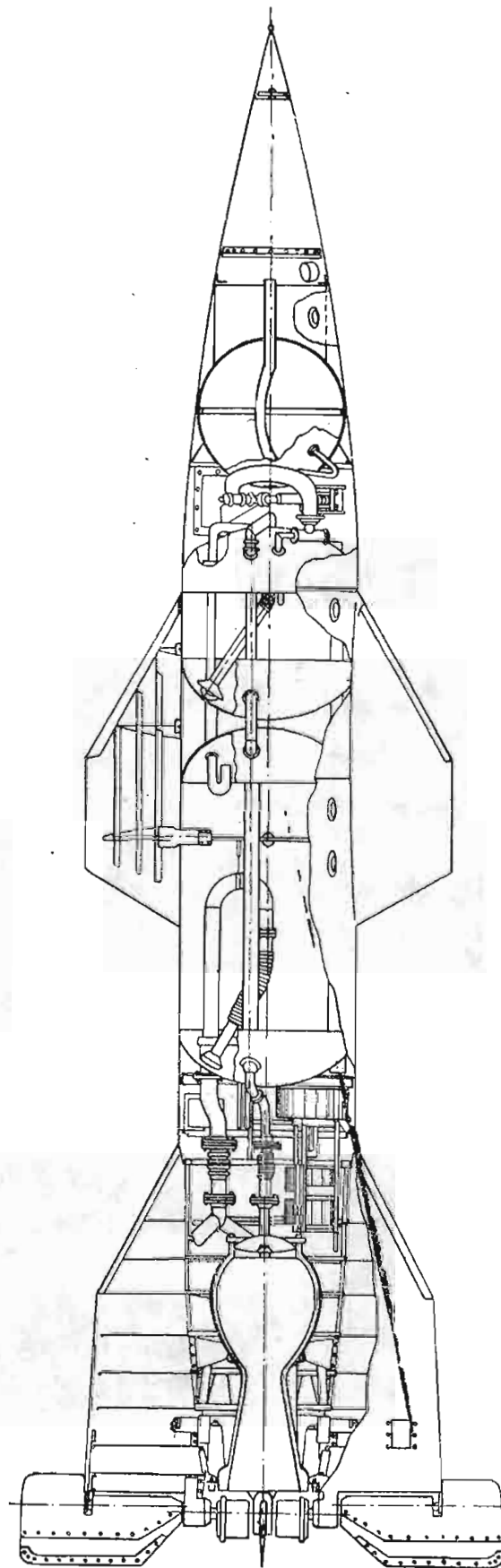
В полете ракета направляется на цель по радио. Наблюдение за траекторией производится в течение всего времени полета: в случае хорошей видимости — с помощью оптической системы теодолитов, а при плохой видимости — с помощью радиоаппаратуры. Включение взрывателя осуществляется по радио.

На фиг. 2.33 показан жидкостный вариант той же ракеты, а на фиг. 2.34 — пороховая ракета в полете с уже отброшенным стартовым двигателем.

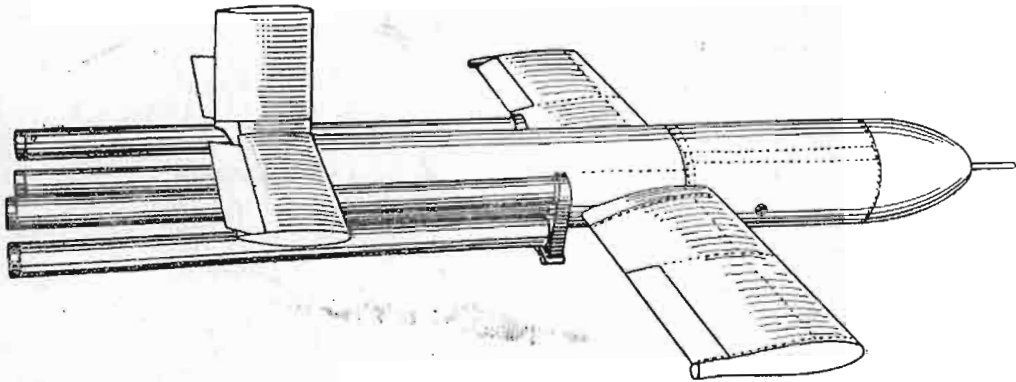
Для зенитных ракет может быть применена конструкция типа баллистической ракеты дальнего действия, как это сделано, например, в ракете, продольное сечение которой показано на фиг. 2.35. В этой ракете топливо из баков подается в камеру сгорания двигателя давлением воздуха, аккумулированного в шаровых баллонах<sup>1</sup>.

Типы и конструкции зенитных управляемых ракет весьма разнообразны. Некоторые примеры приведены на помещаемых здесь фигурах. На фиг. 2.36 и 2.37 показана зенитная ракета ближнего действия, предназначенная для борьбы с воздушными торпедами. Внешний вид других зенитных экспериментальных ракет показан на фиг. 2.38—2.41.

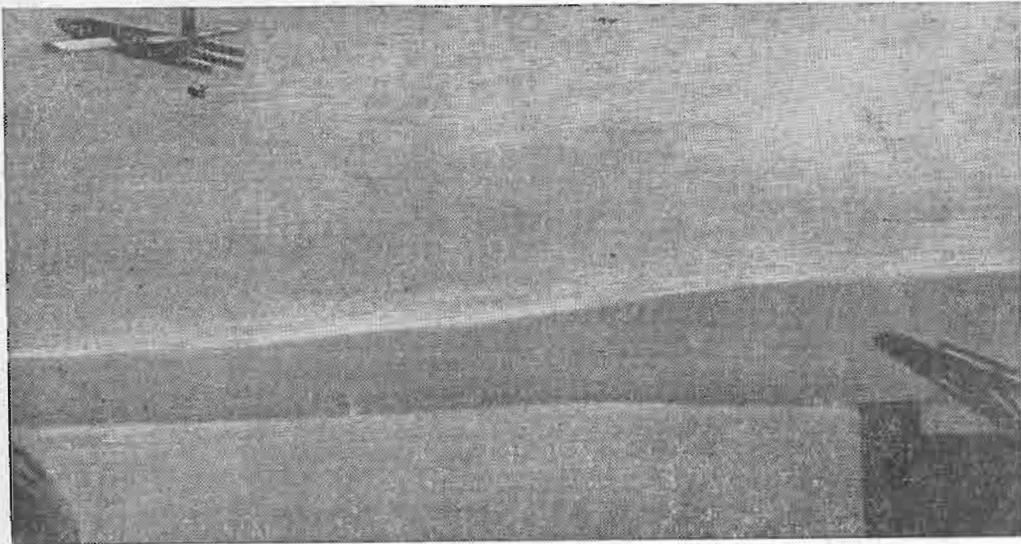
<sup>1</sup> Устройство двигателя этой ракеты рассматривается в гл. III.



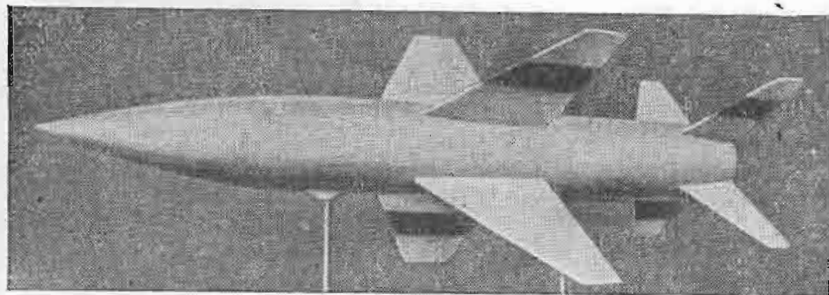
Фиг. 2.35. Устройство жидкостной зенитной управляемой ракеты.



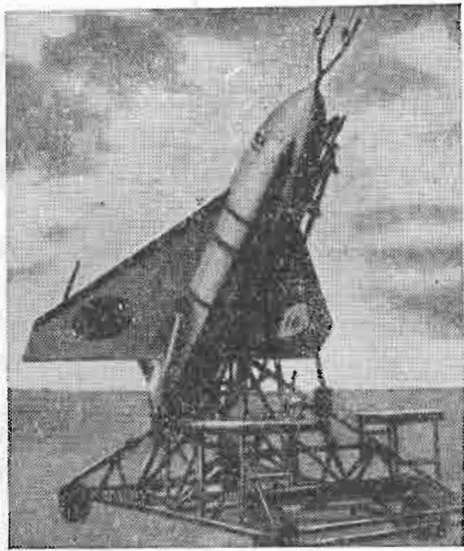
Фиг. 2. 36. Крылатая зенитная ракета с пороховыми ускорителями.



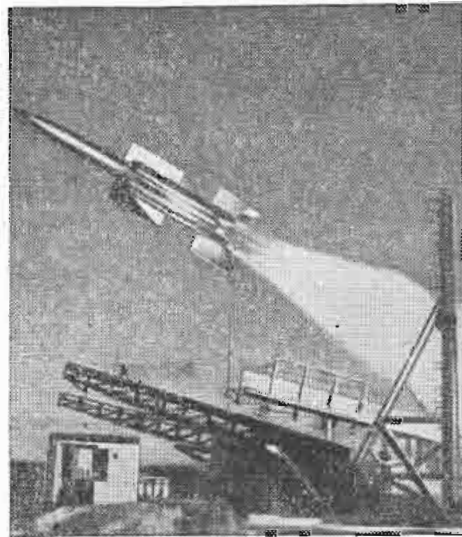
Фиг. 2. 37. Крылатая ракета в полете.



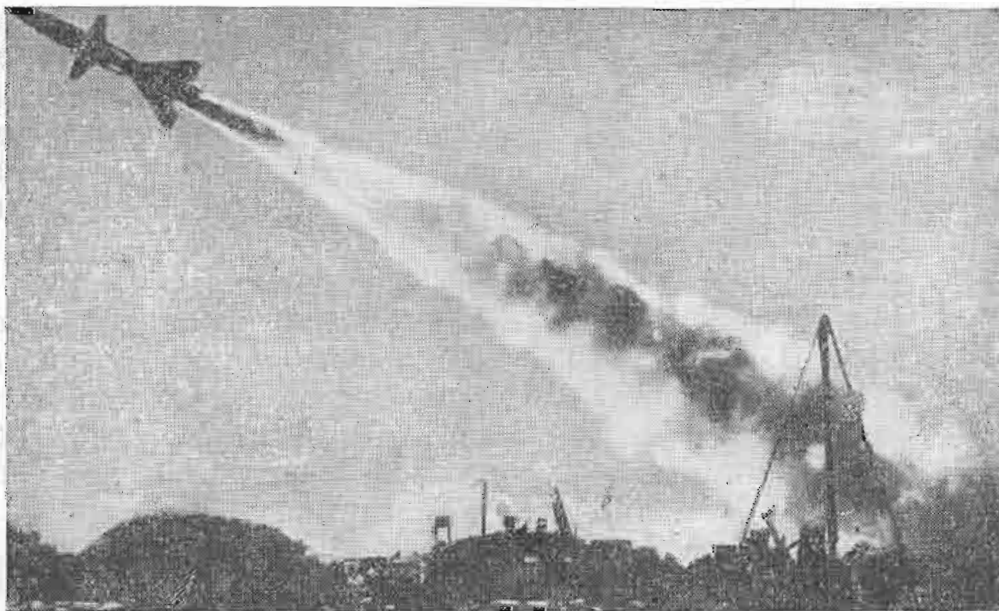
Фиг. 2. 38. Экспериментальная зенитная ракета.



Фиг. 2.39. Самонаводящаяся зенитная ракета.



Фиг. 2.40. Зенитная ракета в полете.



Фиг. 2.41. Зенитная ракета в полете.



## 5. ПРОЧИЕ ТИПЫ РЕАКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

### Авиационные ракеты

Авиационные ракеты могут применяться для стрельбы по наземным и воздушным целям.

Реактивные аппараты «воздух — земля» родственны авиационным бомбам и предназначены большей частью для поражения целей путем прямого попадания. Они могут быть как неуправляемыми, так и управляемыми.

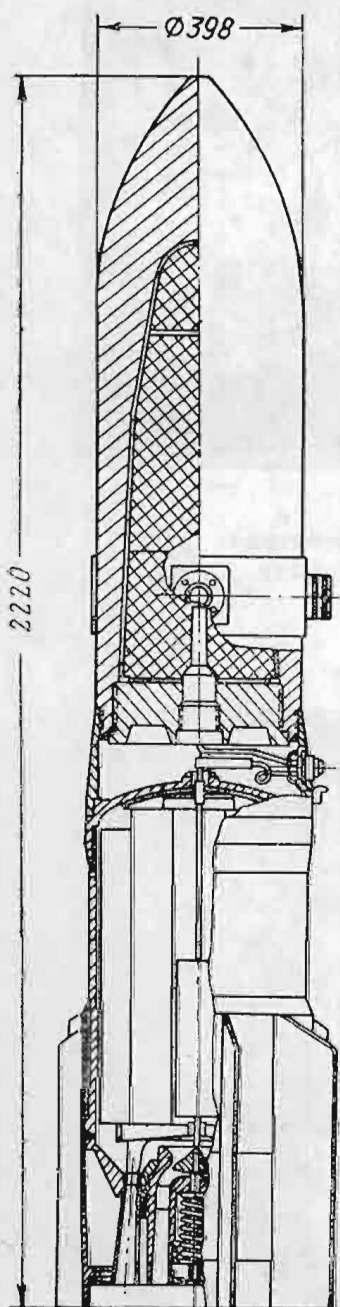
Для увеличения скорости полета аппараты этого типа снабжаются ракетным двигателем. Добавочная скорость необходима, с одной стороны, для увеличения пробивной силы при встрече с такой целью, как, например, тяжелый корабль. С другой стороны, если снаряд управляемый, добавочная скорость нужна также для повышения эффективности управления и увеличения дальности поражения с тем, чтобы самолет имел возможность поразить цель, не подходя к ней близко.

На фиг. 2.42 показано продольное сечение 1000-килограммовой бронебойной авиационной бомбы. Легко видеть, что сравнительно небольшой ракетный заряд не может обеспечить большой дальности полета для столь массивной бомбы и является только ускорителем, повышающим ее пробивную мощь.

На фиг. 2.43 показан противотанковый авиационный ракетный снаряд с кумулятивным зарядом.

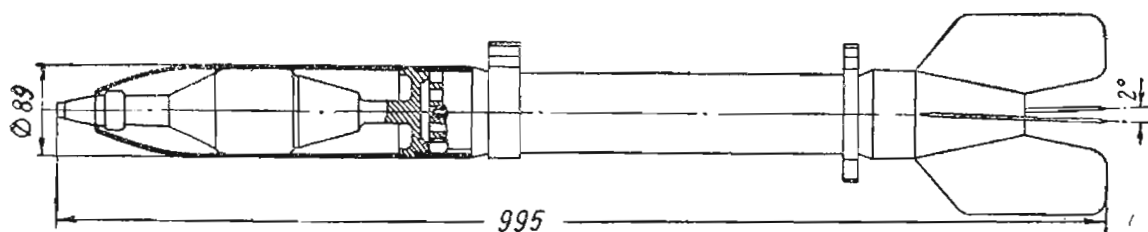
Весьма обычными аппаратами типа «воздух — земля» являются управляемые авиационные бомбы и воздушные торпеды, предназначенные для поражения военных кораблей и крупных наземных объектов. Здесь, как и для зенитных ракет, возможны или система самонаведения, или наведение на цель с самолета-бомбардировщика.

На фиг. 2.44 показан внешний вид одного из управляемых снарядов (торпед) второй мировой войны. Этот снаряд снабжен ракетным двигателем 1, работающим на перекиси водорода. Боевой заряд 2 помещается в головной части. Приборы управления размещены в задней части корпуса 3. Снаряд снабжен элеронами 4, рулями высоты 5 и



Фиг. 2.42. Продольное сечение авиационной бронебойной бомбы.

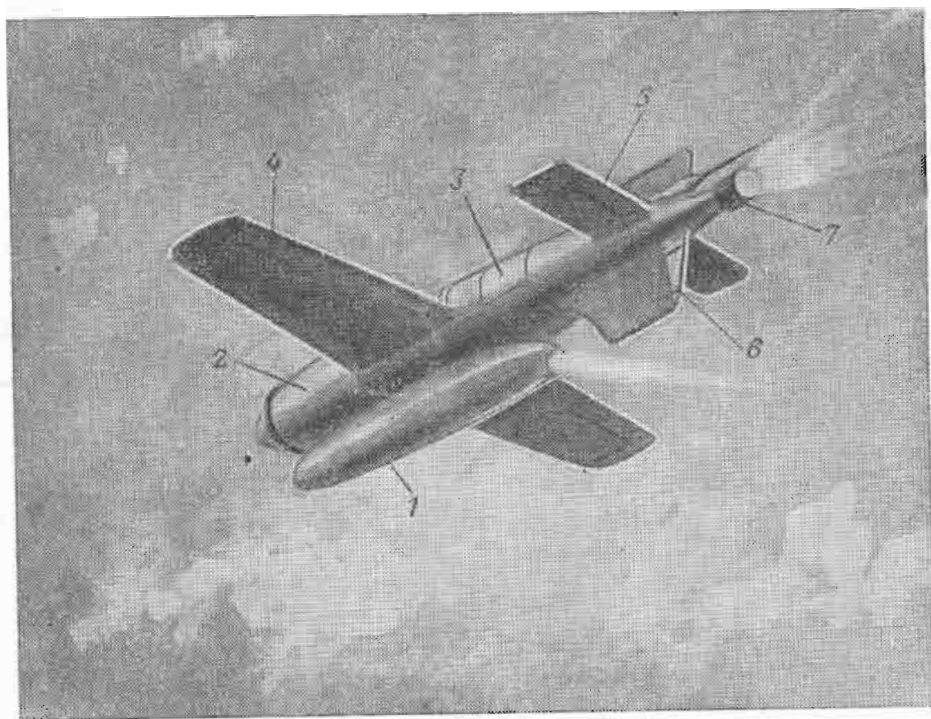
рулем курса 6. На фиг. 2.44 виден трассер 7 — задний фонарь, делающий торпеду в ночное время видимой для штурмана, находящегося на борту самолета-бомбардировщика.



Фиг. 2.43. Противотанковый авиационный снаряд.

Ракеты для стрельбы с самолета по самолету принципиально не отличаются по конструкции от снарядов ракетной артиллерии ближнего действия.

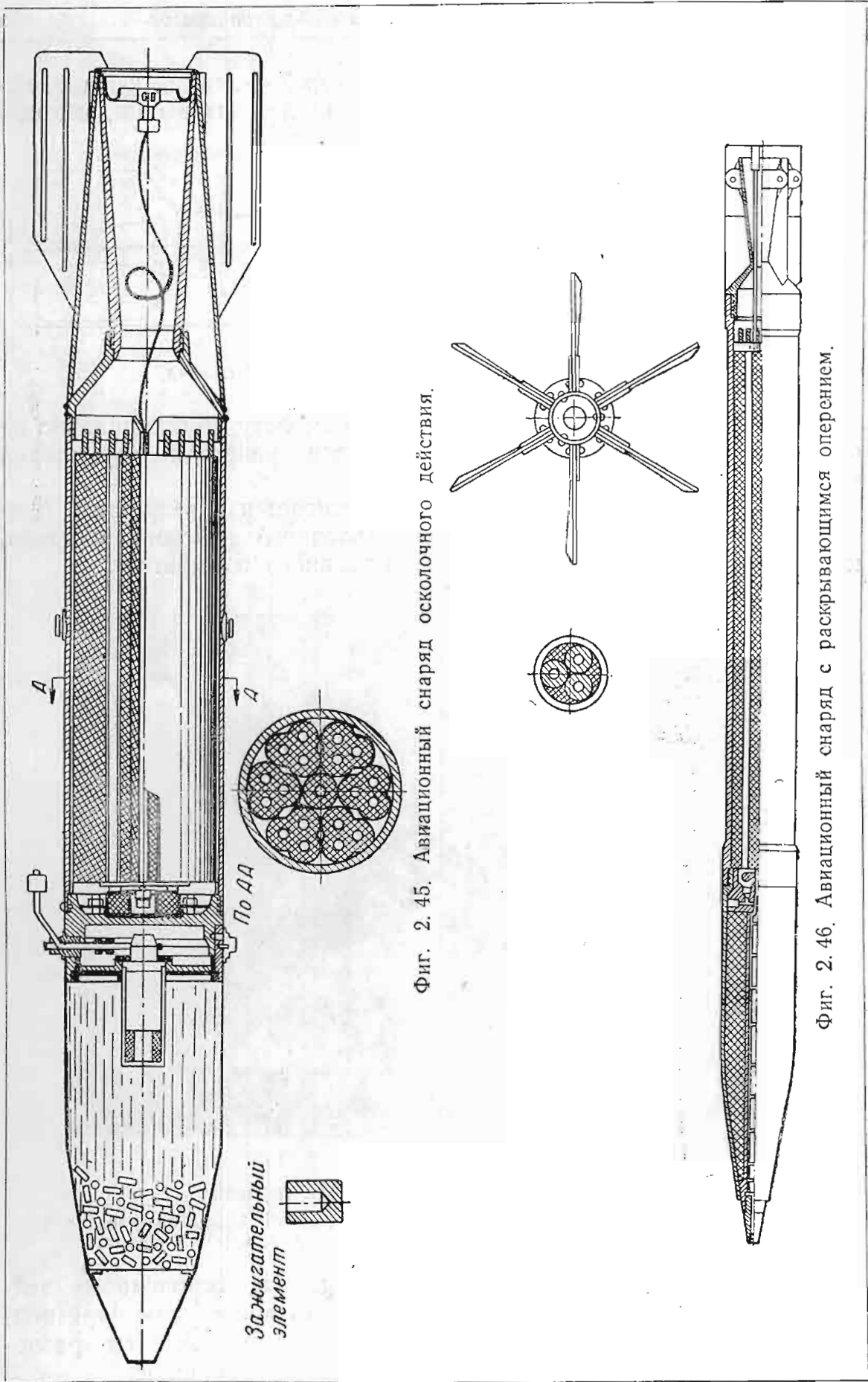
Поражение самолета противника достигается в результате прямого попадания или в результате осколочного действия снаряда, подрывающегося при помощи дистанционного взрывателя.



Фиг. 2.44. Авиационная ракетная торпеда.

1—двигатель, 2—боевой заряд, 3—задняя часть корпуса, содержащая приборы управления, 4—элероны, 5—рули высоты, 6—руль курса, 7—трассер.

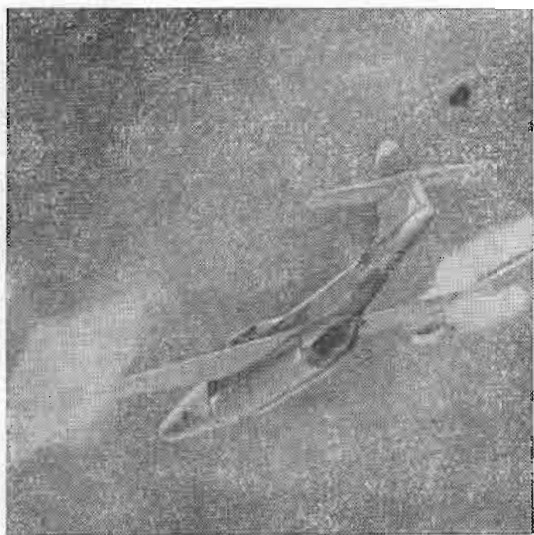
На фиг. 2.45 показан авиационный снаряд осколочного действия для стрельбы с истребителя по бомбардировщикам. При подрыве боевого снаряда осколочно-зажигательные элементы разлетаются вперед по конусу с углом около  $30^\circ$  при вершине.



Фиг. 2. 45. Авиационный снаряд осколочного действия.

Фиг. 2. 46. Авиационный снаряд с раскрывающимся оперением.

На фиг. 2.46 представлено устройство авиационного снаряда прямого попадания с раскрывающимся оперением. Пока ракета находится в направляющей трубе, оперение сложено. При выходе ракеты из трубы оперение раскрывается.



Фиг. 2.47. Залп ракетами с установок, расположенных на концах крыльев самолета. Справа видны уходящие вперед ракеты.



Фиг. 2.48. Ракетный залп с самолета.

Авиационное ракетное оружие открывает широкие возможности увеличения огневой мощи самолетов. Применение артиллерийских орудий большого калибра в авиации невозможно из-за большого веса ствольной установки и сил отдачи при стрельбе из орудия. Пусковые установки для стрельбы ракетами чрезвычайно просты и легки, а ракета при вылете не дает отдачи.

На фиг. 2.47 и 2.48 показан ракетный залп с реактивных самолетов.

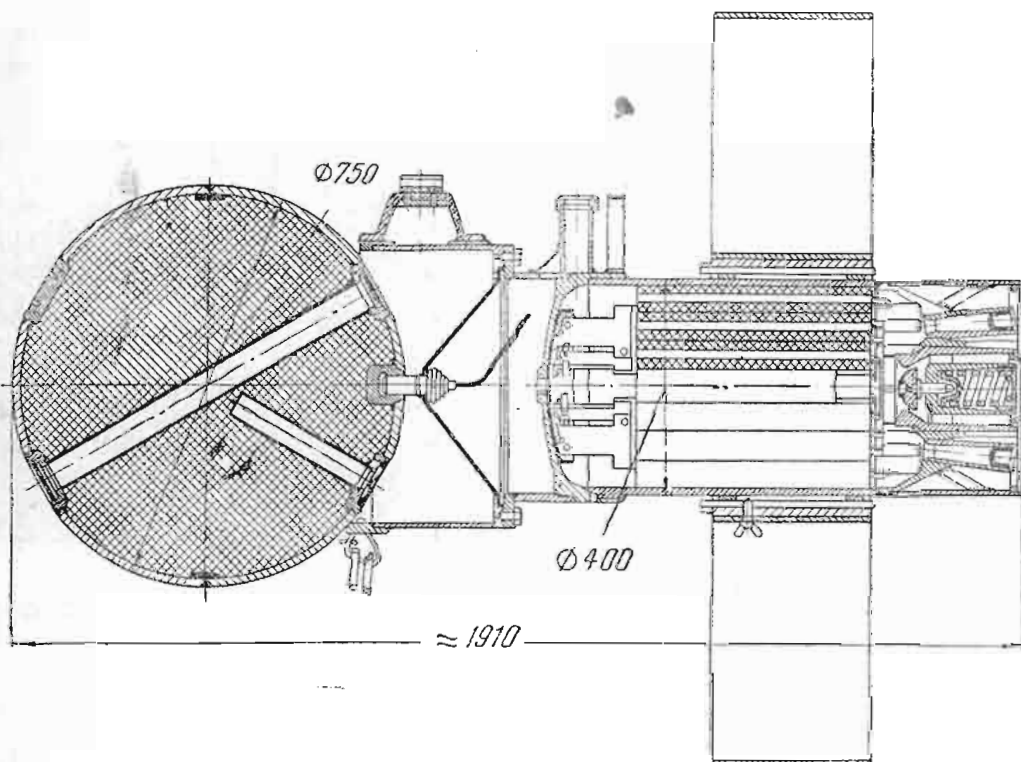
### Некоторые другие типы ракет

Выше мы рассмотрели снаряды наземной ракетной артиллерии и авиационные ракетные снаряды. Наряду с ними существуют морские ракетные снаряды и беспилотные аппараты.

На конструкцию этих аппаратов определенный отпечаток накладывают условия транспортировки. Эти аппараты должны допускать компактную укладку на борту судна. Они должны заправляться топливом, допускающим длительное хранение. Некоторыми особенностями должны обладать также и пусковые устройства.

Стрельба по наводным целям в основном не отличается от стрельбы по наземным целям. Правда, здесь возможны некоторые исключения.

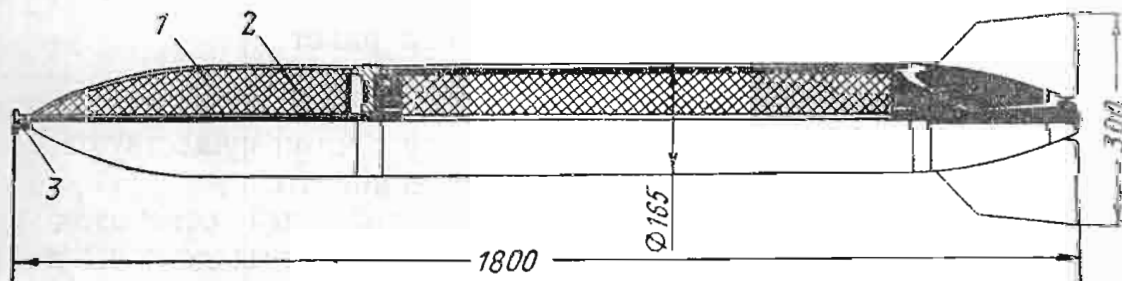
На фиг. 2. 49 показан шаровой рикошетирующий авиационный снаряд. Такой снаряд, снабженный ракетным двигателем, сбрасывается самолетом с малой высоты в направлении корабля с не-долетом. При выгорании топлива движущий заряд отделяется от



Фиг. 2. 49. Рикошетирующий надводный снаряд.

боевого. Далее шаровой заряд, снабженный контактным и глубинным взрывателем, рикошетирует по поверхности воды, делая до 12 скачков, и при правильном бросании поражает корабль.

Возможно также применение ракет для подводной стрельбы. На фиг. 2. 50 показан подводный ракетный снаряд для стрельбы с подводных лодок по нижней части корабля.



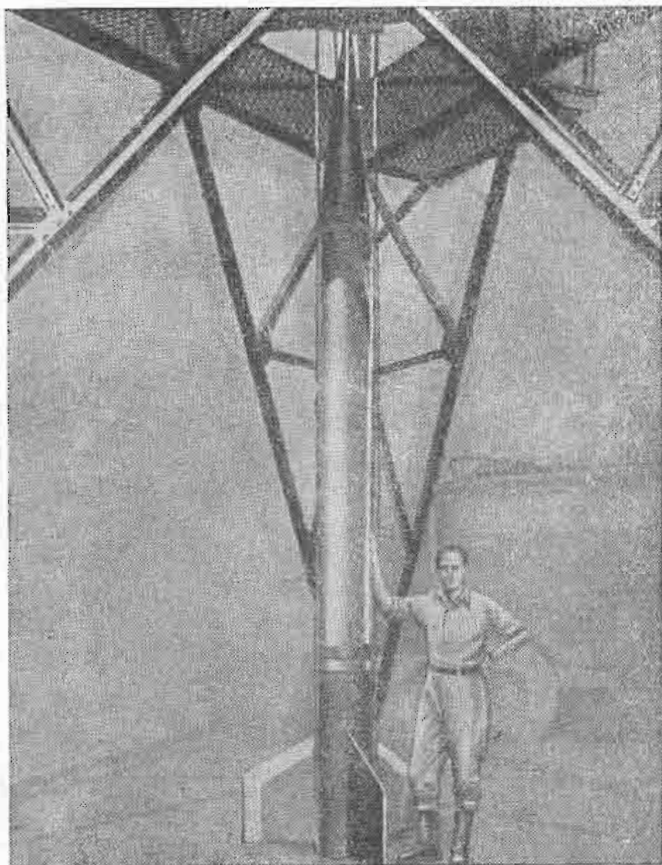
Фиг. 2. 50. Подводный ракетный снаряд.

1—боевой заряд, 2—трубка для выпуска газов вперед и уменьшения силы трения корпуса о воду, 3—отверстие для выхода пороховых газов.

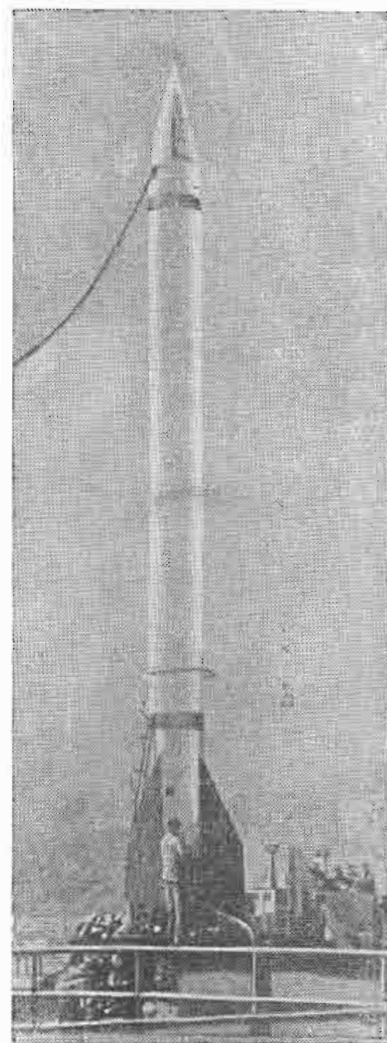
В заключение обзора существующих типов ракет остановимся на так называемых метеорологических ракетах. Эти ракеты предназначены для поднятия на высоту различных регистрирующих

приборов с целью исследования свойств атмосферы и физических условий за ее пределами. Высоты, освоенные в настоящее время при помощи метеорологических ракет, измеряются сотнями километров и не могут быть достигнуты при помощи других средств.

Метеорологическая ракета мало отличается от боевой ракеты дальнего действия. Отличие вносится лишь особенностями установки исследовательской аппаратуры, заменяющей боевой заряд. Метеорологическая ра-



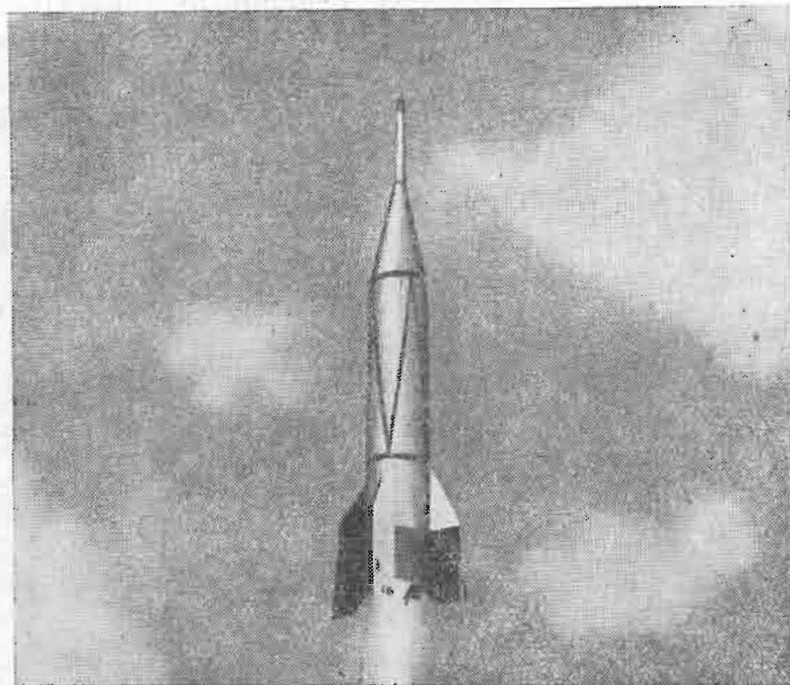
Фиг. 2. 51. Метеорологическая ракета «ВАК Корпорэл».



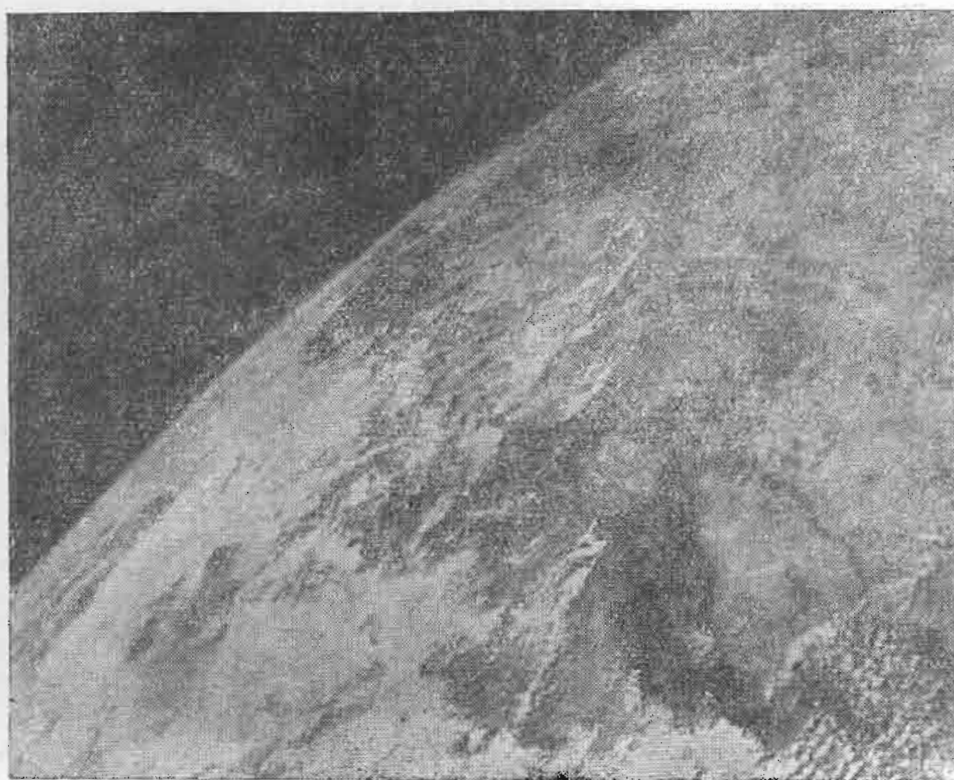
Фиг. 2. 52. Метеорологическая ракета.

кета несколько проще в управлении, поскольку вопросы рассеивания и точности наведения для нее не играют роли. В то же время метеорологическая ракета требует разрешения проблемы спасения приборов при их падении, что при больших высотах и соответственно больших скоростях падения выполнить довольно трудно.

Примером метеорологической ракеты может служить американская ракета «ВАК Корпорэл», показанная на фиг. 2. 51 в вертикальном стартовом положении в пусковом станке. Другой пример метеорологической ракеты представлен на фиг. 2. 52.



Фиг. 2. 53. Двухступенчатая метеорологическая ракета в полете.



Фиг. 2. 54. Фотография земной поверхности с высоты 225 км.

На фиг. 2. 53 показана в полете двухступенчатая метеорологическая ракета. В качестве первой ступени здесь использована немецкая ракета «Фау-2». Второй ступенью является смонтированная в головной части ракета «ВАК Корпорэл». При помощи этой составной ракеты была достигнута вертикальная скорость около 2200 м/сек и высота, превышающая 400 км.

На фиг. 2. 54 приведена фотография земной поверхности с высоты 225 км, полученная при помощи метеорологической ракеты. Справа виден горный рельеф местности. Слева — сплошная облачность. Хорошо заметна кривизна земной поверхности.





## Глава III

# ТИПЫ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ИХ УСТРОЙСТВО И ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ

### 1. ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЭНЕРГИИ И ТИПЫ СУЩЕСТВУЮЩИХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

#### Схема преобразования энергии

Для создания тяги в двигателе прямой реакции отбрасываемой массе продуктов сгорания необходимо сообщить скорость. Эта скорость получается в результате процессов преобразования химической энергии топлива в кинетическую энергию струи газов.



Рассмотрим последовательность процессов, происходящих в двигателе прямой реакции (фиг. 3.1).

Топливо подавляющего большинства реактивных двигателей состоит из двух различных веществ: окислителя и горючего. Эти вещества называются компонентами топлива.

Окислитель содержит в большом количестве кислород или какой-либо другой окислительный элемент. Горючее состоит в основном из горючих элементов, способных в процессе химической реакции с окислительными элементами выделять большое количество тепла. Таким образом, топлива реактивных двигателей являются носителями химической энергии (Х.Э. на фиг. 3.1).

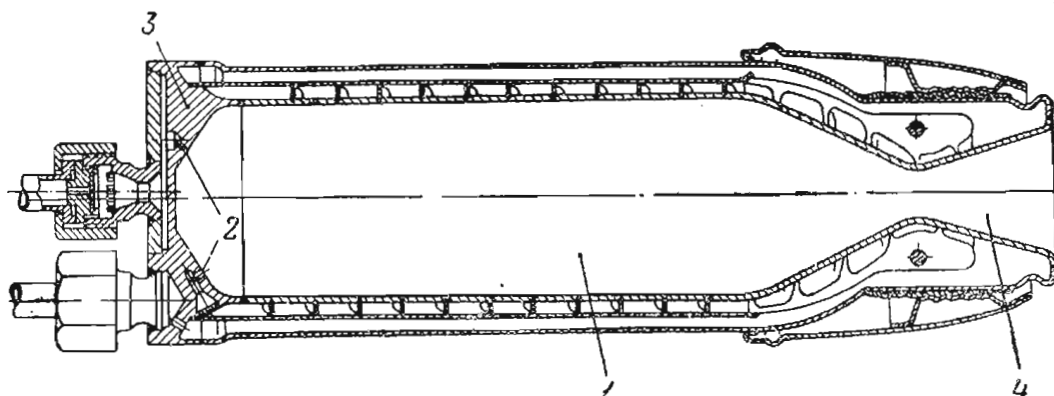
Фиг. 3.1. Схема преобразования энергии в ракетных двигателях прямой реакции.

Х. Э.— химическая энергия, Т. Э.— тепловая энергия, К. Э.— кинетическая энергия направленного движения продуктов сгорания, Э. П.— энергия полета (работа перемещения реактивного аппарата).

Подобные свойства топлив будут рассмотрены в следующей главе.

Горение топлива происходит в камере сгорания двигателя (фиг. 3.2), но до этого топливо должно пройти несколько подготовительных стадий.

Прежде всего топливо должно быть сжато до давления, большего, чем давление в камере, иначе оно не сможет поступить в камеру. Сжатие и подача топлива в двигателе осуществляются системой подачи, включающей в себя баки, агрегат, создающий давление (например, баллоны со сжатым воздухом, турбонасосный агрегат и т. д.), а также систему клапанов и трубопроводов, обеспечивающих надежную работу и возможность управления двигателем.



Фиг. 3.2. Камера ракетного двигателя.

1—собственно камера сгорания, 2—форсунки, 3—головка, 4—сопло.

При подаче в камеру топливо должно быть поставлено в условия, наиболее благоприятные для протекания реакции горения. Эти условия состоят в том, что горючее и окислитель должны образовать возможно более однородную парообразную смесь. Для получения такой смеси топливо набором форсунок в головке двигателя 3 (см. фиг. 3.2) распыливается на мелкие капли, которые затем, двигаясь по камере, испаряются. Вслед за испарением происходит смешивание паров компонентов топлива. К этому и сводится процесс смесеобразования.

Воспламенение и горение топлива в камере сгорания являются следующими необходимыми этапами в рабочем процессе двигателя. При горении химическая энергия превращается в тепловую (Т. Э.).

Превращение тепловой энергии в кинетическую (К. Э.) в двигателях прямой реакции получается, как следствие расширения газообразных продуктов сгорания при движении их вдоль сопла.

Направленное истечение газов из сопла приводит, как уже говорилось, к возникновению силы тяги.

При перемещении реактивного аппарата сила тяги совершает работу, которая идет на создание энергии полета (Э. П.) летательного аппарата.

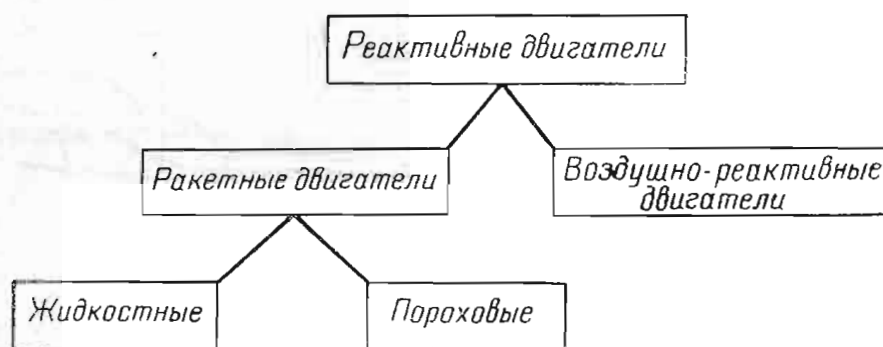
### Основные группы реактивных двигателей

Устройство двигателя и его основных агрегатов определяется в первую очередь видом применяемого топлива. По этому признаку все существующие реактивные двигатели можно разделить на две основные группы: *воздушно-реактивные* и *ракетные двигатели*.

Отличительной особенностью воздушно-реактивных двигателей является использование в качестве окислителя кислорода воздуха.

Преимущество таких двигателей заключается в том, что они позволяют существенно сократить запас топлива на борту летательного аппарата (в современных топливах для ракетных двигателей вес окислителя составляет от 60 до 80%). Кроме того, отпадает надобность в баках для окислителя и устройствах для подачи последнего в камеру сгорания.

С другой стороны, использование кислорода воздуха приводит к тому, что воздушно-реактивные двигатели не могут работать на



Фиг. 3.3. Схема деления реактивных двигателей на основные группы.

высотах, где содержание кислорода вследствие разреженности атмосферы становится малым.

Ко второй группе относятся двигатели, работающие на топливах, целиком находящихся на борту летательного аппарата. Такие двигатели называются *ракетными*. Основное их преимущество, как мы уже знаем, заключается в независимости работы от условий окружающей среды. Ракетные двигатели могут применяться на любых высотах, в частности, и для полета в межпланетном пространстве.

Ракетные двигатели разделяются обычно на двигатели, работающие на жидком топливе,— жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) и на двигатели твердого топлива.

В качестве твердого топлива в настоящее время в ракетных двигателях применяется исключительно порох. Поэтому двигатели твердого топлива называют просто пороховыми двигателями.

Схема деления реактивных двигателей на основные группы представлена на фиг. 3.3.

Перейдем далее к более подробному рассмотрению воздушно-реактивных и жидкостных ракетных двигателей. Устройство пороховых двигателей отдельно разбирать не будем. Их конструкция настолько проста, что легко становится понятной без описания (см. примеры пороховых ракет в предыдущей главе).

## 2. ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

### Турбореактивные двигатели (ТРД)

Турбореактивные двигатели получили самое широкое распространение в современной авиации в качестве двигателей скоростных самолетов.

Устройство турбореактивного двигателя одного из применяемых в настоящее время типов показано на фиг. 3. 4.

Воздух из атмосферы через входные отверстия 15 и 17 поступает на лопатки двустороннего колеса компрессора 4. При вращении колеса лопатки закручивают поток и с повышенным давлением подают воздух в диффузор компрессора 6, где скорость его уменьшается, а давление дополнительно увеличивается.

Из диффузора сжатый воздух по патрубкам 5 направляется в камеры сгорания 7. Туда же через форсунки 14 подается горючее (керосин). Для лучшего перемешивания горючего с воздухом, а также для большей устойчивости и полноты процесса сгорания часть воздуха, окружающая форсунку, получает интенсивную закрутку с помощью завихрителя 13.

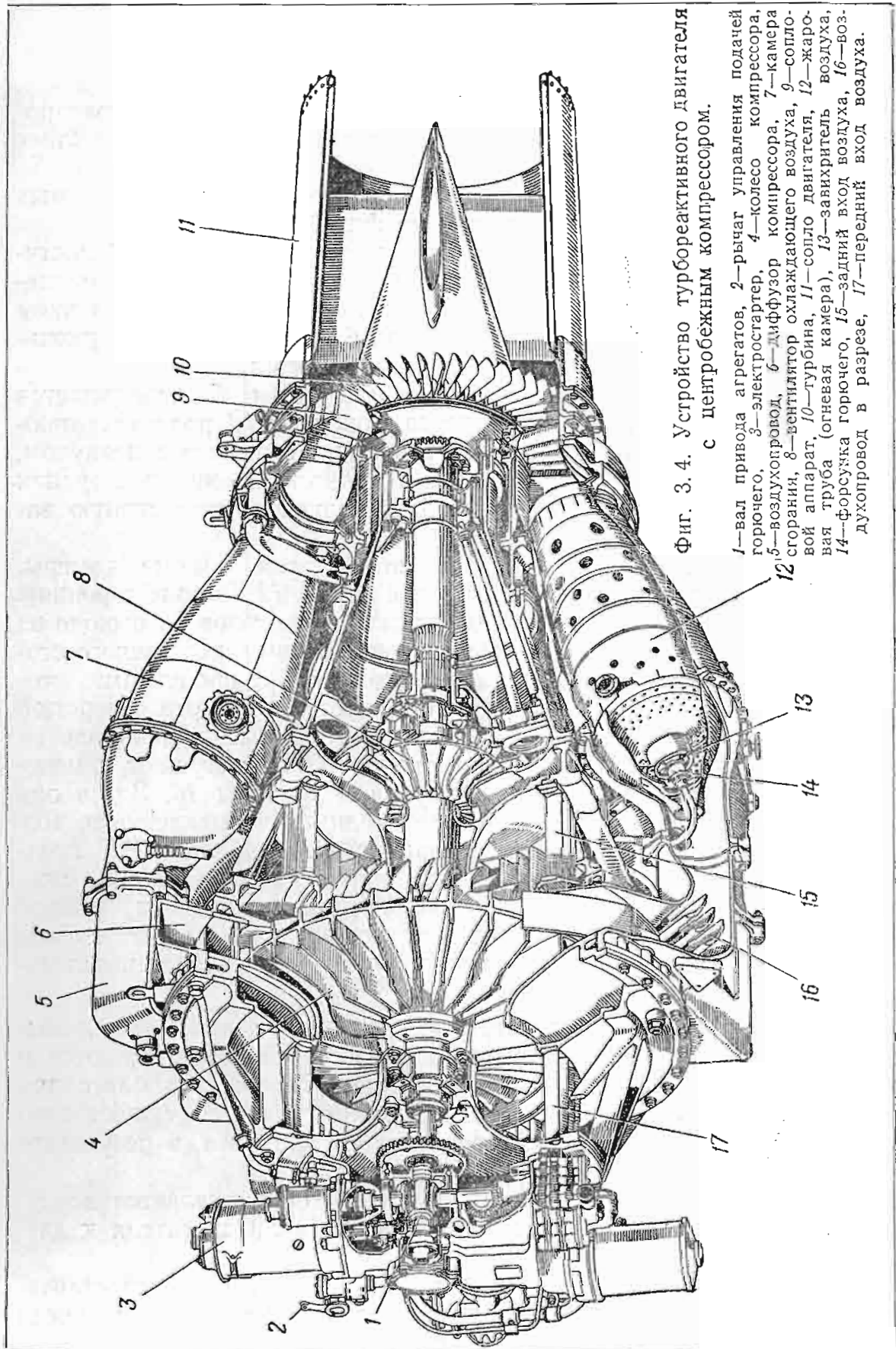
Сгорание топлива происходит не во всем объеме камеры, а только в начальном участке жаровой трубы 12 (в зоне горения). Для получения достаточно низкой температуры газов на выходе из камеры воздуха подается больше, чем необходимо для полного сгорания керосина. Этот воздух перемешивается с продуктами сгорания, поступая внутрь жаровой трубы через ее боковые отверстия. Температура в конце камеры при этом естественно понижается.

Горячие газы при температуре около  $900^{\circ}\text{C}$  поступают к неподвижным лопаткам соплового аппарата 9 турбины 10. Здесь они приобретают большую скорость и необходимое направление и, воздействуя на лопатки турбины, вращают ее. Турбина ТРД предназначена почти исключительно для вращения компрессора, сжимающего воздух. Только очень небольшая часть мощности турбины снимается с вала 1 для вращения вспомогательных агрегатов: насосов подачи горючего и масла, электрогенератора, регулятора и т. д.

По выходе из турбины нагретые газы имеют давление, превышающее атмосферное. В сопле двигателя 11 газы расширяются и вытекают из сопла с большой скоростью. Эта скорость благодаря происходящим в двигателе процессам получается существенно большей, чем скорость полета реактивного аппарата, в результате чего и возникает сила тяги.

Охлаждение нагретых частей двигателя осуществляется воздухом, который вентилятор 8 прогоняет вдоль вала двигателя к диску турбины.

Запуск двигателя осуществляется с помощью электростартера 3, который раскручивает вал до такого числа оборотов, когда двигатель может начать работать самостоятельно.



Фиг. 3.4. Устройство турбореактивного двигателя с центробежным компрессором.

1—вал привода агрегатов, 2—рычаг управления подачей горячего, 3—электростартер, 4—колесо компрессора, 5—воздухопровод, 6—диффузор компрессора, 7—камера сгорания, 8—вентилятор охлаждающего воздуха, 9—сопловой аппарат, 10—турбина, 11—сопло двигателя, 12—жаровая труба (огневая камера), 13—завихритель воздуха, 14—форсунка горячего, 15—задний вход воздуха, 16—воздухопровод в разрезе, 17—передний вход воздуха.

Большее распространение, чем описанный выше тип двигателя с центробежным компрессором имеют ТРД с осевыми компрессорами.

Разрез ТРД с осевым компрессором представлен на фиг. 3.5. Компрессор для сжатия воздуха до необходимого давления представляет собой серию ступеней, каждая из которых состоит из спрямляющего аппарата 1 и рабочего колеса с лопатками 2. Помимо компрессора остальные элементы двигателя — камера сгорания, турбина и сопло — у двигателей обоих типов имеют принципиально одинаковое устройство.

В настоящее время ТРД строятся самых разнообразных типов с тягой от 2 до 6 и более тонн. При тяге в 4 т двигатель имеет диаметр в 1—1,5 м и длину, равную 3—5 м. Мощность, потребляемая компрессором, а следовательно, и мощность турбины, составляет 15000—20000 л. с. Такой двигатель забирает в 1 сек из атмосферы до 80 кг воздуха. В условиях у поверхности земли это количество воздуха занимает объем около 70 м<sup>3</sup>. Расход горючего составляет 0,9÷1,5 кг на 1 кг тяги в час.

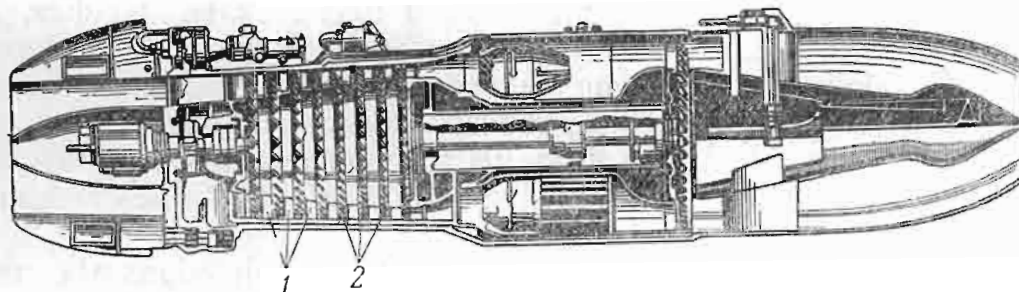
При скоростях полета выше 800—900 км/час в большинстве случаев ТРД оказывается более выгодным, чем винтовой двигатель. При меньших, но еще достаточно больших скоростях полета наиболее целесообразным является турбовинтовой двигатель. В этом двигателе (фиг. 3.6) турбина вращает не только компрессор, но и воздушные винты, создающие основную тягу двигателя. В сопле имеет место относительно небольшое ускорение газа, в связи с чем доля прямой реакции в общей тяге турбовинтовой установки невелика.

### Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД)

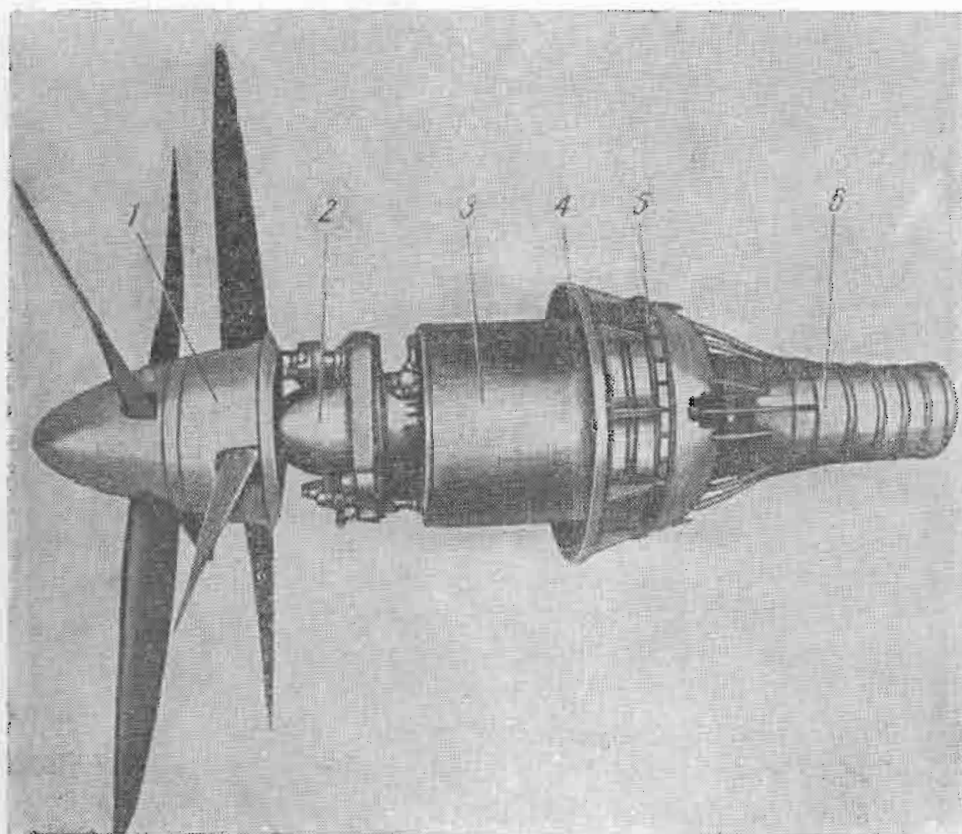
Характерной особенностью рассмотренных выше турбореактивных двигателей является наличие компрессора, обеспечивающего сжатие воздуха, который поступает затем в камеру сгорания. Сжатие воздуха необходимо для осуществления последующего процесса расширения и более интенсивного ведения процесса горения.

Турбореактивные двигатели могут быть использованы не только на дозвуковых самолетах, но и на самолетах, летающих со скоростями, значительно превышающими скорость звука. Однако при больших скоростях полета — 1800÷2000 км/час и выше — принципиальная необходимость в механическом сжатии воздуха отпадает, так как достаточное повышение давления может быть достигнуто за счет скоростного напора воздушного потока, набегающего на двигатель.

Таким образом, в схеме воздушно-реактивного двигателя представляется возможным освободиться от компрессора и турбины. Это существенно упрощает конструкцию двигателя. Двигатель со сжатием воздуха за счет скоростного напора называется *прямоточным*



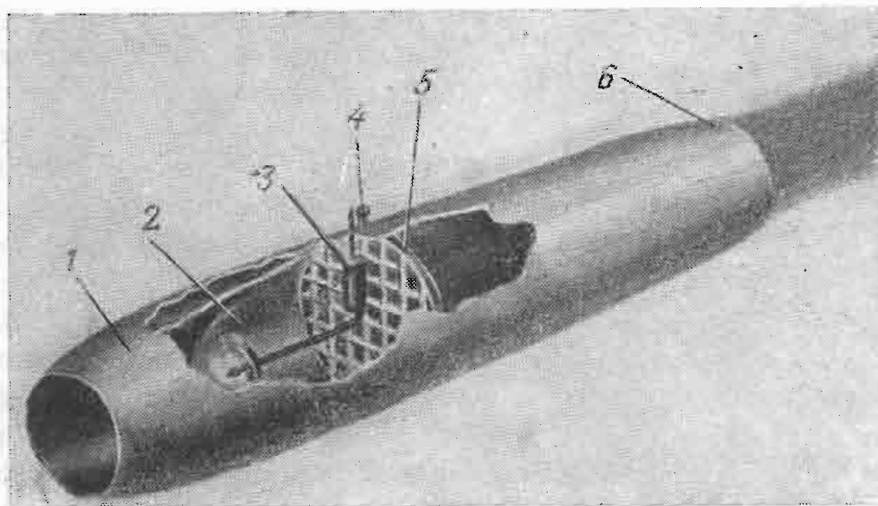
Фиг. 3.5. Турбореактивный двигатель с осевым компрессором.  
1—спрямляющий аппарат, 2—рабочее колесо с лопатками.



Фиг. 3.6. Внешний вид турбовинтового двигателя.  
1—соосные винты, 2—редуктор винтов, 3—кожух камер сгорания, 4—забор воздуха, 5—корпус турбины, 6—реактивное сопло.

воздушно-реактивным двигателем (ПВРД). Такого рода двигатели называют бескомпрессорными, чем подчеркивается отсутствие компрессора для механического сжатия воздуха.

Прямоточные воздушно-реактивные двигатели могут применяться и при дозвуковых скоростях полета. В этом случае однако, вследствие недостаточной величины скоростного напора и малого давления сжатия коэффициент полезного действия ПВРД оказывается очень низким. Оптимальными скоростями для прямоточного ВРД следует считать скорости, равные 3000—5000 км/час.



Фиг. 3.7. Схематическое устройство прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

1—диффузор, 2—форсунки подачи горючего, 3—зажигающее устройство, 4—подвод горючего, 5—стабилизатор пламени, 6—реактивное сопло.

Устройство прямоточного ВРД для дозвуковых скоростей полета схематично показано на фиг. 3.7.

Корпус двигателя представляет собой трубу переменного поперечного сечения. Воздух поступает в диффузор 1, где скорость его уменьшается, а давление повышается. Для улучшения условий смесеобразования воздух перед входом в камеру сгорания турбулизуется специальными решетками (на фиг. 3.7 их не видно). В сжатый воздух через форсунки 2 впрыскивается горючее — керосин. Происходит сгорание керосина, и нагретый воздух вместе с продуктами сгорания вытекает с большими скоростями через сопло 6. В результате возникает тяга двигателя.

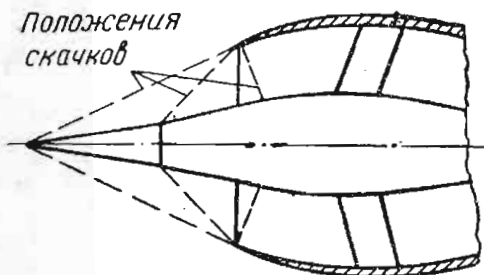
Поток воздуха на входе в камеру сгорания обладает весьма большой скоростью (свыше 100 м/сек). При таких скоростях потока возможно выбрасывание факела пламени из двигателя и прекращение горения. В то же время уменьшение скорости потока в камере нежелательно, так как оно связано со значительным увеличением поперечных размеров двигателя. Чтобы исключить явление срыва пламени, в камере сгорания устанавливаются стабилизирующие ре-



щетки 5. Стабилизирующие решетки состоят из плохо обтекаемых профилей, за которыми образуются зоны завихрений, обратных токов и малых скоростей. Из этих зон пламя не сносится и постоянно поджигает текущую мимо смесь. Начальное воспламенение горючего производится зажигающим устройством 3.

При первом ознакомлении с принципом действия ПВРД возникают обычно недоуменные вопросы по поводу механизма возникновения тяги двигателя.

Из изложенного ранее ясно, что поскольку масса воздуха, втекающая в двигатель, имеет скорость, меньшую скорости истечения, происходит изменение количества движения газа. Следова-



Фиг. 3. 8. Схема многоскачкового диффузора.

тельно, это, как и в ракетном двигателе, должно привести к возникновению силы тяги — силы отдачи, направленной в сторону полета.

С точки зрения механики сила тяги двигателя может также рассматриваться как равнодействующая избыточного давления, приходящегося на внутреннюю поверхность двигателя. Для образования силы тяги форма канала двигателя долж-

на быть такова, чтобы силы давления могли дать равнодействующую, направленную в сторону полета. Иначе говоря, необходимо, чтобы переднее (входное) отверстие в двигатель было меньше выходного<sup>1</sup>.

Преимуществом ПВРД по сравнению с другими двигателями является его предельная простота. Конструкция ПВРД не содержит в себе никаких вращающихся или поступательно движущихся частей. Для подачи горючего можно также обойтись без механического привода и использовать для этой цели сжатый воздух.

Большим недостатком прямоточного двигателя, работающего по описанной выше схеме, является то, что он не имеет стартовой тяги. Для того, чтобы прямоточный двигатель развил заметную тягу, его необходимо разогнать до значительной скорости. Этот разгон осуществляется обычно пороховым или жидкостным ракетным двигателем, который также должен быть установлен на летательном аппарате. Таким образом, ПВРД является, как говорят, чисто маршевым двигателем.

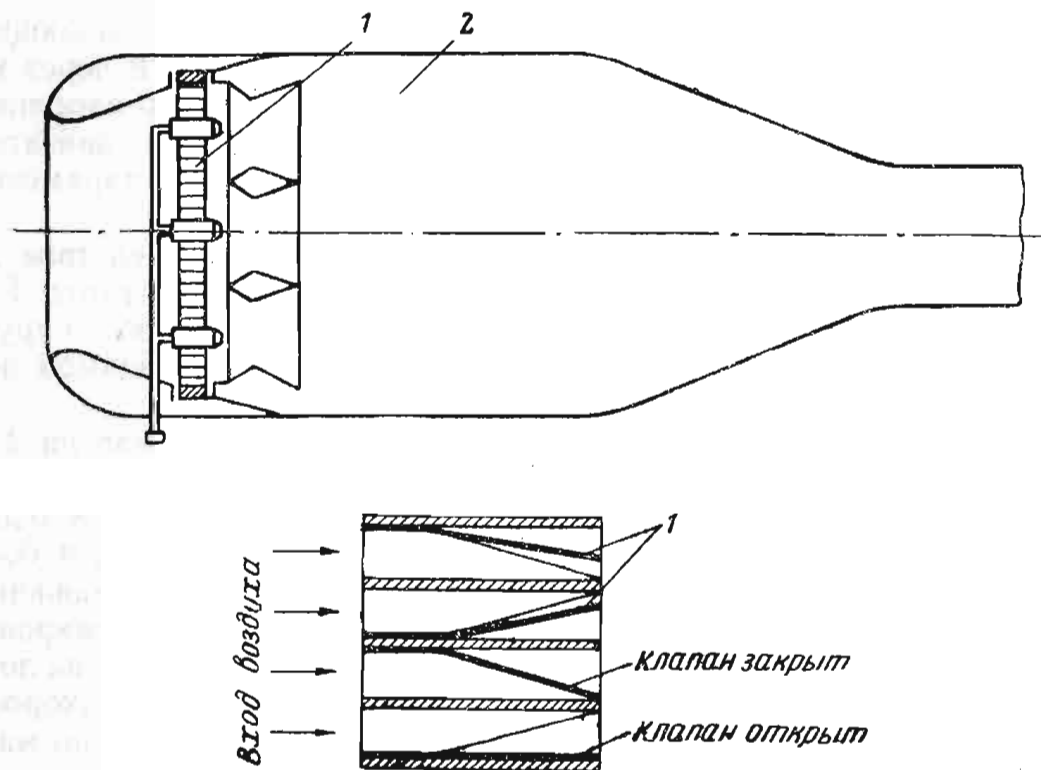
Следует еще раз подчеркнуть, что конструкция прямоточного двигателя с простейшим диффузором, представленным на фиг. 3. 7, пригодна только для относительно малых скоростей полета. При больших сверхзвуковых скоростях для возможно более полного пре-

<sup>1</sup> Подробнее с этими вопросами можно ознакомиться по книге Н. В. Иноземцева и В. С. Зуева «Авиационные газотурбинные двигатели», Оборонгиз, 1949.

образования скоростного напора в давление приходится применять диффузоры сложной формы, с конической иглой — так называемые многоскачковые диффузоры, создающие систему скачков давления<sup>1</sup> — косых и прямого — на входе в двигатель. Схема одного из таких диффузоров показана на фиг. 3. 8.

### Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели

Стремление использовать чрезвычайно простую конструкцию прямого двигателя при относительно малых скоростях полета привело к созданию другого типа бескомпрессорных двигателей, а именно — пульсирующих воздушно-реактивных двигателей.



Фиг. 3. 9. Устройство пульсирующего воздушно-реактивного двигателя.

1—пластинки обратных клапанов, 2—камера сгорания.

Так как при малых скоростях полета нельзя создать большое давление в камере сгорания, для увеличения этого давления в пульсирующем ВРД применяются обратные клапаны, установленные на входе в камеру.

Воздух проходит в двигатель (фиг. 3. 9), разжимая легкие пружинящие пластинки 1 обратных клапанов и заполняет камеру сгорания 2, вытесняя в выхлопную трубу продукты сгорания предыдущего цикла. Одновременно с заполнением камеры воздухом через

<sup>1</sup> Природа и значение скачков давления подробно рассматриваются в гл. VII.

форсунки впрыскивается легко испаряющееся горючее — бензин. Смесь паров бензина и воздуха воспламеняется от нагретых газов, находящихся в трубе, и быстро сгорает. При этом повышение давления в камере сгорания приводит к закрытию обратных клапанов и продукты сгорания вытекают через выхлопную трубу вначале с большой, а затем со все уменьшающейся скоростью. По мере их вытекания давление в камере уменьшается. Столб газов, заполняющих длинную выхлопную трубу, обладает значительной инерцией. Поэтому газы продолжают двигаться в прежнем направлении даже после того, как давление в камере сгорания сравнялось с атмосферным. Благодаря инерционному движению газов в камере сгорания образуется некоторое разрежение.

Под действием встречного скоростного напора и возникающего в камере разрежения обратные клапаны открываются, и через них опять начинает поступать свежий воздух, продувающий и заполняющий камеру сгорания. Таким образом, цикл работы двигателя повторяется. Частота циклов зависит от геометрических параметров двигателя и равняется примерно 3000 циклов в минуту.

Существенно отметить, что пульсирующий ВРД вследствие наличия длинной выхлопной трубы может давать тягу на старте. Разрежение, которое создается инерционным движением газов в трубе, достаточно для открытия клапанов и всасывания необходимой порции воздуха для повторения цикла.

Пульсирующий двигатель расходует 3—4 кг топлива на 1 кг тяги в час.

Таким образом, основными преимуществами пульсирующего двигателя являются простота конструкции по сравнению с ТРД и большая тяга и экономичность на умеренных скоростях по сравнению с прямоточным двигателем. Это обеспечивало в минувшую мировую войну возможность массового применения таких двигателей на летательных аппаратах типа самолета-снаряда V-1 (см. гл. II). Скорости летательных аппаратов с пульсирующими ВРД относительно малы (до 1000 км/час).

### 3. ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ЖРД)

#### Типы существующих жидкостных ракетных двигателей

При классификации жидкостных ракетных двигателей (фиг. 3. 10) следует прежде всего учитывать род применяемого в двигателе топлива.

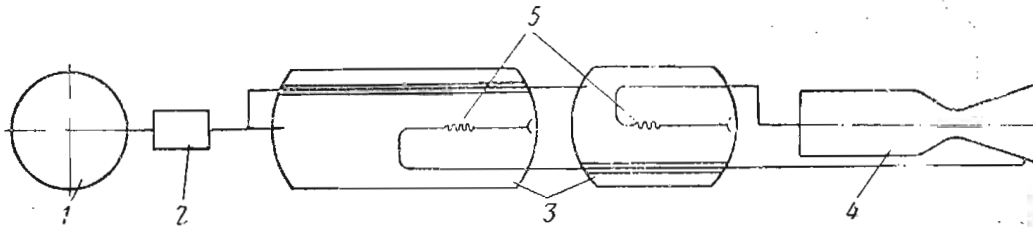
Так как особенности того или иного топлива определяются главным образом окислителем, то в первую очередь ЖРД следует разделять по роду применяемого окислителя (азотная кислота, жидкий кислород, перекись водорода), а затем уже по роду горючего (керосин, спирт и т. д.).

Вторым характерным признаком, отличающим конструкцию ЖРД, является способ подачи топлива. Различают два способа:

вытеснительную и насосную системы подачи. Первая является наиболее простой и применяется для двигателей сравнительно небольших ракет. Вторая применяется в двигателях ракет дальнего действия при тягах около 20 т и более, а также в самолетных двигателях продолжительной работы.

При вытеснительной подаче компоненты топлива подаются в камеру сгорания при помощи сжатого газа, поступающего под высоким давлением в топливные баки. Давление газа при этом должно превосходить давление в камере сгорания. Избыток давления необходим для компенсации потерь в питающих трактах (сюда включаются трубопроводы, клапаны, форсунки, охлаждающие тракты и пр.).

Таким образом, в топливных баках ракеты при этой системе подачи устанавливается большое давление. Следовательно, баки ракеты, чтобы быть достаточно прочными, должны иметь значи-



Фиг. 3.11. Схема баллонной подачи.

1—баллон со сжатым газом, 2—редуктор давления газа, 3—баки с топливом, 4—камера двигателя, 5—гибкие узлы заборников.

тельную толщину. Это приводит к большому весу конструкции и является общим недостатком всех вытеснительных систем подачи.

Простейшим видом вытеснительной подачи, издавна применявшимся в ракетных двигателях, является баллонная подача (фиг. 3.11). В этой системе для создания давления в баках и вытеснения топлива используется сжатый до высокого давления ( $250\text{--}300\text{ кг/см}^2$ ) воздух или какой-либо другой газ, помещаемый в баллоне 1. Баллон делается обычно шаровой формы, так как вес такого баллона при заданном объеме будет наименьшим по сравнению с весом баллонов любой другой формы.

Необходимой принадлежностью баллонной подачи является редуктор давления газа 2. Редуктор представляет собой приспособление, которое обеспечивает постоянство давления газа в топливных баках 3 и, следовательно, равномерную подачу топлива в камеру сгорания 4, что необходимо для сохранения неизменного режима работы двигателя. Без редуктора давление в баках вначале резко возрастало бы, а затем, по мере расходования топлива и расширения газа, падало.

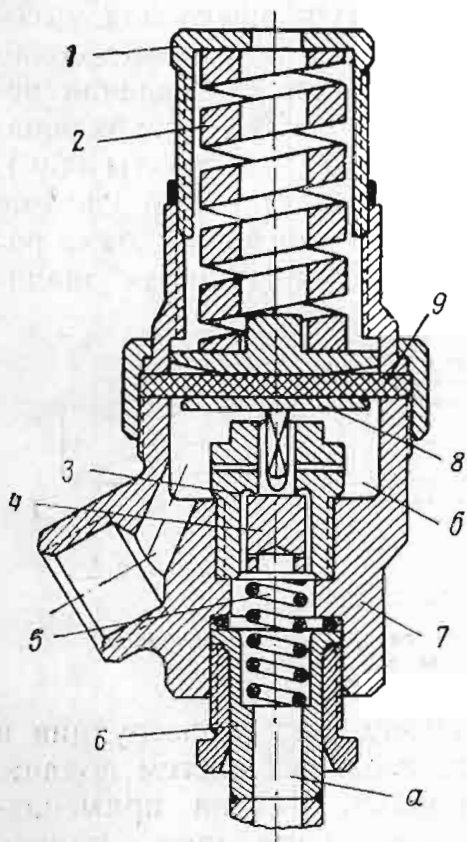
Устройство редуктора показано на фиг. 3.12.

Воздух высокого давления из баллона входит через штуцер 6 в корпус редуктора. По щели между корпусом седла 3 и клапаном редуктора 4 воздух подходит к дросселирующему сечению редук-

тора, которое образуется зазором, открывающимся между седлом клапана и самим клапаном.

После дросселирования в указанном зазоре газ поступает в полость низкого давления *б* и далее в трубопровод, ведущий к баку.

Степень падения давления определяется степенью открытия клапана редуктора. Чем больше клапан отошел от седла, тем меньше



Фиг. 3.12. Устройство редуктора давления.

*а*—полость высокого давления, *б*—полость низкого давления.  
1—гайка, 2—главная пружина, 3—седло клапана, 4—клапан, 5—пружина, 6—штуцер, 7—корпус редуктора, 8—тарелка, 9—мембрана.

будет перепад давлений. Перемещение клапана в процессе работы редуктора происходит под действием приложенных к нему сил. Эти силы следующие: а) сила давления на клапан входящего в редуктор газа; б) усилие пружины 5; в) сила давления на клапан газа, прошедшего через щель; г) усилие главной пружины редуктора 2, которая через мембрану 9 и тарелку 8 действует на клапан. Первые две силы стремятся закрыть клапан и увеличить дросселирование газа, вторые две силы действуют в обратном направлении. Против усилия пружины 2 направлена сила давления выходящего из редуктора газа, действующего на гибкую мембрану 9. Эта сила уменьшает открытие клапана и увеличивает дросселирование.

Редуктор давления газа является регулирующим прибором. Если, например, давление газа на выходе из редуктора уменьшается, то уменьшается и сила давления на мембрану и пружина заставляет клапан дополнительно приоткрываться. Благодаря этому дросселирование уменьшается и давление на выходе из редуктора возрастает. Гайка 1 служит для регулирования затяжки главной пружины редуктора. Увеличивая затяжку этой пружины, мы в большей степени открываем клапан, и давление на выходе будет расти. Пружина 5 имеет вспомогательное значение. При расслаблении пружины 2 клапан закрывается и редуктор действует, как обычный вентиль.

Как видно из описания и из фиг. 3.11, баллонная система подачи очень проста. Поэтому она применяется на многих двигателях. Однако баллонная подача, кроме недостатков, свойственных вообще всем вытеснительным подачам, имеет еще один существенный недостаток. Он заключается в том, что вес газа, необходимо для вы-

давливания всего топлива, оказывается очень большим. Так, например, для того, чтобы подать  $1 \text{ м}^3$  топлива при давлении в баках  $35\text{--}40 \text{ кг/см}^2$ , необходимо иметь около  $50 \text{ кг}$  воздуха. Кроме того, чтобы разместить этот запас воздуха на ракете, нужно иметь баллон емкостью в  $150 \text{ л}$ , даже если начальное давление в баллоне будет равно  $300 \text{ кг/см}^2$ . Такой баллон (шаровой формы), сделанный из качественной стали, будет весить около  $150 \text{ кг}$  при диаметре в  $680 \text{ мм}$ .

Таким образом, баллонная подача приводит к заметному утяжелению двигательной установки. Этот недостаток можно частично устранить, если подогревать воздух, идущий в баки, сжигая в нем небольшое количество горючего. В этом случае уменьшается удельный вес газа, поступающего в бак, а следовательно, и количество воздуха, необходимого для вытеснения заданного объема топлива. Уменьшаются также размеры и вес баллона, необходимого для хранения воздуха на ракете.

Еще лучшей по весовым данным будет система подачи, в которой вытеснение топлива осуществляется горячими продуктами сгорания порохового заряда (пороховой аккумулятор давления — ПАД). В последнее время удалось создать медленно горящие пороховые заряды, пригодные для этой цели (см. стр. 157). Такие пороховые заряды в каждую единицу времени образуют одинаковое весовое количество продуктов сгорания, чем достигается равномерность вытеснения топлива из баков.

Благодаря малому удельному весу горячих газов, вытесняющих топливо, для подачи  $1 \text{ м}^3$  топлива нужно всего (с учетом охлаждения газа по пути в бак и в самом баке)  $12\text{--}15 \text{ кг}$  пороха. Порох в твердом состоянии имеет достаточно большой удельный вес — около  $1,5 \text{ кг/л}$ , поэтому размер камеры, где он сгорает, будет невелик — около  $12\text{--}15 \text{ л}$ . Кроме того, сгорание пороха может происходить при относительно низких давлениях, лишь немного превышающих давление в баках. Поэтому стенки корпуса камеры сгорания порохового заряда будут не очень толстыми и вес корпуса составит всего около  $25 \text{ кг}$ . Таким образом, применяя для вытеснения топлива продукты сгорания порохового заряда, можно сэкономить (по сравнению с баллонной подачей) на каждом кубическом метре вытесняемого топлива около  $160 \text{ кг}$  веса.

В некоторых жидкостных ракетных двигателях для вытеснения топлива служат продукты сгорания жидкого топлива. Иными словами, для вытеснения топлива применяется небольшой ЖРД. Вес такой системы подачи, носящей название системы подачи с жидкостным аккумулятором давления (ЖАД), примерно равен весу системы подачи с использованием порохового заряда.

Применение для подачи топлива пороховых и жидкостных аккумуляторов давления осложняется высокими температурами сгорания и трудностями, связанными с получением устойчивого равномерного горения жидкого топлива и, особенно, пороха.

Вообще говоря, могут быть предложены и другие способы получения газа высокого давления, необходимого для вытеснения топлива. Поэтому дальнейшую классификацию двигателей с вытеснительной подачей следует производить в зависимости от типа рабочего тела, используемого для вытеснения (холодный сжатый газ, подогретый сжатый газ, пороховые газы и т. д.).

В двигателях малых и средних ракет при не очень высоком давлении в камере сгорания вес баков при вытеснительных системах подачи получается не слишком большим. Но в двигателях больших ракет, особенно если они имеют большое давление в камере, вес баков недопустимо возрастает и более выгодной оказывается насосная система подачи.

В этой системе, как видно из названия, для подачи компонентов топлива из баков в камеру двигателя служат специальные насосы.

Насосная подача выгодно отличается от вытеснительной тем, что в баках двигателя не нужно создавать высокого давления. Некоторое небольшое давление (2—3 кг/см<sup>2</sup>) в баках двигателя с насосной подачей устанавливается для того, чтобы обеспечить надежное поступление жидкости к насосам. При этом толщина баков получается не больше, чем она требуется по технологическим соображениям.

В жидкостных ракетных двигателях обычно применяются насосы центробежного типа, работающие так же, как и центробежный компрессор ТРД.

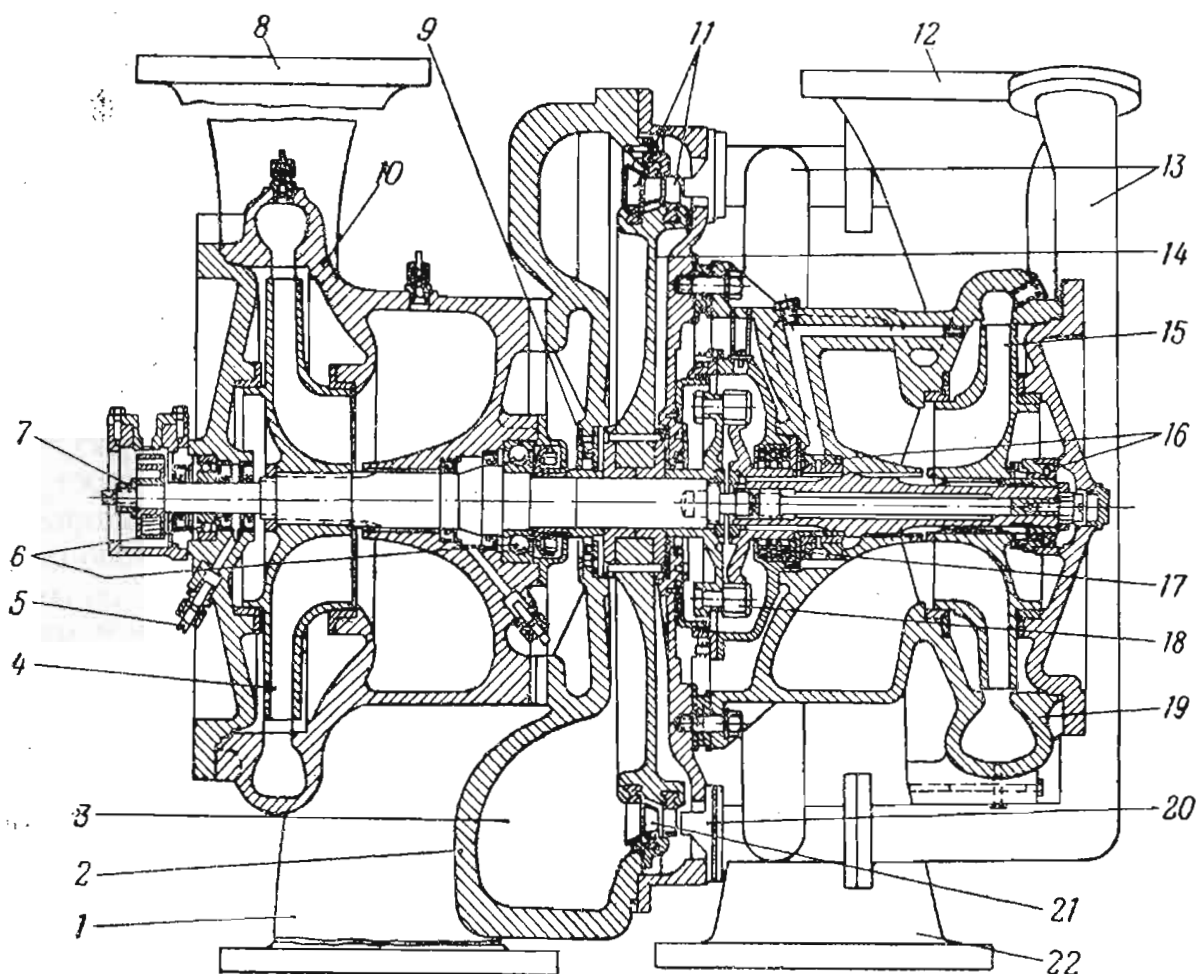
Центробежный насос удобен тем, что при малых размерах может подавать большое количество компонента при высоких давлениях. Это достигается благодаря высоким окружным скоростям крыльчатки насоса и соответственно высоким числам оборотов (от 5000 до 25000 об/мин).

Для того чтобы вращать насосы подачи компонентов, нужно, однако, иметь какой-либо двигатель. Наиболее удобным двигателем — приводом для центробежных насосов является турбина, способная сообщить насосам большое число оборотов. Таким образом, возникает единая машина, чаще всего имеющая общий вал и объединяющая в себе турбину и необходимое число насосов. Такая машина получила название *турбонасосного агрегата*, или сокращенно ТНА (фиг. 3.13).

Для работы турбины необходимы нагретый газ или пар (рабочее тело), находящиеся под высоким давлением. Получить рабочее тело можно различными способами. Наиболее удобным и распространенным является разложение высококонцентрированной перекиси водорода в специальном реакторе, находящемся на борту ракеты. Образующаяся при разложении перекиси нагретая смесь кислорода и паров воды — так называемый парогаз — способна обеспечить работу турбины необходимой мощности.

На классификационной схеме (см. фиг. 3.10) отмечена возможность различных способов получения рабочего тела для привода турбины.

Из приведенного краткого описания видно, что насосная подача оказывается более сложной, чем вытеснительная. Однако, как уже упоминалось, для мощных двигательных установок она является более предпочтительной.



Фиг. 3. 13. Турбонасосный агрегат двигателя ракеты V-2.

1—вход спирта, 2—корпус турбины, 3—выходной коллектор турбины, 4—крыльчатка спиртового насоса, 5—штуцер слива просочившегося спирта, 6—шарикоподшипники, 7—устройство для предохранения от разноса, 8—патрубок подачи спирта, 9—уплотнение вала турбины, 10—корпус спиртового насоса, 11—рабочие лопатки турбины, 12—патрубок подачи кислорода, 13—трубопровод впуска парагаза, 14—турбинное колесо, 15—крыльчатка кислородного насоса, 16—подшипники кислородного насоса, 17—уплотнение вала, 18—муфта сцепления, 19—корпус кислородного насоса, 20—сопло турбины, 21—неподвижный направляющий аппарат, 22—вход кислорода.

Весьма важное значение для ЖРД имеет способ воспламенения (зажигания) топлива при запуске двигателя. Схема и выполнение системы зажигания зависят почти исключительно от назначения двигателя.

Зажигание может быть, прежде всего, внешним и внутренним. Под внешним понимается зажигание, при котором иницирующий (воспламеняющий) факел пламени вводится в камеру сгорания извне через сопло. Такая система, в частности, применяется при



запуске двигателей баллистических ракет. Для внутреннего зажигания служат приспособления, расположенные в головке двигателя.

Дальнейшая классификация систем зажигания производится по признакам инициатора воспламенения. В качестве инициаторов могут быть использованы, например, пороховые заряды, воспламеняющиеся от электрического запала и поджигающие жидкое топливо. Такая система зажигания называется *пиротехнической*.

Часто зажигание топлива осуществляется путем применения самовоспламеняющихся жидких топлив, тогда система зажигания называется *химической*. Проще всего химическое зажигание производится в ЖРД, работающих на самовоспламеняющихся топливах. Здесь воспламенение начинается при простом соприкосновении жидких компонентов топлива в камере сгорания. Если же основное топливо — несамовоспламеняющееся, то химическое зажигание осуществляется путем установки на двигателе дополнительных бачков с самовоспламеняющимися компонентами. Самовоспламеняющееся топливо подается в двигатель при запуске; оно образует зажигающий факел, после чего в камеру сгорания начинает поступать основное несамовоспламеняющееся топливо. На некоторых двигателях зажигающие компоненты помещаются в трубопроводах подачи основного топлива и отделяются от основных компонентов тонкими мембранами. При повышении давления в баках мембраны разрываются и в двигатель сначала поступает самовоспламеняющееся топливо, а вслед за ним — основное.

Иногда воспламенение жидких топлив производится электрической искрой. Однако такой способ недостаточно надежен, так как при больших размерах двигателя мощность электрической искры является недостаточной и может произойти задержка воспламенения. Поэтому чисто электрическим зажиганием пользуются только на малых двигателях. На двигателях большого размера применяется более сложная система, в которой электрической свечой поджигается небольшое количество вспомогательного топлива и от образовавшегося малого факела уже поджигается основное топливо.

Тип жидкостного ракетного двигателя и особенности его конструкции в значительной мере определяются назначением двигателя. По этому признаку могут быть выделены двигатели космических ракет и ракет — спутников Земли, двигатели баллистических ракет дальнего действия, двигатели управляемых и неуправляемых зенитных ракет, ЖРД — ускорители (маневренные и стартовые), ЖРД — маршевые двигатели самолетов.

Двигатели космических ракет Земля — мировое пространство и ракет — спутников Земли, пока еще не созданные, должны обладать большой абсолютной тягой (исчисляемой сотнями тонн), очень высокой удельной тягой (примерно 320 кгсек/кг) и малым весом. Прообразом таких двигателей являются двигатели современных баллистических ракет дальнего действия. Эти двигатели имеют тягу в несколько десятков тонн и удельную тягу, равную 230—

240 кгсек/кг. Для достижения указанной удельной тяги в двигателях баллистических ракет применяются топлива с возможно большим запасом химической энергии, в частности кислород+спирт и кислород+керосин.

Для того, чтобы ракета имела малый конечный вес (малое значение  $\rho_k$ ), двигатель должен быть легким. Поэтому на двигателях дальних ракет применяется насосная подача компонентов. Несомненно, что рост дальности полета ракет потребует значительного увеличения абсолютной тяги при одновременном повышении удельной тяги и уменьшении относительного веса двигателя.

В связи с тем, что разработка жидкостных ракетных двигателей связана в большинстве случаев с разработкой новых образцов вооружения, точных данных о новейших двигателях дальних ракет не имеется. Однако опубликованные в печати сведения, например, о сооружаемых испытательных станциях, позволяют предполагать, что уже созданы или в ближайшее время будут созданы двигатели с тягой до 80—100 т. Можно также предположить, что дальнейшее увеличение тяги двигательной установки будет достигаться путем применения пакетов совместно работающих двигателей. Поэтому на основе разработанных камер с тягой 50—100 т можно будет создавать двигатели с тягой в несколько сотен тонн.

Очень важным объектом применения жидкостных ракетных двигателей являются управляемые зенитные ракеты типа земля — воздух. Такие ракеты имеют двигатели с тягой от 2 до 8 т со временем работы до 50 сек.; система подачи обычно вытеснительная.

Жидкостные ракетные двигатели для неуправляемых зенитных ракет и ракет ближнего действия с дальностью до 100 км имеют примерно те же параметры: тягу от 1 до 3 т и время работы 10—20 сек. Они должны быть просты в производстве, так как применение неуправляемых зенитных ракет носит массовый характер.

Особенностью зенитных ракет является необходимость хранения их в течение некоторого времени в заправленном состоянии. Это заставляет предъявлять особые требования при выборе топлива, материалов и самой конструкции двигателя.

Жидкостные ракетные двигатели могут применяться так же, как и самолетные двигатели — маршевые и ускорители маневра.

Маршевые самолетные ЖРД имеют относительно сложную конструкцию, допускают регулирование тяги в пределах от 1000 до 10000 кг, имеют турбонасосную подачу компонентов и систему многократного запуска. Ускорители маневра также имеют насосную подачу, но с приводом от основного самолетного двигателя; они должны обеспечивать возможность многократных запусков в полете.

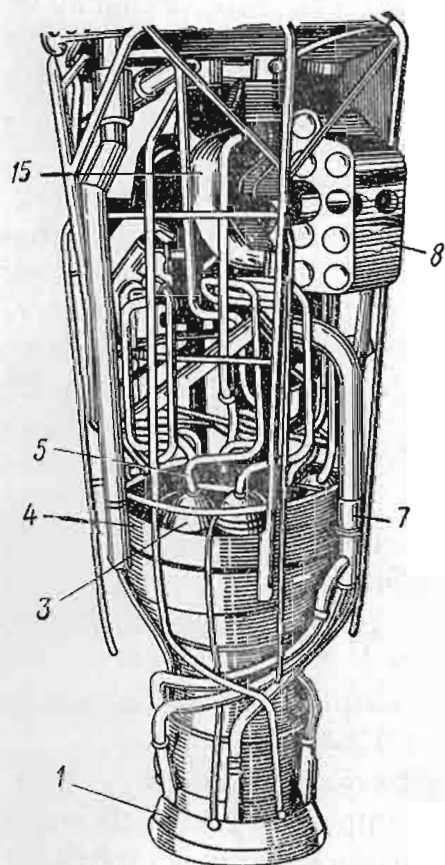
Наконец, к последней группе ракетных двигателей должны быть отнесены стартовые ускорители различных летательных аппаратов — тяжелых самолетов, летательных аппаратов с прямоточными двигателями, самолетов-снарядов и т. д.

Несмотря на то, что ракетная техника интенсивно развивалась только в течение последних двадцати лет, в настоящее время уже существуют многочисленные образцы жидкостных ракетных двигателей, отличающихся друг от друга величинами развиваемых тяг, применяемыми топливами, системами подачи и конструкцией основных узлов.

Перейдем теперь к рассмотрению устройства некоторых конкретных двигателей.

### Устройство жидкостного ракетного двигателя ракеты дальнего действия

Одним из наиболее сложных и совершенных типов ЖРД являются двигатели баллистических ракет дальнего действия. В качестве примера подобных двигателей рассмотрим устройство двигателя ракеты V-2.



Фиг. 3.14. Внешний вид двигателя ракеты V-2. Позиции те же, что и на фиг. 3.15.

Этот двигатель работает на топливе, состоящем из жидкого кислорода (окислитель) и водного раствора этилового спирта 75%-ной концентрации по весу (горючее). Тяга двигателя составляет около 26 т (на земле) при секундном расходе топлива, равном примерно 125 кг/сек. Удельная тяга, развиваемая двигателем, равняется 208 кгсек/кг, скорость истечения газов из сопла — 2000 м/сек.

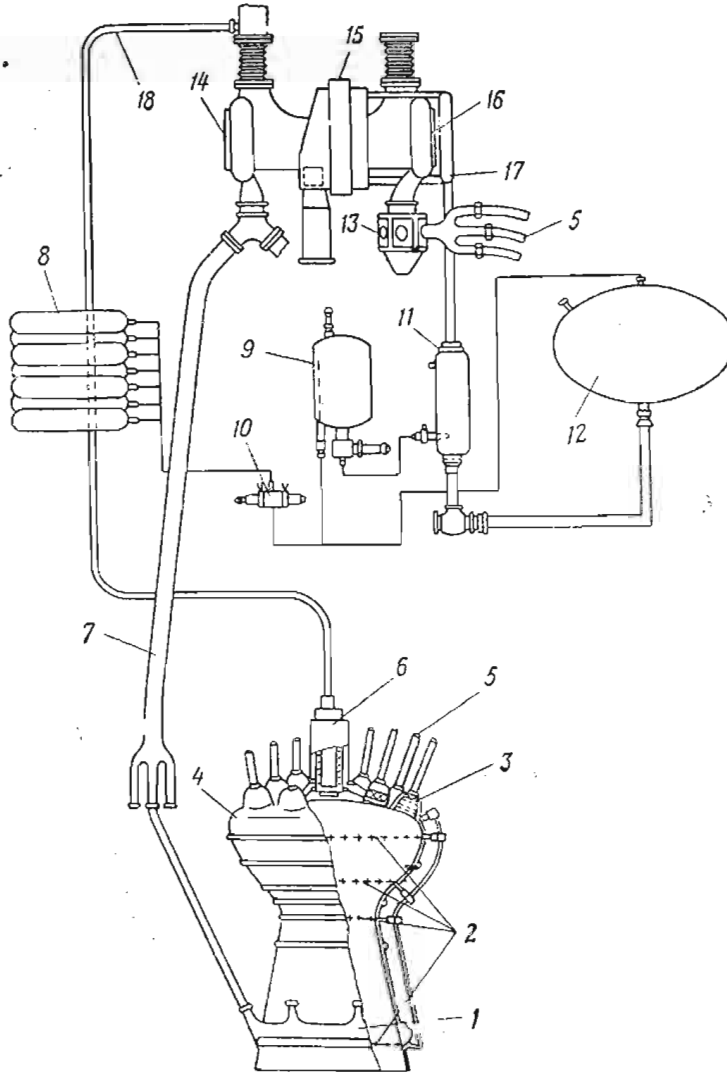
Общий вид двигателя, установленного на ракете, показан на фиг. 2.18, а внешний вид двигателя без баков — на фиг. 3.14. Принципиальная схема двигателя и его основные агрегаты представлены на фиг. 3.15.

Как легко видеть из этих фигур, основными частями двигателя являются шаровидная камера сгорания 4 и сопло 1.

Продукты сгорания расширяются в сопле двигателя до давления на выходе, равного 0,8 кг/см<sup>2</sup>, и приобретают при этом большую скорость.

Диаметр камеры сгорания в наиболее широкой части ее равняется 930 мм. Диаметр горловины сопла 400 мм, диаметр выходного сечения 730 мм. Вес камеры сгорания и сопла двигателя составляет 420 кг.

В днище камеры сгорания расположено 18 одинаковых форкамер 3. Каждая форкамера служит местом установки форсунок, через которые горючее и окислитель в мелкораспыленном виде поступают



Фиг. 3. 15. Принципиальная схема двигателя V-2.

1—сопло, 2—система подачи горючего для внутреннего охлаждения, 3—форкамера, 4—камера сгорания, 5—труба подвода жидкого кислорода к форкамерам, 6—главный клапан горючего, 7—труба подвода горючего к рубашке охлаждения, 8—баллоны высокого давления, 9—бачок катализатора, 10—редуктор давления воздуха, 11—реактор, 12—бак перекиси водорода, 13—главный клапан окислителя, 14—насос горючего, 15—турбина, 16—насос окислителя, 17—труба подачи парогаса в турбину, 18—труба для отвода горючего в насос при остановке двигателя.

в камеру сгорания. Отверстия, распыливающие окислитель, расположены в форсуночной головке, к которой ведут трубопроводы окислителя 5. Форсунки горючего размещены на боковых стенках форкамер. Горючее поступает в форсунки из верхней полости головки, в которую оно попадает из рубашки охлаждения двигателя, пройдя через главный спиртовой клапан 6.

Охлаждение двигателя осуществляется следующим образом. Основная масса спирта, прежде чем попасть в форсунки, по трубопроводам 7 подается в рубашку охлаждения, образованную двойными стенками камеры и сопла. Двигаясь со значительной скоростью по этой рубашке, спирт отбирает тепло от внутренних стенок камеры и сопла и таким образом охлаждает их. Часть спирта поступает по системе трубопроводов и через отверстия 2 на внутреннюю («газовую») поверхность стенки двигателя и, испаряясь на ней, создает паровую завесу.

Сжатие и подача топлива в двигателе производятся центробежными насосами окислителя и горючего 16 и 14. Для привода насосов служит парогазовая турбина 15. Турбина и два насоса, объединенные общим валом, образуют турбонасосный агрегат. Мощность турбонасосного агрегата 465 л. с., вес 160 кг.

Труба 18, соединяющая главный клапан горючего 6 и насос, необходима для вытеснения воздуха при заполнении системы горючим и для предотвращения гидравлического удара при остановке двигателя. Окислитель, подаваемый насосом 16, проходит через главный клапан окислителя 13, откуда по трубам 5 подводится к форскамерам.

Необходимый для работы турбины парогаз вырабатывается в парогазогенераторе путем разложения концентрированной перекиси водорода  $H_2O_2$ . При разложении перекиси водорода выделяется количество тепла, достаточное для нагрева продуктов разложения до 400—500° С (в зависимости от разбавления перекиси водорода водой). Надежное и быстрое разложение перекиси водорода происходит в присутствии катализатора. Таким катализатором служит концентрированный раствор перманганата калия  $KMnO_4$ .

Парогазогенератор включает в себя бак перекиси водорода 12 и бачок с раствором перманганата 9. Эти вещества подаются в реактор 11 путем вытеснения их из баков сжатым воздухом. Запас сжатого воздуха помещается в баллонах 8. Перед поступлением в баки парогазогенератора давление воздуха снижается в редукторе 10.

В парогазогенераторе вырабатывается в секунду 2 кг парогаса, что обеспечивает необходимую мощность турбины. Выработанный в реакторе 11 парогаз по трубам 17 подводится к турбине 15.

Вес парогазогенератора со всей необходимой арматурой составляет 148 кг.

Сила тяги, развиваемая двигателем, передается посредством силовой рамы на корпус ракеты. Рама двигателя весит 56 кг. Таким образом, полный вес двигателя составляет 930 кг, т. е. меньше 40 г на килограмм развиваемой двигателем тяги.

Запуск, работа и остановка двигателя происходят следующим образом.

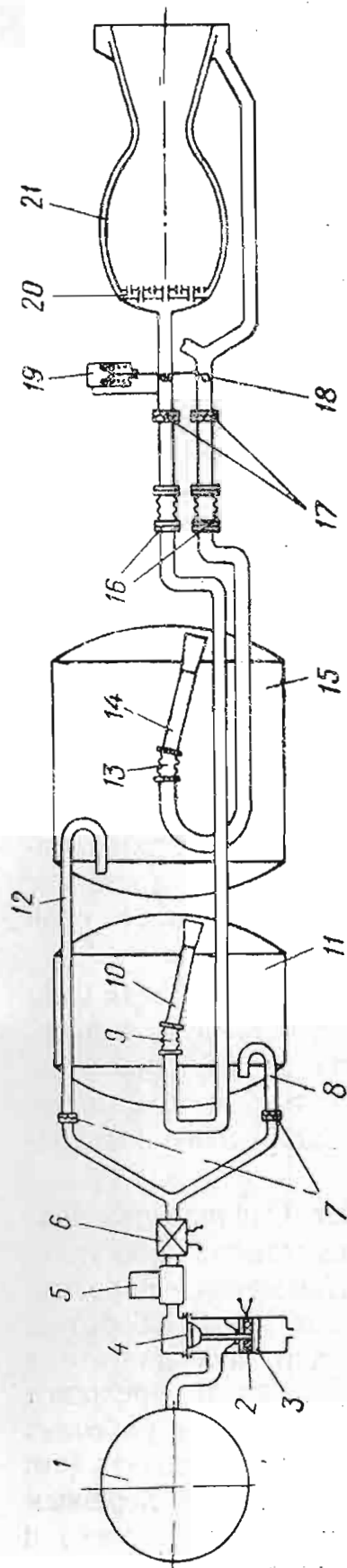
Перед запуском ракеты после опробования всей аппаратуры непосредственно на стартовой площадке производится заправка дви-

гателя необходимыми для его работы горючим, окислителем, перекисью водорода, раствором перманганата калия и сжатым воздухом.

В момент запуска зажигаются пиропатроны на вращающемся столике, помещаемом в камере сгорания. Пиропатроны располагаются на столике так, что реактивная сила вытекающих из них газов заставляет столик вращаться. Благодаря этому вращению раскаленные продукты сгорания пиропатронов равномерно заполняют камеру двигателя и прогревают ее. При достижении необходимого прогрева (спустя 2—3 сек. после начала запуска) перегорают магниевая полоска, расположенная в самом недоступном для прогрева месте камеры. Это является сигналом к продолжению запуска. Посредством электропневматической системы приоткрываются на 2—3 мм главный клапан горючего 6 и главный клапан окислителя 13. Спирт и кислород только под давлением столбов соответствующих жидкостей (самотеком) начинают поступать в камеру сгорания в сравнительно небольших количествах. Топливо, попадающее в двигатель, воспламеняется от горячих пороховых газов, и горение становится более интенсивным. Устойчивое горение топлива достигается в течение 2—3 сек. Вслед за этим можно увеличивать подачу топлива. Для этого при помощи электропневматической системы в работу включаются парогазогенератор и турбонасосный агрегат. Воздух из баллонов 8 начинает поступать в редуктор давления 10 и в баки 12 и 9, вытесняя из них перекись водорода и перманганат в реактор 11. Образующийся при этом парогаз начинает вращать турбину; за 1—2 сек. расход топлива достигает номинального значения в 125 кг/сек, и ракета начинает свой полет.

В полете необходимо иметь в баках горючего и окислителя давления, обеспечивающие надежное поступление компонентов к насосам. С этой целью в бак горючего подается воздух из атмосферы под давлением, равным скоростному напору, а в бак окислителя поступает небольшое количество кислорода, испаренного выхлопными газами турбины в теплообменнике.

Остановка двигателя происходит в два приема. Сначала при срабатывании электропневматической системы уменьшается поступление перекиси водорода в реактор. В связи с этим меньше парогаса начинает поступать в ТНА, и турбина уменьшает число оборотов. Расход топлива, подаваемого насосом, падает, и тяга двигателя уменьшается примерно до 30% от номинальной. Двигатель переходит, как говорят, на конечную ступень. На конечной ступени он работает до тех пор, пока ракета не достигнет заданной скорости полета (см. гл. IX). В этот момент полностью прекращается подача перекиси водорода в реактор и закрываются главные клапаны горючего и окислителя. Двигатель окончательно останавливается.



Фиг. 3.16. Жидкостный двигатель с баллонной подачей.

1—баллон со сжатым воздухом, 2—пороховой заряд, 3—поршень, 4—клапан-мембрана высокого давления, 5—редуктор давления, 6—пироклапан низкого давления, 7—разрывные мембраны, 8—труба подачи воздуха в бак горючего, 9—гибкая подвеска заборника горючего, 10—заборник горючего, 11—бак горючего, 12—труба подачи воздуха в бак окислителя, 13—гибкая подвеска заборника окислителя, 14—заборник окислителя, 15—бак окислителя, 16—сильфонные коробки, 17—мембрана на линиях горючего и окислителя, 18—дрессельные заслонки, 19—сервопоршень управления дрессельными заслонками, 20—головка двигателя, 21—камера сгорания.

### Жидкостный ракетный двигатель с баллонной подачей

Мы рассмотрели устройство и работу ЖРД с турбонасосной подачей. Рассмотрим далее устройство и действие двигателя, имеющего баллонную подачу.

Схема двигателя, предназначенного для зенитной управляемой ракеты, показана на фиг. 3.16.

Двигатель работает на самовоспламеняющихся компонентах. Тяга двигателя 8 т, расход топлива 42 кг/сек. Работа двигателя происходит следующим образом. При запуске подрывается пиропатрон 2. Поршень 3 под действием пороховых газов разрывает мембрану 4, в результате чего воздух из баллона высокого давления 1 проходит в редуктор 5, где давление снижается до рабочего. Одновременно с разрывом мембраны 4 открывается пироклапан низкого давления 6. Воздух, разрывая мембраны 7, через трубы 8 и 12 поступает в баки горючего и окислителя 11 и 15. Топливо из баков забирается посредством заборников 10 и 14, подвешенных на упругих подвесках 9 и 13, обеспечивающих отклонение заборников вслед за отклонением уровня жидкости при маневрах ракеты.

Под давлением воздуха топливо прорывает мембраны 17 в трубопроводах компонентов и начинает поступать в двигатель. Для обеспечения плавности запуска в трубопроводах расположены дрессельные заслонки 18. При запуске двигателя они находятся в прикрытом состоянии. После прорыва мембран 17 топливо поступает в цилиндр серво-

поршня 19, который под давлением горючего медленно перемещается, открывая заслонки 18. Этим самым обеспечивается плавное нарастание подачи топлива и спокойный выход двигателя на режим. В последующий период работы двигателя заслонки остаются открытыми.

Горючее поступает в головку двигателя непосредственно, а окислитель — пройдя рубашку охлаждения двигателя. Горючее и окислитель смешиваются, самовоспламеняются и сгорают в камере сгорания 21.

В отличие от описанного выше двигателя V-2 в данной схеме запуск происходит быстрее, что и необходимо для зенитной ракеты. Сама схема двигателя с вытеснительной подачей оказывается также более простой, чем у двигателя баллистической ракеты.

### Жидкостный ракетный двигатель самолета-перехватчика

Рассмотрим в заключение жидкостной ракетный двигатель самолета истребителя-перехватчика. Этот двигатель (фиг. 3.17) интересен тем, что его тяга регулируется в полете путем изменения расхода топлива в широких пределах: от 200 до 1500 кг.

Двигатель работает на самовоспламеняющихся компонентах. Горючим служит смесь углеводородов: гидразингидрата и метилового спирта, окислителем — перекись водорода.

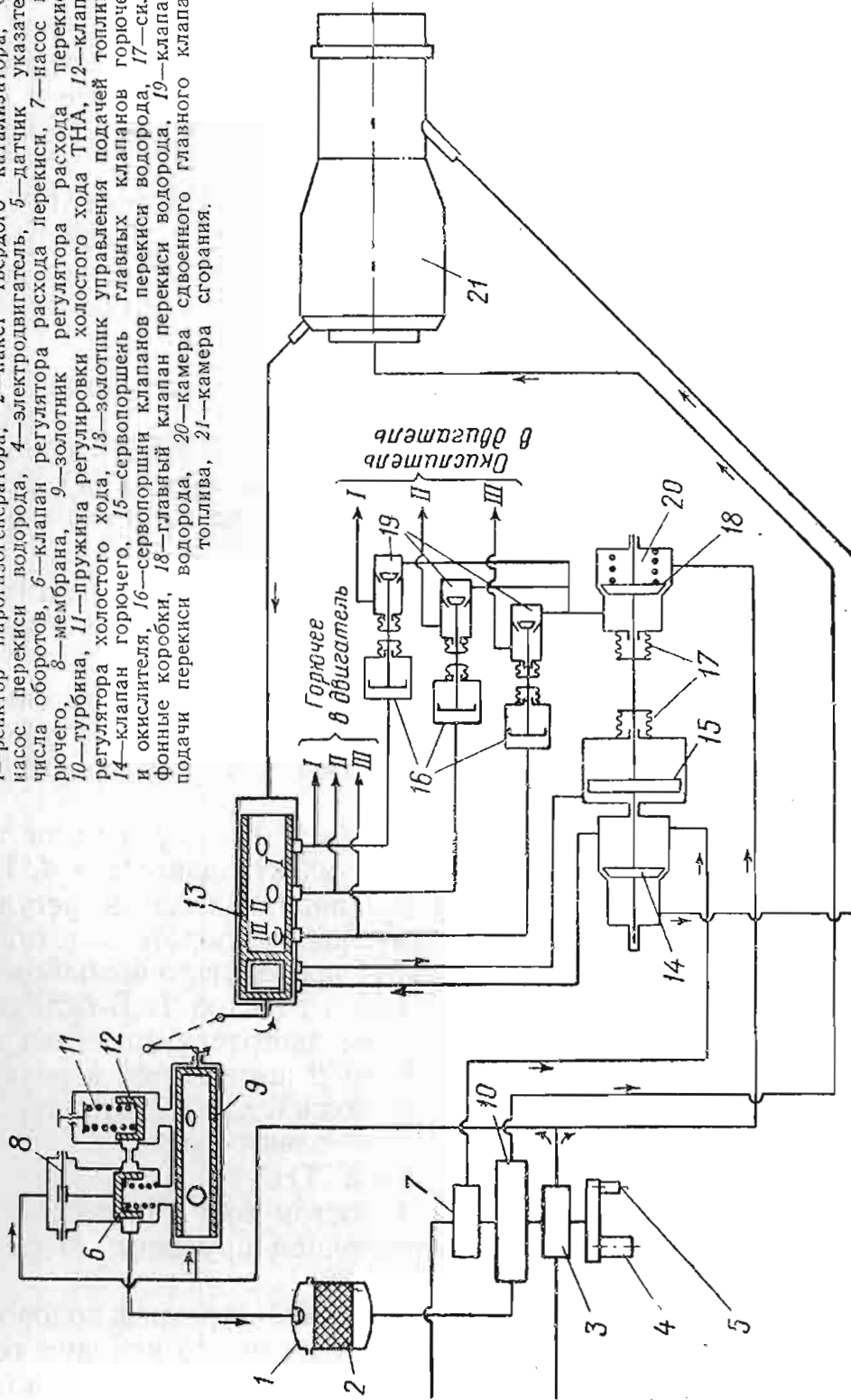
Двигатель имеет три группы форсунок, которые включаются и выключаются последовательно по мере необходимости в увеличении или уменьшении силы тяги. Таким образом, регулировка тяги в двигателе — ступенчатая.

При запуске турбонасосный агрегат (в том числе и насос перекиси водорода 3) получает вращение от электродвигателя 4. Перекись водорода, подаваемая насосом, направляется в регулятор расхода перекиси и при соответствующем повороте золотника 9 приподнимает регулирующий клапан 12, проходит по обводному каналу вокруг клапана 6 и поступает в реактор 1. В отличие от двигателя баллистической ракеты в этом двигателе применен твердый катализатор, который в виде пакета 2 помещается в реакторе. Выработанный в реакторе парогаз продолжает разгонять турбину; при определенном числе оборотов ТНА электродвигатель муфтой свободного хода отключается от вала ТНА и останавливается. Турбонасосный агрегат работает на холостом ходу. Число оборотов холостого хода устанавливается натяжением пружины 11 регулятора 12.

При работе на холостом ходу от насоса перекиси водорода 3 давление передается в камеру сдвоенного главного клапана топлива 20, в результате чего закрываются как клапан перекиси водорода 18, так и клапан горючего 14. Этим устраняется протекание топлива в камеру сгорания двигателя. Для того чтобы вывести двигатель на режим, летчик поворачивает золотник 9, вместе с которым



1—реактор парогенератора, 2—пакет твердого катализатора, 3—насос перекиси водорода, 4—электродвигатель, 5—датчик указателя числа оборотов, 6—клапан регулятора расхода перекиси, 7—насос горючего, 8—мембрана, 9—золотник регулятора расхода перекиси, 10—турбина, 11—пружина регулировки холостого хода ТНА, 12—клапан регулятора холостого хода, 13—золотник управления подачей топлива, 14—клапан горючего, 15—сервопоршень главных клапанов горючего и окислителя, 16—сервопоршни клапанов перекиси водорода, 17—силовые фоновые корбки, 18—главный клапан перекиси водорода, 19—клапаны подачи перекиси водорода, 20—камера сдвоенного главного клапана топлива, 21—камера сгорания.



Фиг. 3.17. Схема двигателя самолета-перехватчика.

поворачивается также и спаренный с ним золотник 13. Золотник 13 через окно в левой камере пропускает топливо в цилиндр сервопоршня 15. Поршень перемещается вправо, открывая тем самым доступ перекиси к трем клапанам 19. При этом горючее получает возможность пройти через рубашку охлаждения двигателя и войти во внутреннюю полость золотника 13.

Дальнейший поворот золотника 13 приводит к тому, что отверстие I золотника пропускает горючее в линию I подачи горючего в двигатель. Одновременно горючее по линии I поступает к сервопоршню 16 клапана подачи окислителя 19 и открывает его, пропуская перекись водорода к линии I подачи перекиси в двигатель. Таким образом, начинает работать группа форсунок I, в камере происходит самовоспламенение компонентов топлива и двигатель выходит на режим I.

Одновременно вследствие поворота золотника 9 перекись водорода через соответствующие отверстия получает доступ к клапану б и, приподнимая его, проходит в большом количестве в реактор парогазогенератора I. Как видно из фиг. 3.17, давление перекиси, зависящее от числа оборотов ТНА, подводится к мембране 8. Последняя, прогибаясь под действием этого давления, стремится закрыть клапан б и уменьшить тем самым подачу перекиси. Благодаря такому устройству исключается излишняя подача перекиси и разнос турбонасосного агрегата.

Для дальнейшего увеличения тяги необходимо продолжать поворот золотника 13, который через отверстия II, а затем и III включает подачу горючего и окислителя в группы форсунок II и III. При этом регулятор расхода перекиси поддерживает число оборотов ТНА таким, что давление подачи топлива остается постоянным.

Остановка двигателя производится поворотом золотников в обратную сторону; причем в полете ТНА может и не останавливаться, а продолжать работать на холостом ходу.

Для предупреждения скопления компонентов топлива в камере сгорания двигателя из-за утечек в системе подачи на холостом ходу некоторое количество парогаса, отработанного в турбине, направляется в камеру двигателя, разлагает просочившуюся туда перекись и осуществляет продувку камеры двигателя.

Сдвоенный главный клапан топлива, золотник 13 и три клапана окислителя (I, II, III) конструктивно размещаются в одном блоке. Для предупреждения возможности соприкосновения компонентов топлива и их воспламенения все штоки, проходящие из полости одного компонента в полость другого, герметизированы силифонами 17.

Мы рассмотрели кратко устройство и работу только трех различных жидкостных ракетных двигателей. Можно было бы еще остановиться на конструкции «холодного» двигателя, работающего на продуктах разложения перекиси водорода, описать действие двигателя с пороховым аккумулятором давления, действие самолетного

ускорителя и пр. Однако во всем этом нет необходимости, поскольку разобранные три схемы являются в известной мере типичными и на их основе может быть создано представление о главных особенностях устройства любого из жидкостных ракетных двигателей.

В заключение нужно отметить, что для всех ЖРД характерна довольно высокая степень автоматизации процесса запуска, работы и остановки двигателя.

Так, в двигателе зенитной ракеты весь запуск осуществляется автоматически после подачи электрического сигнала на пиропатроны 2 и 6 (см. фиг. 3. 16). Правда, этот двигатель не останавливается, а работает до полной выработки компонентов из баков. В авиационном двигателе управление также сведено к минимуму операций, выполняемых летчиком. В двигателе дальней ракеты мы не рассматривали подробно последовательности операций по запуску. Однако и в этом случае при запуске подается всего 2—3 команды. Все дальнейшее взаимодействие довольно сложной пневмоэлектрической аппаратуры совершается автоматически.

Стремление предельно автоматизировать работу двигателя объясняется основной особенностью ракетных и, в частности, жидкостных ракетных двигателей, а именно, малой продолжительностью их работы: от нескольких секунд до нескольких десятков секунд. За это небольшое время надо проделать все операции, необходимые для надежного зажигания топлива, увеличения подачи до номинального расхода, для поддержания этого расхода постоянным или для изменения его в соответствии с программой работы двигателя и, наконец, за это же время необходимо в нужный момент остановить двигатель.

Нельзя забывать, что топливо, поступающее в камеру в подготовленном для сгорания виде, представляет собой типичную взрывчатую смесь. Учитывая большие секундные расходы топлива, можно ясно себе представить, что малейшее нарушение правильности работы системы подачи или запаздывание момента воспламенения, приводящие к накоплению в камере топлива, будут иметь следствием взрыв или значительные колебания и повышения давления, которые также могут привести к разрушению двигателя. То же самое произойдет при случайном перерыве горения или при повторной подаче топлива после остановки двигателя. Воспламенение топлива в этом случае от нагретых деталей двигателя может вызвать неорганизованное горение и последующий взрыв.

Из сказанного ясно, что система подачи должна работать очень четко. Это достигается всемерной автоматизацией и широким внедрением блокировки в конструкцию системы подачи. (Под блокировкой понимается создание таких условий, когда последующая операция, совершаемая в системе подачи двигателя, не может быть

осуществлена, если не выполнена предыдущая.) Автоматизация системы подачи у современных ЖРД доводится до такого совершенства, что все операции по запуску, выводу двигателя на заданный режим и остановке его производятся после подачи на двигатель только одного командного сигнала.

Ясно, что столь высокая степень автоматизации нужна также и потому, что жидкостный ракетный двигатель большей частью устанавливается на беспилотных летательных аппаратах.



## Глава IV

### ТОПЛИВА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

#### 1. ХИМИЧЕСКАЯ ЭНЕРГИЯ ТОПЛИВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

##### Источники энергии для ракетных двигателей

Ракетный двигатель, как и всякий другой, нуждается для своей работы в каком-либо источнике энергии.

Единственным источником энергии, используемым в настоящее время в ракетных двигателях, является химическая энергия. При работе двигателя эта энергия может выделяться в реакциях двух типов. Наиболее распространенной является реакция горения. Эта реакция используется в рабочих процессах подавляющего большинства существующих тепловых двигателей. Для выделения химической энергии используются также реакции разложения некоторых веществ, если процесс этого разложения сопровождается выделением тепла. В ракетных двигателях, например, широко применяется реакция разложения перекиси водорода.

Ракетный двигатель нуждается не только в источнике энергии, но и в запасе массы, которая отбрасывается двигателем в процессе его работы. Вещество, которое отбрасывается от ракеты, называют обычно рабочим телом.

В существующих двигателях источником химической энергии является топливо, а рабочим телом — продукты реакции горения или разложения топлива. Таким образом, топливо сначала является носителем химической, а затем кинетической энергии.

Перспективным источником энергии для ракетных двигателей является ядерная энергия. В настоящее время в ракетных двигателях она не применяется, но, бесспорно, будет применяться в недалеком будущем. Повидимому, ядерное топливо будет использоваться только как источник энергии, рабочее же тело должно содержаться на борту ракеты дополнительно.

##### Процесс горения и химическая энергия

Под процессом горения понимается химический процесс между двумя веществами — горючим и окислителем, сопровождающийся выделением большого количества тепла.

Рассмотрим простейший процесс горения — реакцию горения горючих и окислительных элементов, взятых в чистом, атомарном, виде.

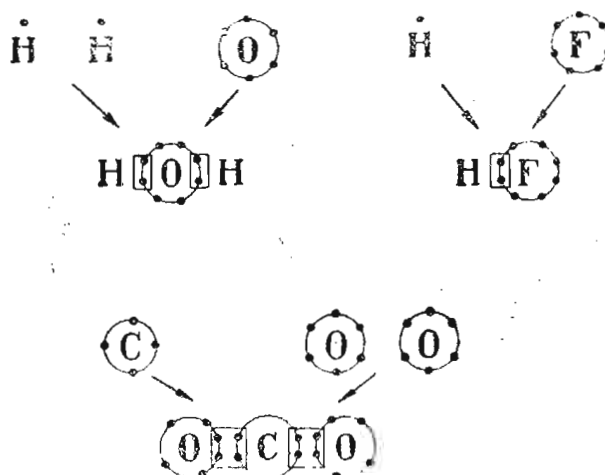
Энергетический уровень атомов определяется строением наружной электронной оболочки атома. На внешней оболочке атома при ее предельном заполнении может находиться вполне определенное число электронов. Для элементов, обычно используемых в топливах ЖРД, это число равняется восьми. Исключение составляет водород, в котором на внешней оболочке могут находиться максимум два электрона.

Заполнение внешней оболочки электронами сопровождается падением энергетического уровня атома. Минимальным энергетическим уровнем атом обладает в случае предельного заполнения электронами наружной оболочки.

Если рассмотреть строение атомов горючих и окислительных элементов, то внешние оболочки их оказываются не заполненными электронами до предела. Так (фиг. 4. 1), в атоме водорода не достает одного электрона (до двух), в атоме углерода — четырех, в атоме кислорода — двух и в атоме фтора — одного электрона (до восьми).

В процессе химической реакции горения не происходит изменения строения атомов, так что общее число электронов в атомах горючего и окислительного элементов остается постоянным. Однако при образовании продукта сгорания происходит такое взаимное переплетение и преобразование электронных оболочек реагирующих атомов, что некоторые электроны оказываются входящими одновременно в оболочки атомов как горючего, так и окислительного элементов. Так, например, в результате реакции горения водорода с кислородом и образования водяного пара происходит такое преобразование электронных оболочек, в результате которого две группы по два электрона входят одновременно в оболочки атомов кислорода и водорода. При этом атом кислорода, входящий в молекулу воды, имеет на внешней оболочке восемь электронов, а атомы водорода по два электрона, т. е. оболочки у всех атомов оказываются предельно заполненными электронами.

Точно так же в молекуле фтористого водорода (см. фиг. 4. 1) совместное обладание электронами приводит к тому, что оболочки



Фиг. 4. 1. Схема протекания химических реакций. Точками условно обозначены электроны. Электроны, заключенные в рамку, принадлежат одновременно двум атомам.

всех атомов, входящих в продукт сгорания, оказываются предельно заполненными электронами. По этой причине энергетический уровень молекулы продукта сгорания оказывается значительно ниже, чем энергетический уровень атомов до вступления их в соединение. Разность этих энергетических уровней и определяет величину химической энергии, выделяющейся при горении.

Так как энергетические уровни исходных веществ и продуктов реакции горения зависят от строения соответствующих частиц, то количество химической энергии, выделяющейся при горении, всегда постоянно и не зависит от каких-либо внешних условий — давления, температуры, объема и т. д.

Так происходит процесс горения атомарных веществ. В действительности же горючие и окислительные элементы, используемые в ЖРД, находятся не в атомарном состоянии, а входят в состав молекул простых или, чаще всего, сложных веществ.

В этом случае процесс горения, с точки зрения выхода энергии, можно представить себе происходящим следующим образом. Вещество, находящееся в молекулярном виде, разлагается до атомов соответствующих элементов с затратой или выделением химической энергии. Затем атомы соединяются в продукты горения всегда с выделением химической энергии. Общий эффект в отношении выхода химической энергии определяется алгебраической суммой химических энергий, соответствующих каждому из составляющих процессов.

Следует отметить, что для выделения химической энергии в процессе горения необходима первоначальная энергия активации, которая затрачивается на то, чтобы привести реагирующие атомы в такое состояние, когда между ними может начаться химическая реакция. Так, например, водород и кислород или окись углерода и кислород могут находиться в смешанном состоянии сколь угодно долго. Химическая реакция в таких смесях начнется только после поджигания. Процесс поджигания и состоит в том, что к готовой для горения смеси подводится необходимая энергия активации. Если в какой-то группе частиц смеси началось горение, то энергия активации для других частиц черпается из химической энергии соседних прореагировавших частиц и горение, таким образом, развивается.

Величина энергии активации для различных смесей различна. Чем больше энергия активации, тем труднее воспламенить смесь.

### Химическая энергия и теплота образования

Химическая энергия, выделяющаяся при реакциях горения, может быть определена двумя способами.

Первый способ состоит в том, что на основании спектров частиц (атомов и молекул) вычисляются энергетические уровни этих

частиц до и после реакции и по разности их находится величина химической энергии, соответствующая данному превращению вещества.

Второй способ состоит в калориметрическом определении теплот образования (их также называют теплотами сгорания) вещества. В этом случае в специальном сосуде (в калориметре) осуществляют необходимую реакцию, в результате которой химическая энергия преобразуется в тепловую. Эта энергия расходуется на нагревание продуктов реакции. По окончании процесса горения продукты реакции охлаждаются до той температуры, которую имели исходные вещества до начала реакции, причем измеряется количество тепла, которое отводится от продуктов реакции. Определенное таким образом количество тепла называется *теплотой образования* вещества в отличие от химической энергии, найденной первым способом.

Теплота образования находится в определенном соответствии с химической энергией, хотя и не равна ей. Разница между теплотой образования и химической энергией состоит в том, что при горении и соответствующем изменении вещества происходит изменение теплосодержания, которым обладает исходное вещество.

Это изменение теплосодержания

$$\Delta Q = \int_0^T c_{\text{прод}} dT - \int_0^T c_{\text{исх}} dT, \quad (4.1)$$

где  $c_{\text{прод}}$  — теплоемкость продуктов реакции;  
 $c_{\text{исх}}$  — теплоемкость исходных веществ.

Если теплоемкости от температуры не зависят, то

$$\Delta Q = (c_{\text{прод}} - c_{\text{исх}}) T. \quad (4.2)$$

При реакциях горения теплоемкость продуктов реакции не равна теплоемкости исходных веществ, так как при горении образуются вещества, по своим свойствам отличные от исходных.

Кроме того, теплоемкость газообразных веществ зависит от того, при каких условиях (при постоянном давлении или постоянном объеме) происходит реакция. Поэтому изменение количества энергии, содержащейся в веществах до и после реакции, зависит от условий ее протекания, т. е. от давления, объема и начальной температуры.

Наибольшее влияние на величину  $\Delta Q$  оказывает температура  $T$ .

Теплота образования, используемая при расчетах ЖРД, относится обычно к следующим условиям: постоянному давлению, равному одной абсолютной атмосфере, и к комнатной температуре. В этом случае теплота образования рассматривается как изменение величины теплосодержания  $H$  продуктов сгорания и обозначается через  $\Delta H_T^0$ . Верхний индекс указывает давление, при



котором определена теплота образования, нижний — абсолютную температуру. Если теплота образования определяется при абсолютном давлении  $p=1 \text{ кг/см}^2$ , то в верхнем индексе ставится «0».

Зная теплоту образования и теплоемкости участвующих в реакции веществ, всегда можно вычислить химическую энергию как алгебраическую разность

$$\Delta H_T^0 \pm \Delta Q.$$

Так как при  $T=0$  величина  $\Delta Q=0$ , то химическая энергия может быть определена как теплота образования при абсолютном нуле и обозначена  $\Delta H_0^0$ . Эта величина служит мерой химической энергии и широко используется во многих термодинамических расчетах.

Ввиду того, что теплота образования продуктов сгорания зависит от внешних условий, для ее определения применяются так называемые стандартные условия. большей частью теплота образования веществ определяется при температуре  $18^\circ$ ,  $20^\circ$  или  $25^\circ \text{C}$  ( $291,16$ ,  $293,16$  или  $298,16^\circ$  абс.). При этом разница между химической энергией и теплотой образования соответствующих продуктов относительно невелика.

Так как теплота образования вещества зависит от того, в каком виде (атомарном или в виде простых или сложных веществ) взяты элементы, образующие данное вещество, то теплота образования всегда относится не только к стандартным условиям, но и к стандартным состояниям элементов. Под такими состояниями понимаются состояния элементов в том виде, в котором они наиболее распространены в природе. Так, за стандартные состояния наиболее часто употребляемых топливных и окислительных элементов приняты следующие: для водорода, кислорода, азота — молекулярные газы  $\text{H}_2$ ,  $\text{O}_2$ ,  $\text{N}_2$ , для углерода —  $\beta$ -графит, для металла — та кристаллическая форма, в которой он чаще всего встречается в природе. Знак теплоты образования определяется тем, что потеря энергии системой, вступающей в реакцию, естественно, считается отрицательной. По этой причине теплота образования продуктов сгорания всегда имеет отрицательный знак.

### Теплотворная способность топлива

Под теплотворной способностью понимается количество тепла, которое выделяется при сгорании единицы веса топлива. Эту величину будем обозначать через  $K_G$ , она имеет размерность *ккал/кг*.

Теплотворная способность топлива равна теплоте образования продуктов реакции горения, взятой с обратным знаком, так как химическая энергия вещества, потерянная при образовании продук-

тов сгорания, по закону сохранения энергии полностью превращается в тепло. Таким образом,

$$K_G = -\Delta H_T^0.$$

Величина теплоты образования обычно дается в ккал/г-моль, ее легко перевести в количество тепла на единицу веса, воспользовавшись соотношением

$$\Delta H \text{ ккал/кг} = \frac{1000}{\mu} \Delta H \text{ ккал/г-моль},$$

где  $\mu$  — молекулярный вес продуктов реакции горения.

Следует обратить внимание на то, что в ракете и горючее и окислитель помещаются на ее борту, а следовательно, представляют одинаковую ценность. Поэтому мы всегда будем относить теплотворную способность или теплоту образования ко всей массе затрачиваемых в процессе реакции веществ, а не только к одному горючему, как это делается в обычной теплотехнике, где расход окислителя — кислорода воздуха никогда не учитывается, ибо кислород черпается из окружающей атмосферы.

В качестве горючих и окислительных компонентов в топливах, естественно, следует использовать такие, которые обладают наибольшим запасом химической энергии. В этом случае в ракете заданных размеров может быть размещен бóльший запас энергии. Так как в природе существует ограниченное число химических элементов, то естественно отобрать из них такие, которые обладали бы наибольшим запасом химической энергии.

Еще К. Э. Циолковский в одной из первых своих работ «Ракета в космическое пространство» указал на необходимость существования определенной закономерности в величинах химической энергии элементов в связи с периодической системой Менделеева. И действительно, теплоты образования продуктов сгорания для различных элементов располагаются закономерно, образуя периоды, соответствующие рядам элементов в периодической системе Менделеева. Более подробные исследования этого вопроса привели к следующим результатам.

Из всех элементов только два — кислород и фтор — могут быть использованы как окислительные элементы, дающие большой запас химической энергии и обеспечивающие необходимую интенсивность реакции горения. Другие окислительные элементы, такие, как хлор, бром и иод, не дают больших химических энергий. В качестве горючих наибольший эффект дают следующие элементы: бериллий, литий, бор, алюминий, магний, кремний, водород и углерод.

Прежде чем рассматривать более подробно свойства и энергетические характеристики различных элементов, уточним основные показатели, по которым следует оценивать компоненты топлива для ЖРД — горючее и окислитель.

### Основные требования, предъявляемые к ракетным топливам

При оценке различных веществ с точки зрения использования их в качестве ракетных топлив исходят из основных требований, предъявляемых к топливам ЖРД. Этими основными требованиями являются следующие.

1. Высокая весовая концентрация химической энергии, определяемая величиной теплотворной способности топлива. Чем больше величина  $K_G$ , тем большую кинетическую энергию можно сообщить продуктам сгорания, тем больше будет скорость истечения и удельная тяга двигателя.

2. Возможно большой запас энергии в единице объема, занимаемом топливом, т. е. возможно большая объемная теплотворная способность топлива (иногда ту же величину называют теплотечностью). Чем больше эта величина, тем меньший объем будет иметь необходимый запас топлива, тем меньший относительный вес будет иметь конструкция ракеты, тем меньшее значение  $\rho_k$  можно получить для ракеты.

Объемная теплотворная способность

$$K_V = \gamma_T K_G, \quad (4.3)$$

где  $\gamma_T$  — удельный вес топлива в кг/л.

Удельный вес топлива, составленного из горючего и окислителя, определяется в свою очередь по формуле

$$\gamma_T = \frac{1 + \nu}{\frac{1}{\gamma_r} + \frac{\nu}{\gamma_o}}, \quad (4.4)$$

где  $\gamma_r$  — удельный вес горючего;

$\gamma_o$  — удельный вес окислителя;

$\nu$  — количество окислителя в кг, приходящееся на 1 кг горючего.

Отметим, что

$$\nu = \alpha \nu_o,$$

где  $\nu_o$  — теоретически необходимое количество окислителя, которое определяется из обычного материального (весового) баланса химических реакций при условии полного их протекания при минимальном расходе окислителя;

$\alpha$  — коэффициент избытка окислителя; для ЖРД коэффициент  $\alpha$  обычно несколько меньше единицы.

3. Большая весовая теплоемкость продуктов сгорания и соответственно низкая температура горения. Так как процесс сгорания

в ЖРД происходит при постоянном давлении, то температура горения в первом приближении определяется соотношением

$$T = \frac{K_G}{c_p}, \quad (4.5)$$

где  $c_p$  — весовая теплоемкость продуктов сгорания при постоянном давлении. Поэтому при одинаковой теплотворной способности топлива температура в камере сгорания будет тем меньшей, чем больше теплоемкость продуктов сгорания.

Уменьшение температуры сгорания топлива очень существенно для создания надежно работающих на этом топливе двигателей. Кроме того, снижение температуры сгорания снижает степень диссоциации продуктов сгорания (см. стр. 168) и повышает к. п. д. двигателя.

Для газов с одинаковым числом атомов в молекуле теплоемкость  $c_{pm}$ , выраженная в *ккал/г-моль град*, изменяется в узких пределах. Так как в 1 кг содержится 1000  $\mu$  граммолей продуктов сгорания ( $\mu$  — их молекулярный вес), то весовая теплоемкость

$$c_p = c_{pm} \frac{1000}{\mu} \text{ ккал/кг град}. \quad (4.6)$$

Следовательно, чем ниже молекулярный вес продуктов сгорания, тем больше их весовая теплоемкость, тем легче использовать в двигателе данное топливо.

Молекулярный вес продуктов сгорания может характеризоваться еще двумя величинами, а именно, газовой постоянной продуктов сгорания  $R$  и так называемой величиной газообразования  $v$ .

Как известно, для любого газа универсальная газовая постоянная  $\bar{R} = 0,848 \text{ кгм/г-моль град}$ , или, в тепловых единицах,

$$A\bar{R} = \frac{0,848}{427} = 1,986 \cdot 10^{-3} \text{ ккал/г-моль град}.$$

Весовая газовая постоянная

$$R = \frac{848}{\mu} \text{ кгм/кг град}.$$

Чем меньше величина молекулярного веса продуктов сгорания, тем больше их газовая постоянная. Таким образом, величина газовой постоянной для продуктов сгорания топлив ракетных двигателей должна быть возможно большей.

Воспользуемся далее уравнением состояния, написанным для 1 кг газа:

$$pv = RT,$$

или

$$v = R \frac{T}{p}.$$

Мы видим, что при определенных условиях объем образовавшихся продуктов сгорания  $v$  пропорционален величине газовой постоянной  $R$ . Величина объема, который имеют продукты сгорания при нормальных условиях ( $T=291,16^\circ$  абс.;  $p=1$  кг/см<sup>2</sup>), носит название газообразования. Она показывает, сколько литров продуктов сгорания образуется из 1 кг топлива при нормальных условиях. Чем больше эта величина, тем больше газовая постоянная продуктов сгорания, тем меньше их молекулярный вес. Следовательно, газообразование при горении топлива должно быть максимальным.

4. Большое значение для протекания процесса расширения и преобразования тепловой энергии в кинетическую имеет физическое состояние продуктов сгорания.

Превращение тепловой энергии в кинетическую энергию направленного движения наиболее просто происходит в случае газообразных продуктов сгорания. Для твердых продуктов процесс расширения невозможен, и свою тепловую энергию твердые продукты должны передавать газу посредством теплопроводности или лучеиспускания. Только то тепло твердых продуктов, которое передано таким образом газу, участвует в процессе расширения и будет использовано для создания кинетической энергии струи.

Ясно, что наличие твердых частиц в сопле является нежелательным. Следовательно, температура кипения продуктов горения должна быть достаточно низкой. Кроме того, чтобы не терять на испарение большей части выделившегося при сгорании тепла, теплота испарения продуктов сгорания должна быть по возможности малой.

#### Анализ горючих и окислительных элементов как компонентов ракетных топлив

Основные свойства и энергетические характеристики горючих и окислительных элементов топлив для ЖРД приведены в табл. IV. 1.

Рассматривая эту таблицу, прежде всего не следует удивляться имеющимся в ней пустым графам и сомнительным данным (числа в скобках). Хотя большинство перечисленных в таблице веществ давно применяется в технике, глубокое изучение их свойств и свойств их соединений началось только в последние годы в связи с запросами ракетной техники. Литературные данные об этих веществах чрезвычайно противоречивы и часто изменяются. Однако помещаемые в таблице сведения достаточны, чтобы дать основную оценку перечисленным элементам как компонентам топлив ЖРД.

Из кислородных соединений элементов наибольшую весовую теплоту образования имеет окись бериллия  $\text{BeO}$ —5830 ккал/кг. Эта величина значительно превышает теплотворные способности применяемых сейчас углеводородных топлив. Высокую теплоту

Таблица IV. 1  
Свойства основных горючих и окислительных элементов и их продуктов сгорания

Наименование элемента	Символ или формула	Фаза	Молекулярный вес	Удельный вес $\gamma$ кг/л	Температура плавления $t_{пл}$ °C	Температура кипения $t_{кип}$ °C
Водород	H <sub>2</sub>	ж	2,016	0,07	-257,14	-252,79
Литий	Li	тв	6,941	0,534	180	1400
Бериллий	Be	тв	9,01	1,85	1280	—
Бор	B	тв	10,82	1,73	2300	—
Углерод	C	тв	12,01	2,25	—	—
Магний	Mg	тв	24,32	1,74	650	1120
Алюминий	Al	тв	26,97	2,70	658	(2000)
Кремний	Si	тв	28,06	2,35	1414	(2400)
Кислород	O <sub>2</sub>	ж	32,00	1,14	-223	-187
Фтор	F <sub>2</sub>	ж	38,00	(1,14)	-218	-183

Наименование элемента	Кислородные продукты сгорания										$\Delta H_{\text{исп}}$ ккал/кг
	химическая формула	фаза	молекулярный вес	$\Delta H_{298,16}^{\circ}$ ккал/г-моль	$K_G$ ккал/кг	$\gamma_0$ кг/кг	$\gamma$ кг/л	$K_V$ ккал/л	$t_{\text{кип}}$ °C		
Водород	$H_2O$	газ	18,016	-57,798	3210	7,95	0,42	1350	100	—	
Литий	$Li_2O$	тв	29,88	-142,400	4760	1,15	0,75	3570	1300	(1160)	
Бериллий	$BeO$	тв	25,01	-146,000	5830	1,78	1,52	8850	(3900)	Весьма высокая	
Бор	$B_2O_3$	тв	69,64	-302,000	4350	2,21	1,28	5570	—	—	
Углерод	$CO_2$	газ	44,01	-94,052	2140	2,66	1,32	2830	-78	—	
Магний	$MgO$	тв	40,32	-143,840	3530	0,66	1,43	5050	(2250)	Весьма высокая	
Алюминий	$Al_2O_3$	тв	101,94	-396,500	3900	0,855	1,66	6460	2700	(1137)	
Кремний	$SiO_2$	тв	60,06	-203,300	3350	1,14	1,50	5030	1900	(1310)	

Продолжение

Продолжение

## Фтористые продукты сгорания

Наименование элемента	Фтористые продукты сгорания									
	хими- ческая формула	фаза	молеку- лярный вес	$\Delta H_{298,16}^0$ ккал/г-моль	$K_G$ ккал/кг	$\gamma_0$ кг/кг	$\gamma$ кг/л	$K_V$ ккал/л	$t_{\text{кип}}$ °C	$\Delta H_{\text{исп}}$ ккал/кг
Водород	HF	газ	20,008	-64,20	3210	9,46	0,46	1475	19	—
Литий	LiF	тв	25,94	-146,3	5650	2,74	0,87	4930	1680	(1960)
Бериллий	BeF <sub>2</sub>	тв	47,01	-227,0	4830	4,22	1,23	5950	(1300)	(850)
Бор	BF <sub>3</sub>	газ	67,82	-265,4	3910	5,26	1,21	4750	-101	—
Углерод	CF <sub>4</sub>	газ	88,01	-162,5	1850	6,32	1,22	2250	-128	—
Магний	MgF <sub>2</sub>	тв	62,32	-263,5	4210	1,56	1,31	5550	(2230)	(1110)
Алюминий	AlF <sub>3</sub>	тв	83,97	-311,0	3710	2,12	1,41	5220	(1260)	(1100)
Кремний	SiF <sub>4</sub>	газ	104,06	-361,3	3470	2,79	1,33	4600	-95	—



образования имеют также окись бора  $B_2O_3$  и окись лития  $Li_2O$ . Более низкая теплота образования у воды  $H_2O$ , окиси магния  $MgO$ , окиси алюминия  $Al_2O_3$  и окиси кремния  $SiO_2$ . Наименьшую теплоту образования имеет двуокись углерода  $CO_2$ .

Объемная теплота образования наибольшая у окиси бериллия и наименьшая у воды. Последнее обстоятельство является существенным недостатком жидкого водорода как ракетного горючего.

Температуры кипения окислов, за исключением воды и углекислого газа, весьма высоки, а теплота испарения имеет очень большую величину, иногда даже большую, чем теплота образования твердого продукта. Применение топлив на основе металлических горючих и кислородных окислителей может оказаться мало целесообразным, так как ведение процесса сгорания при высокой температуре связано с малым выделением энергии вследствие диссоциации, а ведение процесса при низкой температуре требует наличия газовой фазы, воспринимающей тепло твердых частиц. Высокие значения молекулярных весов продуктов сгорания определяют высокие температуры в камере сгорания при сжигании металлов.

Из фтористых соединений горючих элементов наименьшей теплотой образования обладают фтористый водород  $HF$  (теплота образования такая же, как у воды) и четырехфтористый углерод  $CF_4$ . Последний имеет меньшую теплоту образования, чем двуокись углерода  $CO_2$ . Кроме того, молекулярный вес  $CF_4$  весьма велик. По этой причине применение фтора как окислителя для углеводородных горючих нецелесообразно.

Надо, однако, иметь в виду, что двухатомная молекула  $HF$  является значительно более устойчивой против диссоциации, чем трехатомная молекула  $H_2O$ . Поэтому для горючих, очень богатых водородом, применение фтористых окислителей может оказаться целесообразным вследствие уменьшения потерь, связанных с диссоциацией (см. ниже, стр. 168).

Фтористые соединения остальных элементов имеют высокую теплоту образования как весовую, так и объемную. Среди них выделяется фтористый литий  $LiF$ , имеющий максимальную весовую теплоту образования.

Обращает на себя внимание то обстоятельство, что все фтористые соединения металлов имеют значительно более низкую температуру кипения, чем кислородные соединения, и, что не менее важно, сравнительно небольшую теплоту испарения. Вследствие этого применение фтористых окислителей для металлических горючих может иметь значительные преимущества по сравнению с кислородными. С точки зрения величины молекулярного веса фтористых соединений удовлетворительными значениями обладают  $LiF$  и  $BeF_2$ .

## 2. СОВРЕМЕННЫЕ ТОПЛИВА ЖИДКОСТНЫХ И ПОРОХОВЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

### Требования, предъявляемые к жидким топливам

Кроме перечисленных выше требований, предъявляемых к ракетным топливам вообще, практика использования топлив в жидкостном ракетном двигателе предъявляет к ним еще много других, весьма разнообразных и, надо сказать, трудно выполнимых требований. Рассмотрим главные из них.

Большинство компонентов ракетных топлив представляет собой химические соединения. Каждое химическое соединение может образовываться из элементов как с поглощением, так и с выделением тепла.

Предположим, что некоторое химическое соединение, используемое в качестве компонента топлива, имеет отрицательную теплоту образования, т. е. выделяет тепло при своем образовании. Для того, чтобы выделить из этого вещества в камере сгорания горючие и окислительные элементы, придется затратить, очевидно, за счет теплоты горения добавочную энергию, равную теплоте образования компонентов. Таким образом, если соединение, используемое в качестве компонента топлива, имеет отрицательную теплоту образования, то на соответствующую величину снижается количество тепла, получаемого в камере сгорания. При положительной теплоте образования топливного компонента теплотворная способность топлива увеличивается по сравнению с теплотворной способностью элементов, взятых в стандартном состоянии.

Из сказанного следует, что топливные компоненты должны обладать положительными теплотами образования. Именно на этом принципе основаны предложения об использовании в ЖРД атомарных горючих.

Требования, вытекающие из условий охлаждения двигателя, состоят в том, чтобы компоненты топлива могли поглотить возможно большее количество тепла, или, как говорят, обладали бы наибольшей тепловосприимчивостью.

Численно тепловосприимчивость компонента

$$Q = c(T_{\text{кип}} - T_0) \text{ ккал/кг,}$$

где  $c$  — теплоемкость компонента;

$T_{\text{кип}}$  — температура кипения компонента при давлении, имеющем место в рубашке охлаждения (описание системы охлаждения см. ниже);

$T_0$  — температура компонента, равная температуре окружающей среды.

Большей тепловосприимчивостью будет обладать компонент, имеющий большую теплоемкость и более высокую температуру кипения.

Тепловосприимчивость компонента наиболее правильно относить к 1 кг топлива, сжигаемого в двигателе, так как и количество тепла, выделяющееся в двигателе, и количество вещества, используемого для охлаждения, пропорциональны общему расходу топлива, а не расходу компонентов в отдельности.

Удельная тепловосприимчивость горючего

$$Q_r = c_r (T_{\text{кип}} - T_0) \frac{1}{1 + \nu} \text{ ккал/кг топлива};$$

удельная тепловосприимчивость окислителя

$$Q_o = c_o (T_{\text{кип}} - T_0) \frac{\nu}{1 + \nu} \text{ ккал/кг топлива.}$$

При одинаковых физических свойствах (теплоемкость и температура кипения) окислитель будет обладать бóльшей удельной тепловосприимчивостью, чем горючее, так как  $\nu > 1$ . Поэтому, если в ЖРД применяется высококипящий окислитель, то, как правило, именно он используется для охлаждения.

Общая тепловосприимчивость охлаждающего компонента  $QG$  (где  $G$  — весовой расход топлива в единицу времени) должна быть больше, чем общее количество тепла, которое нужно снять с охлаждаемой поверхности двигателя в единицу времени. Если это условие ни для одного из компонентов топлива, взятого в отдельности, не выполняется, то двигатель приходится охлаждать обоими компонентами сразу.

Условия подачи топлива предъявляют требование малой вязкости компонентов, а также слабой зависимости вязкости от температуры. В противном случае изменение температуры окружающей среды может приводить к изменению соотношения подаваемых в камеру компонентов  $\nu$  и ухудшению использования топлива.

Условия воспламенения и горения топлива в камере двигателя требуют низкой температуры воспламенения для несамовоспламеняющихся топлив и возможно более малого периода задержки воспламенения для самовоспламеняющихся топлив. Наибольшее значение имеет последнее требование.

Под периодом задержки самовоспламенения понимается время, которое проходит от момента соприкосновения жидких компонентов самовоспламеняющегося топлива до его воспламенения. Иногда эту величину называют периодом индукции. Ясно, что при химическом зажигании количество топлива, накапливающееся при запуске двигателя в камере сгорания, будет (при прочих равных условиях) тем больше, чем больше период задержки самовоспламенения. Как уже отмечалось выше, накопление смеси в камере может привести к взрыву двигателя. Из условия безопасности запуска время задержки самовоспламенения не должно превышать 0,03 сек.

Для надежного запуска двигателя в различных метеорологических условиях и на различных высотах необходимо, чтобы время задержки самовоспламенения не возрастало чрезмерно при понижении температуры топлива и уменьшении атмосферного давления.

Условия эксплуатации двигателя и ракет требуют от топлив физической и химической стойкости, что позволяет хранить компоненты продолжительное время без особых предосторожностей; взрывобезопасности; высокой температуры кипения и низкой температуры застывания. Топливо не должно быть ядовитым и не должно отличаться агрессивностью по отношению к конструкционным материалам. Кроме того, необходимо, чтобы ракетное топливо было дешевым, могло производиться в больших количествах и производство его было обеспечено сырьем.

Надо сказать, что пока нет таких топлив, которые одновременно удовлетворяли бы всем перечисленным здесь требованиям.

В настоящее время, несмотря на широкие исследования в области новых веществ, в ракетной технике в качестве топлив применяется довольно ограниченное число химических соединений.

### Классификация ракетных топлив

Ракетные топлива можно классифицировать по различным признакам.

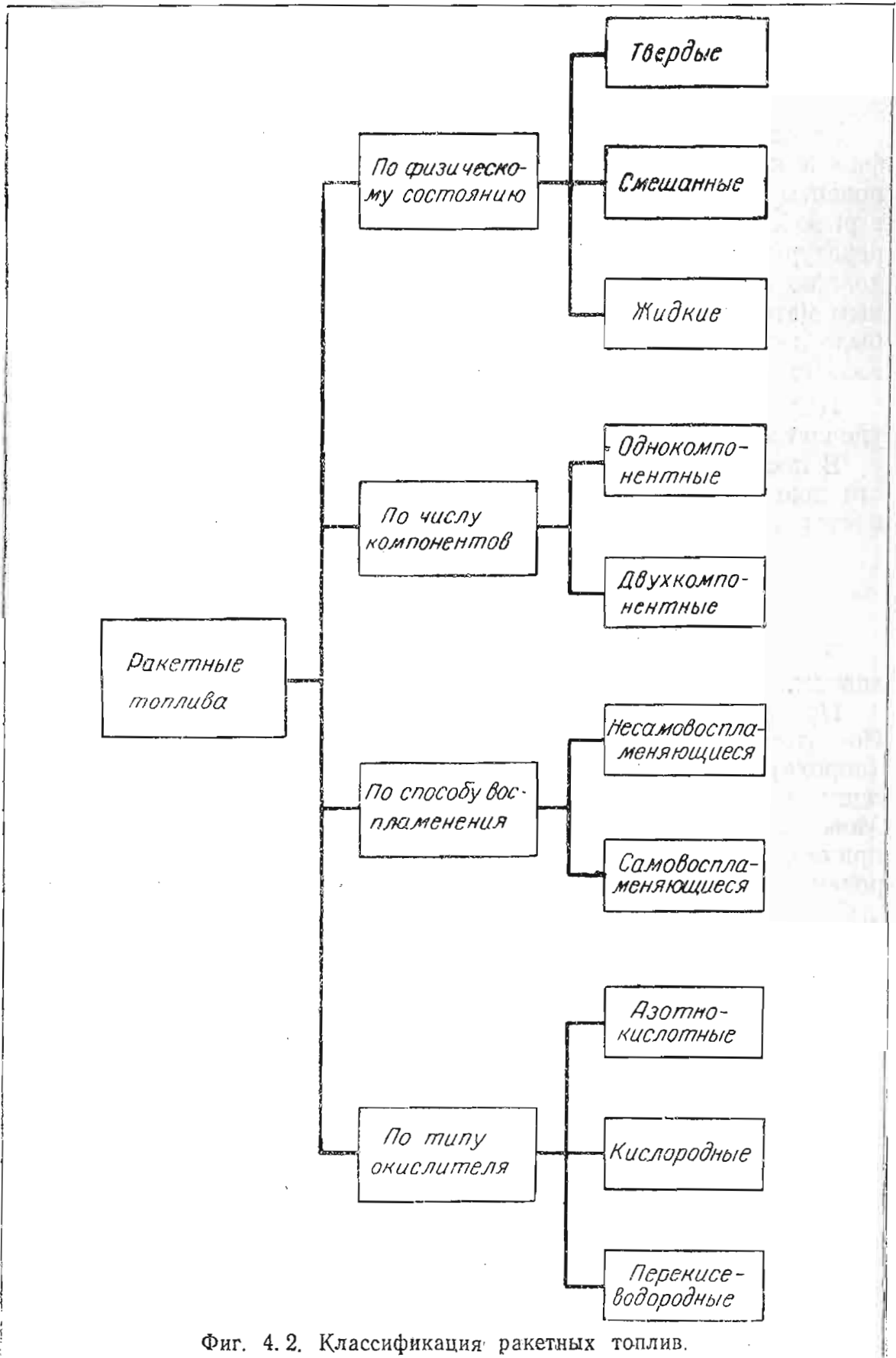
Прежде всего следует различать физическое состояние топлива. По этому признаку топлива делятся на жидкие и твердые (пороха). Промежуточную группу составляют смешанные топлива, один из компонентов которых является жидким, а другой твердым. Можно отметить попытки применения таких топлив в ЖРД. Например, известно применение в ракетных двигателях желатинизированного бензина, углеродных стержней; помещавшихся непосредственно в камере сгорания, и жидкого окислителя, поступавшего из баков.

Можно классифицировать топлива по числу компонентов, из которых они образуются.

Для упрощения системы подачи и конструкции головки двигателя наиболее целесообразным является однокомпонентное (унитарное) топливо, содержащее в себе и горючие, и окислительные элементы. Такие топлива разрабатывались, но до сих пор, однако, неизвестно ни одного жидкого однокомпонентного топлива с высокой теплотворной способностью, безопасного и надежного в обращении. Все применяемые в настоящее время топлива являются двухкомпонентными.

Третьим способом классификации топлив является известное нам уже разделение их на несамовоспламеняющиеся и самовоспламеняющиеся.

Схема классификации топлив приведена на фиг. 4.2.



Фиг. 4.2. Классификация ракетных топлив.

Свойства топлива определяются главным образом свойствами окислителя, поэтому разделение топлив на группы производится также по типу применяемого окислителя. По этой причине последующее описание топлив мы начнем с описания свойств окислителей.

Свойства окислителей, горючих и топлив в целом приведены в табл. IV.2, IV.3, IV.4. В этих таблицах указаны элементарный состав, т. е. содержание элементов — углерода С, водорода Н, кислорода О и азота N в 1 кг горючего или окислителя, теплота образования, удельный вес, температура плавления (застывания) и температура кипения. Для топлив указаны весовая и объемная теплотворные способности, газообразование, а также примерные значения температуры в камере сгорания и удельной тяги для ракетного двигателя со средними параметрами.

### Азотная кислота и окислы азота. Тетранитрометан

Азотная кислота  $\text{HNO}_3$  представляет собой продукт, широко применяемый в народном хозяйстве. Ее производство в больших количествах было налажено еще до появления жидкостных ракетных двигателей. Именно поэтому она была использована в качестве окислителя для первых ЖРД. В настоящее время топлива на основе азотной кислоты являются в ракетной технике широко распространенными.

В чистом виде азотная кислота представляет собой бесцветную жидкость. Техническая азотная кислота всегда содержит некоторое количество воды, а также окислов азота, придающих технической кислоте красно-бурый цвет.

Наличие воды в азотной кислоте является нежелательным, так как это снижает теплотворную способность топлива. Поэтому в ЖРД применяют кислоту концентрации 98—96%, т. е. с содержанием воды не более 2—4%.

Чистая азотная кислота (см. табл. IV.2) содержит 76% кислорода и обладает малой отрицательной теплотой образования. Это делает ее относительно мощным окислителем. Азотная кислота из всех широко применяемых окислителей имеет наибольший удельный вес, что позволяет получить топливо с высокой объемной теплотворной способностью.

Азотная кислота имеет весьма благоприятные для использования в ЖРД температуры кипения ( $+86^\circ\text{C}$ ) и замерзания ( $-42^\circ\text{C}$ ). Добавление воды в  $\text{HNO}_3$  в количестве до 10% несколько понижает температуру замерзания (до  $-68,5^\circ\text{C}$ ). При дальнейшем разбавлении азотной кислоты водой температура замерзания повышается.

Температура кипения  $\text{HNO}_3$  возрастает с увеличением давления, так что при давлениях, имеющих место в рубашке охлаждения ЖРД, температура кипения превышает  $200^\circ\text{C}$ .

Таблица IV.2

## Основные данные чистых окислителей для современных жидкостных ракетных двигателей

Наименование	Химическая формула	Молекулярный вес	Элементарный состав				Теплота образования ккал/г-моль	Удельный вес кг/л	Температура плавления***	Температура кипения***
			O	C	H	N				
Азотная кислота	$\text{HNO}_3$	63,02	0,762	—	0,016	0,222	-41,66	-41,6	+86	
Четырехокись азота	$\text{N}_2\text{O}_4$	92,02	0,696	—	—	0,304	+8,0	-9,3	+22	
Тетранитрометан	$\text{C}(\text{NO}_2)_4$	196,04	0,653	0,061	—	0,286	+5,2	+13,8	+126	
Кислород жидкий	$\text{O}_2$	32,00	1,000	—	—	—	0	-227	-183	
Перекись водорода	$\text{H}_2\text{O}_2$	34,02	0,940	—	0,060	—	-45,20	0	+152	
Вода (в жидком состоянии)**	$\text{H}_2\text{O}$	18,02	0,889	—	0,111	—	-68,35	0	+100	

\* При температуре — 183° С.

\*\* Вода входит в окислители как балластирующее вещество.

\*\*\* При атмосферном давлении.

Таблица IV.3

## Основные данные горючих для современных жидкостных ракетных двигателей

Наименование	Химическая формула	Молекулярный вес	Элементарный состав				Теплота образования ккал/г-моль	Удельный вес кг/л	Температура кипения* °C	Температура плавления* °C
			C	H	O	N				
Керосин тракторный	—	100	0,858	0,135	0,007	—	0,76 ÷ 0,84	170 ÷ 150	—50	
Спирт этиловый	$C_2H_5OH$	46,07	0,522	0,131	0,347	—	0,798	78,5	—117,3	
Спирт метиловый	$CH_3OH$	32,04	0,375	0,125	0,500	—	0,791	64,6	—97,9	
Анилин	$C_6H_5NH_2$	93,08	0,774	0,176	—	0,150	1,022	184,4	—6,2	
Триэтиламин	$(C_2H_5)_3N$	101,07	0,712	0,149	—	0,139	0,728	89,5	—114,8	
Ксилитин	$(CH_2)_2C_6H_3NH_2$	121,12	0,792	0,092	—	0,116	—	—	—	
Фурфуриловый спирт	$C_4H_8OCH_2OH$	98,06	0,613	0,062	0,325	—	1,13	171	—32	
Гидразин-гидрат	$N_2H_4 \cdot H_2O$	50,06	—	0,122	0,318	0,560	1,03	118,3	—40	
Винилэтиловый эфир	$C_2H_3OC_2H_5$	72,07	0,667	0,111	0,222	—	0,754	36	—50	

\* При атмосферном давлении.



Таблица IV. 4

## Основные данные топлив для современных жидкостных ракетных двигателей

Окислитель	Горючее	$K_G$ ккал/кг	$\gamma$ кг/л	$K_V$ ккал/л	$v$ л/кг	$T^*$ °абс.	$P_{уд}^*$ кгсек/кг
Азотная кислота 98%-ная	Керосин	1460	1,36	1980	800	3000	220
"	Тонка 250	1500	1,32	1800	784	2980	225
"	Анилин (80%) + фурфуриловый спирт (20%)	1520	1,39	1900	756	3050	223
Тетранитрометан	Керосин	1620	1,47	2200	660	3300	238
Четырехокись азота	"	1560	1,38	2000	680	3250	235
	Перекись водорода 80%-ная	680	1,35	920	1083	550	90 ÷ 100
Перекись водорода 80%-ная	Метиловый спирт (50%) + гидразин-гидрат (50%)	1020	1,30	1330	940	2600	190
Жидкий кислород	Керосин	2200	1,00	2200	650	3550	260
"	Этиловый спирт 93,5%-ный	2020	0,998	2000	789	3250	240

\* Значения температур сгорания  $T$  и удельных тяг  $P_{уд}$  — ориентировочные, для средних по своим данным жидкостных ракетных двигателей при отношении давлений в камере и на срезе сопла, равном 30 : 1.

Теплоемкость  $\text{HNO}_3$  составляет около 0,5 ккал/кг град, что вместе с высокой температурой кипения и большим относительным содержанием азотной кислоты в топливе ( $\nu_0=5,47$ ) делает  $\text{HNO}_3$  высококачественным охладителем с большой тепловосприимчивостью.

Азотная кислота обладает и рядом недостатков. Пары  $\text{HNO}_3$  ядовиты, а при попадании на кожу азотная кислота вызывает тяжелые ожоги. Поэтому работа с ней требует принятия мер предосторожности.

Азотная кислота весьма агрессивна по отношению к металлам и другим конструкционным материалам. Особенно сильно влияет на металл разбавленная водой  $\text{HNO}_3$ , поэтому промывка двигателя и деталей после попадания на них азотной кислоты должна быть очень тщательной. Материалами, которые противостоят действию  $\text{HNO}_3$ , являются нержавеющая сталь и некоторые пластмассы.

Азотная кислота легко испаряется, что вызывает известные неудобства при ее хранении.

Для улучшения свойств азотной кислоты как окислителя к ней добавляются различные присадки. Они могут добавляться для повышения теплотворной способности топлива, повышения удельного веса окислителя, уменьшения агрессивности по отношению к конструкционным материалам, повышения активности окислителя по отношению к горючим (особенно по отношению к горючим, самовоспламеняющимся с азотной кислотой) и, наконец, для понижения температуры замерзания компонентов топлива. Многие присадки изменяют не одно, а несколько свойств  $\text{HNO}_3$ , т. е. оказывают комбинированное воздействие.

В качестве присадок к азотной кислоте применяют четырехокись азота, серную кислоту и другие вещества.

Четырехокись азота  $\text{N}_2\text{O}_4$  представляет собой богатый кислородом окисел азота с положительной теплотой образования. Жидкая четырехокись азота желтого цвета, она легко испаряется. Пары ее на воздухе разлагаются и имеют ярко выраженную желтую окраску. Применение чистой  $\text{N}_2\text{O}_4$  в качестве окислителя невозможно из-за высокой температуры замерзания ( $-9,9^\circ\text{C}$ ) и низкой температуры кипения ( $+22^\circ\text{C}$ ). Поэтому  $\text{N}_2\text{O}_4$  используется только как присадка к  $\text{HNO}_3$  для увеличения теплотворной способности топлива. Кроме того, добавка  $\text{N}_2\text{O}_4$  в  $\text{HNO}_3$  дает раствор с большим удельным весом, чем удельные веса чистых  $\text{N}_2\text{O}_4$  и  $\text{HNO}_3$ , взятых в отдельности. Максимальный удельный вес такого раствора при содержании в нем 40%  $\text{N}_2\text{O}_4$  равняется 1,63 кг/л. Добавка  $\text{N}_2\text{O}_4$  повышает также активность окислителя и, следовательно, облегчает условия запуска ЖРД.

Присадка  $\text{N}_2\text{O}_4$  к азотной кислоте так же, как и добавка воды, изменяет температуру замерзания смеси. Наиболее низкая температура замерзания ( $-73^\circ\text{C}$ ) получается при добавлении 18%  $\text{N}_2\text{O}_4$ .

Дальнейшее увеличение добавки  $N_2O_4$  приводит к повышению температуры замерзания.

Концентрированная серная кислота  $H_2SO_4$  применяется как присадка, снижающая агрессивные свойства и улучшающая условия запуска двигателя особенно с самовоспламеняющимися горючими. Смеси  $HNO_3$  и  $H_2SO_4$  называются меланжами. Недостатком добавления серной кислоты в азотную является снижение теплотворной способности топлива.

Хлорное железо добавляется в азотную кислоту с целью понизить температуру замерзания и повысить активность  $HNO_3$ .

Кроме  $HNO_3$  и  $N_2O_4$ , из азотных соединений кислорода в качестве окислителя может быть использован тетранитрометан  $C(NO_2)_4$ . Тетранитрометан имеет положительную теплоту образования. Большим достоинством тетранитрометана как окислителя является высокий удельный вес (1,65 кг/л), больший, чем у азотной кислоты. Тетранитрометан не оказывает агрессивного действия на конструкционные материалы. Применение тетранитрометана ограничивается склонностью его ко взрывам. Кроме того, тетранитрометан является сильным отравляющим веществом, действующим на слизистые оболочки человека.

Температура замерзания тетранитрометана довольно высокая:  $+13,8^\circ C$ , однако у смеси его с  $N_2O_4$  температура замерзания понижается до  $-26^\circ C$ , что позволяет использовать эту смесь в качестве окислителя для ЖРД.

#### Горючие, применяемые в топливах на основе азотной кислоты и окислов азота

Наиболее широко в качестве горючего компонента топлив на основе  $HNO_3$  и окислов азота применяется керосин. Основные физико-химические свойства керосина указаны в табл. IV.3, а свойства топлива азотная кислота+керосин — в табл. IV.4.

Успешному применению керосина в ЖРД способствует целый ряд положительных качеств этого горючего. Топлива, имеющие в своем составе керосин, обладают высокой теплотворной способностью. В широких пределах изменения температур керосин является жидким веществом. Керосин может быть использован для охлаждения двигателя: теплоемкость его равняется 0,45 ккал/кг град, температура кипения при повышенных давлениях достигает  $250^\circ C$ . Перевозка и хранение керосина также не вызывают трудностей, а производство его обеспечено широким развитием нефтеперерабатывающей промышленности.

Керосин может применяться в качестве горючего со всеми окислителями на основе окислов азота. Величина теплотворной способности топлива из азотной кислоты и керосина равняется 1460 ккал/кг. Для окислов азота она несколько повышается (до 1500 ккал/кг) благодаря лучшим свойствам окислителя. Недостат-

ком керосина является сравнительно небольшой удельный вес (0,80—0,85 кг/л). Смесь керосина с  $\text{HNO}_3$  и другие топлива на основе керосина и окислов азота не являются самовоспламеняющимися и требуют принудительного воспламенения.

Другие углеводороды, дающие в паре с азотной кислотой несамовоспламеняющиеся топлива, например, спирты, применения в ЖРД не нашли.

На основе  $\text{HNO}_3$  и окислов азота созданы также самовоспламеняющиеся топлива. Горючими таких топлив обычно являются сложные углеводороды: анилин  $\text{C}_6\text{H}_5\text{NH}_2$ , фурфуроловый спирт  $\text{C}_4\text{H}_3\text{OCH}_2\text{OH}$ , ксилидин  $(\text{CH}_3)_2\text{C}_6\text{H}_3\text{NH}_2$ , триэтиламин  $(\text{C}_2\text{H}_5)_3\text{N}$ . Их состав и основные физико-химические свойства приведены в табл. IV. 3. Из особых свойств этих углеводородов следует указать только на несколько более высокий удельный вес у анилина (1,03 кг/л).

Для получения по возможности малой величины периода задержки самовоспламенения при удовлетворительных остальных свойствах подбираются наилучшие смеси горючих, состоящих из различных веществ. Таким образом, появляется большое число самовоспламеняющихся топлив различных составов. Общим их недостатком является высокая стоимость и дефицитность компонентов. На практике наряду с применением самовоспламеняющихся смесей, как основного топлива двигателя, они часто используются как средства воспламенения в системах химического зажигания.

Наиболее распространенными самовоспламеняющимися топливами являются смеси:

1. Азотная кислота + горючее, состоящее из 50% ксилидина и 50% триэтиламина<sup>1</sup>.
2. Азотная кислота + горючее, состоящее из 80% анилина и 20% фурфуролового спирта.

### Жидкий кислород

Жидкий кислород является еще более мощным окислителем, чем азотная кислота, так как содержит 100% окисляющего элемента. Жидкий кислород представляет собой прозрачную жидкость голубоватого цвета, кипящую при  $-183^\circ\text{C}$ . Удельный вес его значительно меньше, чем удельный вес  $\text{HNO}_3$ , и при температуре кипения равняется 1,14 кг/л. Низкая температура кипения не позволяет использовать жидкий кислород в качестве охладителя. По этой же причине кислород не годится для применения в ракетах, требующих хранения в заправленном состоянии. Заправка жидким кислородом баков ракеты производится непосредственно перед запуском.

<sup>1</sup> Смесь ксилидина и триэтиламина носит название «тонка 250».

Даже при этом условии имеет место значительная потеря кислорода вследствие его испарения.

Жидкий кислород относительно безвреден для человека. При попадании на кожу в небольших количествах он кипит, и образующийся слой газообразного кислорода предохраняет кожу от обмерзания.

За последние годы жидкий кислород стал интенсивно применяться во многих областях техники, вследствие чего производство его налажено в широких масштабах. Удовлетворительно разрешены также вопросы хранения и перевозки жидкого  $O_2$ . Поэтому, несмотря на неизбежные потери, связанные с испарением (при использовании в ЖРД теряется примерно 50% начального количества кислорода), стоимость применяемого в ракетах жидкого кислорода невелика.

### Горючие топлива на основе жидкого кислорода

В качестве горючих для жидкого кислорода могут применяться любые углеводороды. Все они дают с жидким  $O_2$  несамовоспламеняющиеся топлива. Высокую теплотворную способность, равную 2200 ккал/кг, имеет смесь жидкого кислорода с керосином. Это вообще наиболее мощное из современных жидких топлив. Попытки использовать смесь кислорода с керосином делались еще на заре развития ракетной техники. Трудности применения в ЖРД этой смеси определяются высокой температурой сгорания, а также весьма малым количеством керосина в топливе (примерно 20%), что осложняет охлаждение двигателя. Эти причины до сих пор ограничивают применение кислорода в паре с керосином.

Широкое распространение в настоящее время получили топлива с жидким кислородом в качестве окислителя и с этиловым или метиловым спиртами в качестве горючего.

Основные показатели этилового и метилового спиртов приведены в табл. IV. 3. В технике применяется этиловый спирт 93,5%-ной концентрации. Получение спирта более высокой концентрации требует слишком сложной технологии. Теплотворная способность спиртов ниже, чем у керосина, так как они имеют большую отрицательную теплоту образования, но зато и температура сгорания спирта в кислороде ниже. Это облегчает создание надежно работающего двигателя. Удельный вес спиртов невелик (0,8 кг/л). Температура кипения достаточно высока (с учетом давления в рубашке охлаждения ЖРД), что позволяет использовать спирт в качестве охладителя. Теплоемкость спиртов несколько выше, чем у керосина, и равняется примерно 0,6 ккал/кг град. Вследствие того, что в самом спирте содержится значительное количество кислорода, относительное содержание спирта в топливе увеличивают до 40—45%. Это также способствует успешной организации охлаждения двигателя спиртом.

Этиловый и метиловый спирты в любой пропорции смешиваются с водой. Это позволяет легко получать топлива с различной теплотворной способностью, снижать таким образом температуру в камере сгорания и увеличивать общую тепловосприимчивость горючего в любой степени. Именно по этому пути пошли конструкторы двигателей первых баллистических ракет, применив в качестве горючего водный раствор спирта 75%-ной концентрации, хотя при этом удельная тяга двигателя была значительно снижена (до 204 кгсек/кг).

Низкая температура застывания спирта позволяет использовать его в широком диапазоне температур окружающей среды.

Спирт производится в очень больших количествах и не является дефицитным горючим. На конструкционные материалы спирт не оказывает агрессивного воздействия. Это позволяет применять для спиртовых баков и магистралей сравнительно дешевые материалы.

Заменителем этилового спирта может служить метиловый спирт, дающий с кислородом топливо несколько худшего качества. Метиловый спирт смешивается с этиловым в любых пропорциях, что позволяет использовать его при недостатке этилового спирта и добавлять в некоторой доле в горючее. Топливо на основе жидкого кислорода применяется почти исключительно в ракетах дальнего действия, допускающих и даже, вследствие большого веса, требующих заправки ракеты компонентами на месте старта.

### Перекись водорода

Перекись водорода  $H_2O_2$  в чистом виде (т. е. 100%-ной концентрации) в технике не применяется, так как является чрезвычайно нестойким продуктом, способным к самопроизвольному разложению, легко переходящему во взрыв под влиянием всяких, казалось бы, незначительных внешних воздействий: удара, освещения, малейшего загрязнения органическими веществами и примесями некоторых металлов.

В ракетной технике применяются более стойкие высококонцентрированные (чаще всего 80%-ной концентрации) растворы перекиси водорода в воде. Для повышения стойкости к перекиси водорода прибавляют небольшие количества веществ, препятствующих ее самопроизвольному разложению (например, фосфорной кислоты). Применение 80%-ной перекиси водорода требует в настоящее время принятия лишь обычных мер предосторожности, необходимых при обращении с сильными окислителями. Перекись водорода такой концентрации является прозрачной, слегка голубоватой жидкостью с температурой замерзания  $-25^\circ C$ .

Перекись водорода при разложении ее на кислород и водяные пары выделяет тепло. Это выделение тепла объясняется тем, что теплота образования перекиси составляет  $-45,20$  ккал/г-моль, в то

время как теплота образования воды равняется—68,35 ккал/г-моль. Таким образом, при разложении перекиси по формуле  $\text{H}_2\text{O}_2 = \text{H}_2\text{O} + \frac{1}{2}\text{O}_2$  выделяется химическая энергия, равная разности 68,35—45,20=23,15 ккал/г-моль, или 680 ккал/кг.

Перекись водорода 80%-ной концентрации обладает способностью к разложению в присутствии катализаторов с выделением тепла в количестве 540 ккал/кг и с выделением свободного кислорода, который может быть использован для окисления горючего. Перекись водорода обладает значительным удельным весом (1,36 кг/л для 80%-ной концентрации). Использовать перекись водорода как охладитель нельзя, так как при нагревании она не закипает, а сразу разлагается.

В качестве материалов для баков и трубопроводов двигателей, работающих на перекиси, могут служить нержавеющая сталь и очень чистый (с содержанием примесей до 0,5%) алюминий. Совершенно недопустимо применение меди и других тяжелых металлов. Медь является сильным катализатором, способствующим разложению перекиси водорода. Для прокладок и уплотнений могут применяться некоторые виды пластмасс. Попадание концентрированной перекиси водорода на кожу вызывает тяжелые ожоги. Органические вещества при попадании на них перекиси водорода загораются.

### Топлива на основе перекиси водорода

На основе перекиси водорода создано два типа топлив.

Топлива первого типа представляют собой топлива раздельной подачи, в которых кислород, выделяющийся при разложении перекиси водорода, используется для сжигания горючего. Примером может служить топливо, применявшееся в описанном выше (стр. 95) двигателе самолета-перехватчика. Оно состояло из перекиси водорода 80%-ной концентрации и смеси гидразингидрата ( $\text{N}_2\text{H}_4 \cdot \text{H}_2\text{O}$ ) с метиловым спиртом. При добавлении в горючее специального катализатора это топливо становится самовоспламеняющимся. Сравнительно низкая теплотворная способность (1020 ккал/кг), а также малый молекулярный вес продуктов сгорания определяют низкую температуру сгорания, что облегчает работу двигателя. Однако из-за малой теплотворной способности двигатель имеет низкую удельную тягу (190 кгсек/кг).

С водой и спиртом перекись водорода может образовывать относительно взрывобезопасные тройные смеси, которые являются примером однокомпонентного топлива. Теплотворная способность таких взрывобезопасных смесей относительно невелика: 800—900 ккал/кг. Поэтому в качестве основного топлива для ЖРД они едва ли будут применяться. Такие смеси могут использоваться в парогазогенераторах.

Реакция разложения концентрированной перекиси, как уже говорилось, широко используется в ракетной технике для получения парагаза, являющегося рабочим телом турбины при насосной подаче.

Известны также двигатели, в которых тепло разложения перекиси служило для создания силы тяги. Удельная тяга таких двигателей низкая (90—100 кгсек/кг).

Для разложения перекиси используют два типа катализаторов: жидкий (раствор перманганата калия  $KMnO_4$ ) или твердый. Применение последнего является более предпочтительным, так как делает излишней систему подачи жидкого катализатора в реактор.

### Ракетные пороха

Ракетные пороха представляют собой твердое топливо, применяемое в пороховых ракетных двигателях. Кроме основных требований, предъявляемых вообще ко всем ракетным топливам, к пороху предъявляются дополнительно следующие требования:

1. Порох должен устойчиво гореть при низких давлениях в камере. Это требование является существенным в связи с тем, что камера сгорания порохового двигателя является одновременно и резервуаром, содержащим все топливо. При высоком давлении большая толщина стенок приведет к большому весу камеры и большой величине  $\mu_k$  ракеты.

2. От пороха требуется высокая механическая прочность. Это необходимо потому, что порох подвергается воздействию давления в камере сгорания и значительным инерционным нагрузкам. Разрушение пороховой шашки в процессе горения приводит к увеличению поверхности горения, повышению давления в камере и взрыву двигателя.

Некоторые другие требования, предъявляемые к порохам, будут указаны ниже, в главе, посвященной горению топлив.

Современный ракетный порох представляет собой раствор двух или нескольких нитроорганических соединений.

Основным веществом, входящим в состав пороха и обеспечивающим получение необходимых физических свойств пороха, является нитроцеллюлоза.

Нитроцеллюлоза (нитроклетчатка) получается путем обработки целлюлозы, т. е. органических волокнистых веществ (древесной целлюлозы или целлюлозы, получаемой из хлопка), концентрированной азотной кислотой. Для этого пакеты целлюлозы погружаются в чаны с азотной кислотой. При такой обработке целлюлоза превращается в сложные органические эфиры, содержащие азот и кислород.

Жидким веществом, растворяющим нитроцеллюлозу и обеспечивающим ее желатинизацию (т. е. получение твердого раствора равномерного состава и физико-химических свойств), является



нитроглицерин. Он является вторым основным веществом, входящим в состав пороха.

Нитроглицерин получается путем обработки глицерина смесью концентрированных азотной и серной кислот. В молекуле нитроглицерина [химическая формула  $C_3H_5(ONO_2)_3$ ] находится значительное количество кислорода, необходимого для сгорания горючих элементов — углерода и водорода. Теплотворная способность нитроглицерина 1485 ккал/кг. Нитроглицерин представляет собой основное вещество пороха, имеющее запас химической энергии. Процентное содержание его определяет теплотворную способность пороха.

При нормальной температуре нитроглицерин представляет собой тяжелую (удельный вес 1,6 кг/л) маслянистую жидкость. Чистый нитроглицерин бесцветен, технический — имеет слабую желтую окраску. При повышении температуры нитроглицерин издает слабый сладковатый запах. Пары его ядовиты и вызывают головные боли, а большие дозы, поступившие в организм человека, могут вызвать отравление.

Глицерин, являющийся исходным продуктом для получения нитроглицерина, требует для своего изготовления затраты жиров. Поэтому в производстве ракетных порохов нитроглицерин стремятся хотя бы частично заменить другими желатинизирующими веществами. В качестве таких веществ используются диэтилфталат, динитротолуол, диэтилгликольдинитрат и некоторые другие.

Кроме этих основных веществ, в ракетные пороха вводятся в небольших количествах различные добавки.

Для придания пороху химической стойкости в него добавляются такие вещества, как дифениламин и централит. Эти вещества, препятствуя разложению пороха, препятствуют также и изменению физических свойств и структуры пороха. Изменение структуры пороха при хранении крайне нежелательно, так как может вызвать нарушение нормального хода горения и взрыв двигателя. Некоторые добавки (вазелин, воск) служат для придания пороховой массе пластичности, необходимой в технологии изготовления пороховых шашек.

Поскольку ракетный порох представляет собой смесь различных веществ, теплотворная способность пороха определяется составом и теплотой образования его составляющих.

Азот, играющий роль связки, объединяющей в одну молекулу горючие и окислительные элементы, является в порохах, так же как и в жидких топливах, балластом. Поэтому большое содержание азота приводит к уменьшению теплотворной способности пороха. Применяемая для порохов нитроцеллюлоза обычно содержит 12—14% азота.

Теплотворная способность пороха определяется также величиной так называемого кислородного баланса, т. е. величиной  $\nu$  для пороха или его составляющих. Для большинства порохов  $\nu < \nu_0$  или, как говорят, порох имеет отрицательный кислородный баланс, опре-

деляющий недостаток кислорода ( $\alpha < 1$ ) и неполное сгорание горючих элементов.

Большинство составляющих ракетных порохов, кроме дифениламина, имеет отрицательную теплоту образования.

Вследствие всех этих причин (большое содержание азота, отрицательный кислородный баланс и отрицательная теплота образования составляющих) порох имеет относительно низкую теплотворную способность. Она изменяется в пределах 820—1250 ккал/кг в зависимости от содержания нитроглицерина (или другого растворителя).

В качестве энергетической характеристики пороха часто, помимо величины теплотворной способности, служит так называемая приведенная сила пороха  $f_0$  кгм/кг.

Силой пороха называется произведение газовой постоянной  $R$  на температуру продуктов сгорания  $T$ . При этом температура сгорания берется, в соответствии с условиями сгорания пороха в ракетном двигателе, при постоянном давлении.

Приведенная сила пороха непосредственно входит в выражения, определяющие скорость истечения, и поэтому в некоторых случаях она более удобна для расчетов, чем теплотворная способность.

Состав и свойства некоторых ракетных порохов приведены в табл. IV. 5.

Таблица IV. 5  
Состав и свойства некоторых ракетных порохов

Порох	Состав		Теплотворная способность $K_G$ ккал/кг	Температура горения при постоянном давлении $T^\circ$ абс.	Приведенная сила пороха $f_0$ кгм/кг
	наименование вещества	содержание в % по весу			
I. P.	Нитроцеллюлоза (13,25% $N_2$ )	52,2	1230	3170	100 000
	Нитроглицерин	43,0			
	Диэтилфталат	3,0			
	Дифениламин	0,6			
	Азотнокислый калий	1,1			
	Нигрозин	0,1			
I. P. N	Нитроцеллюлоза (13,25% $N_2$ )	51,50	1230	3170	100 000
	Нитроглицерин	43,00			
	Диэтилфталат	3,00			
	Централит	1,00			
	Сернокислый калий	1,25			
	Газовая сажа	0,20			
	Воск канделильский	0,05			

Продолжение

Порох	Состав		Теплотворная способность $K_G$ ккал/кг	Температура горения при постоянном давлении $T^\circ$ абс.	Приведенная сила пороха $f_0$ кг.м/кг
	Наименование вещества	Содержание в % по весу			
Медленно горящий порох	Нитроцеллюлоза (12,2% N <sub>2</sub> )	56,5	880	2330	76 000
	Нитроглицерин	28,0			
	Динитротолуол	11,0			
	Централит	4,4			
	Воск канделильский	0,1			

### Пути увеличения запаса химической энергии в топливах

Стремление увеличить удельную тягу ЖРД приводит к попыткам изыскания новых, более производительных топлив. В литературе встречается много указаний о попытках использования в качестве новых окислителей озона, фтора и его соединений, а в качестве новых горючих — суспензий металлов в керосине, соединений бора с водородом, а также ряда металлоорганических соединений. Однако двигатели, работающие на таких топливах, неизвестны.

Как видно из данных табл. IV. 1, в настоящее время имеются еще значительные возможности увеличения теплотворной способности ракетных топлив. Вместе с тем эти возможности ограничиваются значительными потерями тепла, вызываемыми диссоциацией продуктов сгорания при высоких температурах в камере (см. ниже гл. V), а также трудностью подачи в двигатель твердых веществ. Больших затруднений следует ожидать при попытке сжигания твердых веществ, а также при внедрении в ракетную технику очень вредных и агрессивных фтористых окислителей.

Применение твердых (металлических) горючих можно себе представить в виде суспензий (взвесей) мелко раздробленного металла в обычном горючем, в виде металлоорганических и металловодородных соединений, которые при нормальных условиях являются жидкими. Физические свойства некоторых металлоорганических и металловодородных соединений приведены в табл. IV.6 (в скобках указаны недостаточно проверенные значения физико-химических констант).

В литературе по вопросам ракетной техники рассматриваются и другие способы повышения весовой и объемной теплотворной способности топлив.

Теплотворная способность топлив, использующих химическую энергию, может быть повышена путем применения в качестве ком-

Таблица IV. 6

Свойства некоторых металлоорганических  
и металловодородных соединений

Наименование вещества	Химическая формула	Темпе- ратура плавле- ния °C	Темпе- ратура кипения °C	Теплота образо- вания ккал/г-моль	Удель- ный вес кг/л
Пентаборан	B <sub>5</sub> H <sub>9</sub>	(50)	(60)	(0)	(0,64)
Диборанимин	B <sub>2</sub> H <sub>7</sub> N	-66	76	(-10)	(0,70)
Диэтилбериллий	Be (C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> ) <sub>2</sub>	12	(200)	(-35)	(0,60)
Трисилан	Si <sub>3</sub> H <sub>8</sub>	-117	53	(-20)	(0,88)
Трисилиламин	(SiH <sub>3</sub> ) <sub>3</sub> N	-106	52	(+10)	0,895

понентов не чистых элементов в их стандартной форме, а в такой форме или в таких соединениях, которые сами по себе, помимо химической энергии элементов, выделяющейся при горении, обладают положительной, затрачиваемой при их изготовлении, теплотой образования.

Эта теплота во время реакции горения выделяется и добавляется к химической энергии продуктов горения.

Примером веществ с положительной теплотой образования могут служить горючие или окислительные элементы, находящиеся не в стандартном молекулярном, а в атомарном состоянии. При этом на образование атомарных элементов затрачиваются весьма большие количества энергии (см. табл. IV. 7). Так, 1 кг атомарного водорода аккумулирует в себе 51500 ккал тепла. Однако до сих пор не известны случаи получения атомарного водорода или кислорода в чистом виде и сколько-нибудь продолжительного их хранения.

Таблица IV. 7

## Таблица веществ, обладающих положительной теплотой образования

Наименование вещества	Химическая формула	Теплота образования		Удельный вес кг/л
		ккал/г-моль	ккал/кг	
Атомарный водород	H	51,6	51500	—
Атомарный кислород	O	58,6	3640	—
Озон	O <sub>3</sub>	35,0	730	1,71 при -183° C
Ацетилен	C <sub>2</sub> H <sub>2</sub>	54,85	2120	0,618 при -81,5° C
Тетранитрометан	C(NO <sub>2</sub> ) <sub>4</sub>	16,0	81,5	1,65 при 20° C
Четырехокись азота	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	8,0	87,0	1,49 при 0° C

Другим примером являются такие вещества, как, например, озон  $O_3$ , требующий для своего образования из молекулярного кислорода 730 ккал/кг, и ацетилен  $C_2H_2$ , который образуется из углерода и водорода с затратой тепла в количестве 2120 ккал/кг.

Недостатком этих веществ является малая стойкость и склонность к взрывам при хранении и горении, что затрудняет их использование в двигателях. Только вещества с очень малой положительной теплотой образования — четырехокись азота  $N_2O_4$  и тетранитрометан  $C(NO_2)_4$  — нашли или находят себе применение в ракетной технике.

Следует обратить внимание и на то, что многие сложные горючие и окислители имеют удельный вес, больший, чем элементы, из которых они состоят. Это является благоприятным свойством, приводящим к повышению объемной теплотворной способности топлива.

### 3. ЭНЕРГИЯ ЯДЕРНЫХ РЕАКЦИЙ И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

#### Ядро атома и дефект массы

Дальнейшее и весьма существенное увеличение удельной тяги ракетного двигателя может быть достигнуто путем использования энергии ядерных реакций, или так называемой *атомной энергии*.

Ядерные реакции, в противоположность химическим реакциям, происходят так, что они изменяют строение атомов.

По современным воззрениям, ядро атома состоит из тяжелых, имеющих (относительно) большую массу частиц двух видов: протонов и нейтронов. Протон представляет собой заряженную положительно частицу, масса которой почти равняется массе атома водорода. Нейтрон, как показывает само название, вообще не имеет заряда, масса его также близка к массе атома водорода. Суммарное число протонов и нейтронов, содержащихся в ядре, называется массовым числом ядра.

При образовании ядра атома из свободных протонов и нейтронов, так же как и при образовании молекул из атомов, выделяется энергия. Выделение энергии обусловлено тем, что ядра элементов представляют собой устойчивую систему, связанную внутриядерными силами, возникновение которых при образовании ядра должно сопровождаться уменьшением потенциальной энергии системы.

Вычисление энергии образования ядра наиболее удобно производить, пользуясь принципом эквивалентности массы и энергии, согласно которому эти величины связаны между собой соотношением

$$E = mc^2, \quad (4.7)$$

где  $E$  — энергия;

$m$  — масса;

$c$  — скорость света, равная  $3 \cdot 10^8$  м/сек.

Энергия, эквивалентная массе в  $1 \text{ кгсек}^2/\text{м}$ , составляет  $9 \cdot 10^{16} \text{ кгм}$ . При пересчете в единицы тепла на  $1 \text{ кг}$  веса это дает

$$\frac{9 \cdot 10^{16}}{9,81 \cdot 427} = 2,15 \cdot 10^{13} \text{ ккал/кг.}$$

Из принципа эквивалентности массы и энергии следует, что взаимодействие элементарных частиц ядра, образующих устойчивый (с отрицательной потенциальной энергией) атом, сопровождается уменьшением их массы по сравнению с массой этих же частиц, удаленных на расстояние, исключающее взаимодействие между ними. Это уменьшение массы  $\Delta m$  при ядерных реакциях носит название *дефекта массы* и может быть определено экспериментально. По соотношению (4.7) убыль энергии системы, а значит, величина выделившейся при этом энергии

$$E = \Delta mc^2.$$

### Ядерные реакции

Энергии образования, а следовательно, и дефекты массы различных ядер различны. Поэтому принципиально возможны ядерные реакции, которые приводят к образованию ядер с большим дефектом массы, чем исходные ядра. При этом вновь образованные ядра будут более устойчивыми. Энергия, выделяющаяся при образовании нового ядра, эквивалентна разности дефектов масс для вновь образованных и исходных ядер.

Ядерные реакции проходят по-разному при участии в них различных элементов. Наиболее легко осуществляются ядерные реакции с участием тяжелых элементов, имеющих большие массовые числа. Оказывается, что чем больше массовое число ядра, тем менее устойчиво ядро, тем большей склонностью к распаду оно обладает. Именно тяжелые ядра элементов обладают свойством радиоактивности, которое характеризуется мощным излучением, возникающим при делении ядра.

Давно известны также и искусственные ядерные реакции, связанные с превращением легких элементов.

Однако для получения большого и постоянного выхода энергии при ядерных реакциях необходимо искусственно возбуждать ядра. Величина энергии возбуждения сама по себе должна быть значительна и, кроме того, возбуждающая частица, несущая необходимую энергию, должна проникнуть в ядро. Для интенсивного возбуждения ядер мало пригодны заряженные частицы, так как большую часть своей энергии они теряют на преодоление сил электрического поля, окружающего ядро. Наиболее подходящими частицами для возбуждения ядра являются не имеющие заряда нейтроны.

Для поддержания непрекращающейся ядерной реакции или необходимо иметь посторонний источник испускания нейтронов, обладающих нужным запасом энергии, или сама ядерная реакция должна являться источником нейтронов для возбуждения все новых и новых ядер. Именно после создания таких условий стало возможным практическое использование энергии тяжелых ядер.

### Проблема использования энергии ядерных реакций в ракетных двигателях

Рассматривая вопрос о возможности использования энергии ядерных реакций в ракетных двигателях, мы сталкиваемся с двумя основными особенностями ядерной энергии: чрезвычайно высокой ее концентрацией и необходимостью иметь для осуществления некоторых ядерных реакций так называемую критическую массу активного вещества.

Рассмотрим сначала вопрос о концентрации атомной энергии.

Каждая ядерная реакция характеризуется своим энергетическим эффектом. За меру его принимается дефект массы, который выражается в долях  $\delta$  от первоначальной массы активного вещества. Значение  $\delta$  очень невелико, оно, конечно, меньше относительного дефекта при образовании ядер элементов, так как определяется их разностью для двух ядер. Так, для реакции деления ядер урана  ${}^{235}_{92}\text{U}$  величина  $\delta=0,000731$ ; при реакциях с легкими атомами величина  $\delta$  значительно выше. Для реакции образования гелия из лития и водорода  $\text{Li}_3^7 + \text{H}_1^1 \rightarrow 2\text{He}_2^4$  величина  $\delta=0,00232$ , для реакции превращения водорода в гелий  $4\text{H}_1^1 \rightarrow \text{He}_2^4$  значение  $\delta=0,00715$ .

Однако даже при таких незначительных дефектах масс ввиду огромной величины энергии, соответствующей единице массы, выход энергии  $K_G$  будет очень большим. В соответствии с уравнением (4.7) величина  $K_G=2,15 \cdot 10^{13} \delta$  ккал/кг. Для указанных реакций будем иметь:

Реакция	$K_G$ , ккал/кг
Деление урана	$1,57 \cdot 10^{10}$
$\text{Li}_3^7 + \text{H}_1^1 \rightarrow 2\text{He}_2^4$	$2,67 \cdot 10^{10}$
$4\text{H}_1^1 \rightarrow \text{He}_2^4$	$1,54 \cdot 10^{11}$

<sup>1</sup> При записи ядерных реакций используются условные обозначения, раскрывающие строение ядра. Верхний индекс у символа элемента обозначает массовое число, нижний индекс указывает на число протонов в ядре.

При использовании ядерных реакций в ракетных двигателях выделяющаяся энергия должна быть воспринята в виде тепловой энергии каким-либо рабочим телом. Затем, так же как и в обычном двигателе, эта энергия должна быть преобразована в кинетическую. В качестве рабочего тела должно быть выбрано вещество с достаточно большой весовой теплоемкостью, т. е. как было показано выше, вещество с малым числом атомов в молекуле и возможно меньшим молекулярным весом. Таким веществом (из возможных для использования) является в первую очередь водород  $H_2$ , затем идут аммиак  $NH_3$  и вода  $H_2O$ , весовые теплоемкости которых также сравнительно высоки.

Следует отметить, что явление диссоциации, вредное при использовании химической энергии, может оказаться полезным при использовании ядерной энергии, так как при диссоциации рабочего тела ядерная энергия может аккумулироваться в виде химической энергии диссоциированного газа.

Количества тепла  $K_G$ , аккумулируемые в 1 кг рабочего тела при температурах  $T=4000$  и  $6000^\circ$  абс. (без учета диссоциации), приведены в табл. IV. 8. Там же указаны количества активного вещества (урана  $U_{92}^{235}$  или плутония  $Pu_{94}^{230}$ ), необходимые для нагревания 1 кг рабочего тела до соответствующих температур.

Из данных таблицы следует, что количество активной массы по отношению к рабочему телу весьма невелико. В этом, однако, могут

Таблица IV. 8

Количество энергии  $K_G$ , аккумулируемое в 1 кг рабочего тела, и соответствующая затрата активной массы  $G_a$

Вещество рабочего тела	$T=4000^\circ$ абс.				$T=6000^\circ$ абс.			
	$K_G$ ккал/кг	$G_a \cdot 10^{10}$ кг/кг	$P_{уд}$ кгсек/кг	$P'_{уд}$ кгсек/л	$K_G$ ккал/кг	$G_a \cdot 10^{10}$ кг/кг	$P_{уд}$ кгсек/кг	$P'_{уд}$ кгсек/л
Водород $H_2$ недиссоциированный	15500	7,20	822	57,6	25000	12,0	1045	78,2
Вода $H_2O$ недиссоциированная	2450	1,14	330	330	4700	2,18	453	453
Аммиак при разложении на $H_2$ и $N_2$	1940	0,90	293	200	3000	1,39	366	250
Атомарный водород H	71500	33,4	1105	—	81400	37,8	1350	—
Атомарный кислород O	4900	2,28	275	—	5500	2,56	337	—
Атомарный азот N	9500	4,42	298	—	10200	4,75	360	—

Примечание. Удельная тяга подсчитана при отношении давлений в камере и на выходе из сопла, равном 100. При расчете удельной тяги, развиваемой атомарными веществами, рекомбинация атомов в молекулы не учитывалась.



заключаться существенные трудности при конструировании теплообменников для передачи энергии рабочему телу.

Тяговые характеристики, приведенные в табл. IV. 8, говорят о том, что удельная тяга, значительно бо́льшая, чем у обычных двигателей, может быть достигнута или при использовании в качестве рабочего тела водорода, или путем значительного увеличения температуры рабочего тела в камере.

Применение водорода затрудняется его малым удельным весом в жидком состоянии, а необходимость повышения температуры в камере ставит целый ряд проблем, связанных с трудностями охлаждения.

Важным вопросом является также организация теплообмена, в процессе которого энергия от активной массы будет передаваться рабочему телу.

Вторая проблема, относящаяся к использованию атомной энергии, заключается в том, что для протекания ядерных реакций необходимо наличие некоторой минимальной — критической — массы. Это требование объясняется тем, что размеры атомного ядра очень малы (поперечное сечение ядра равно примерно  $10^{-24}$  см<sup>2</sup>) и для обеспечения достаточно большой вероятности столкновения нейтрона с ядром необходимо иметь значительную длину пути, который нейтрон должен проходить в активном веществе.

Величина критической массы и соответствующего критического объема зависит от вида активного вещества и условий протекания ядерных реакций. Для чистых веществ  $U^{238}$ ,  $U^{235}$  и  $Pu^{239}$  критический объем равняется объему шара радиусом в несколько сантиметров. Вес такого шара 20—30 кг. Однако в ракетном двигателе трудно ожидать использования активного вещества в столь малых количествах, так как при этих условиях поверхность теплопередачи получается очень малой.

Для увеличения поверхности теплопередачи, замедления скорости ядерной реакции и возможности управления ею, к делящемуся веществу необходимо добавлять так называемый замедлитель. Замедлитель должен обладать малой способностью поглощать нейтроны, но сильно уменьшать их скорость. В качестве замедлителя применяются графит или тяжелая вода.

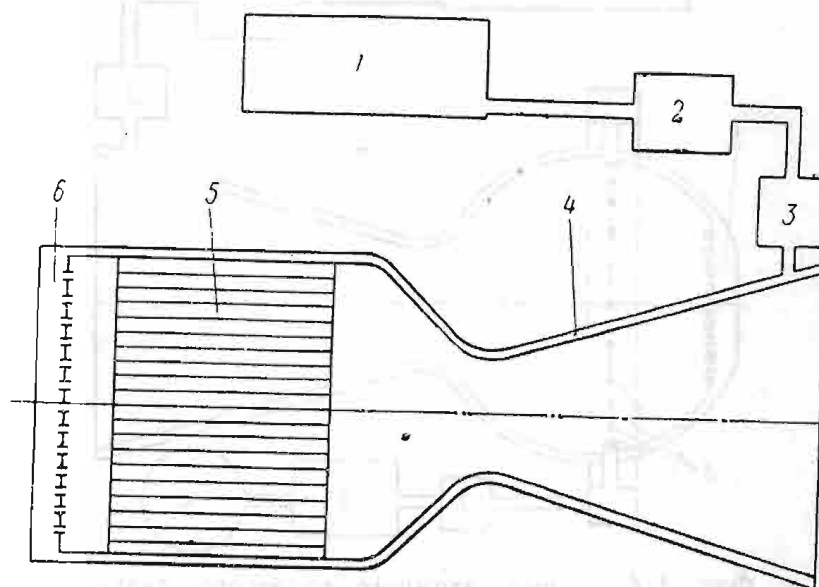
Такая схема использования активного вещества лежит в основе всех существующих проектов применения ядерной энергии для промышленных целей. Величина критической массы в случае применения замедлителя сильно возрастает и доходит до сотен килограммов.

Первая из возможных схем устройства двигателя, работающего на ядерной энергии, приведена на фиг. 4. 3.

Жидкое рабочее тело (пассивная масса) размещается в баке 1. Насосом 2 оно подается через рубашку охлаждения в камеру двигателя. Дозировка расхода осуществляется прибором управления 3.

Пройдя через головку камеры 6, рабочее тело вступает в контакт с пакетом реагирующего активного вещества, нагревается до высокой температуры, а затем расширяется в сопле.

Основное затруднение, возникающее при этой схеме, состоит в том, что температура активного вещества для обеспечения передачи тепла рабочему телу должна быть очень высокой — выше, чем температура самого рабочего тела. Решение этой проблемы представляет большие трудности, так как неизвестны материалы, кото-



Фиг. 4.3. Схема атомного ракетного двигателя с пакетом твердого активного вещества.

1—бак с жидким рабочим телом, 2—насос, 3—прибор управления подачей рабочего тела, 4—охлаждающая рубашка, 5—пакет активного вещества (атомного горючего), 6—головка с форсунками.

рые остаются твердыми при температурах  $4000\text{--}6000^\circ$  абс. Уран плавится при  $T=1150^\circ$  абс. Более тугоплавкое вещество — окись урана — плавится при  $T=2100^\circ$  абс. Даже графит испаряется при температуре около  $4000^\circ$  абс.

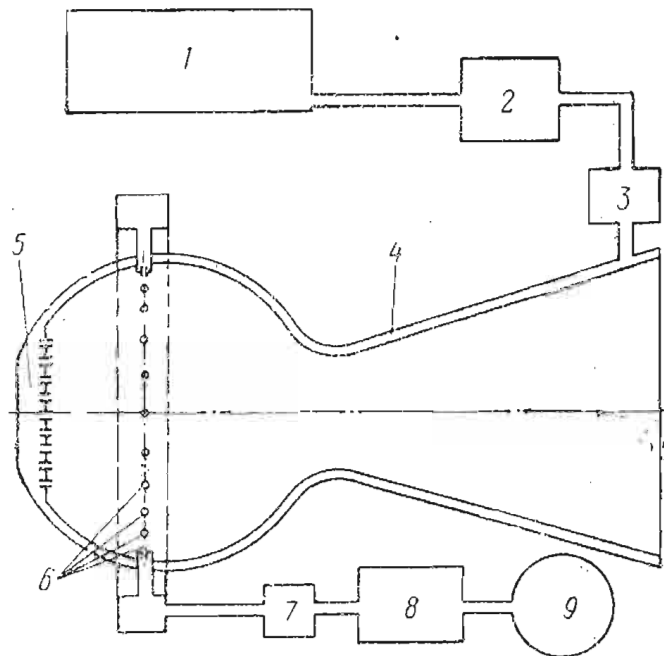
По этим причинам следует искать такое конструктивное решение, при котором не все части пакета активного вещества подвергались бы интенсивному нагреву и более холодные участки обеспечивали бы необходимую механическую прочность пакета в целом. При этом можно идти и на то, чтобы часть активного вещества в процессе работы плавилась и испарялась.

Следует вообще отметить, что запас активного вещества отнюдь не определяется теми мизерными количествами, которые приведены в табл. IV.8 и подсчитаны на основании баланса энергии. Этот запас определяется по крайней мере величиной критической массы. Можно ожидать также, что количество активного вещества будет

увеличено еще больше с целью получения необходимой поверхности теплопередачи.

Вторая возможная схема использования атомной энергии в ракетном двигателе приведена на фиг. 4. 4.

Рабочее тело помещается в баке 1. Насос 2 подает его в двигатель. Пройдя через регулирующее устройство 3, рубашку охлажде-



Фиг. 4. 4. Схема атомного ракетного двигателя с впрыском активного вещества в камеру.

1—бак с жидким рабочим телом, 2—насос рабочего тела, 3—прибор управления подачей рабочего тела, 4—рубашка охлаждения, 5—головка с форсунками подачи рабочего тела, 6—пояс подачи раствора активного вещества (атомного горючего), 7—регулятор подачи, 8—насос подачи активного вещества, 9—бак с раствором жидкого активного вещества.

ния 4 и головку камеры 5, рабочее тело в распыленном состоянии поступает в камеру двигателя.

Активное вещество в виде раствора или суспензии заключено в баке 9. Насосом 8 через регулятор 7 оно направляется в кольцевой коллектор. Из коллектора активное вещество системой форсунок 6 распыливается в камере двигателя. Вследствие происходящих в камере ядерных реакций происходит нагрев рабочего тела и последующее расширение в сопле. Такая схема использования атомной энергии является очень заманчивой, так как обеспечивает наилучшие условия теплопередачи в турбулентном потоке.

Основной трудностью при реализации второй схемы являются непомерно большие размеры камеры. Величина критической массы в этом случае заменяется критическим произведением давления в камере  $p_k$  на ее радиус  $R_k$ . По некоторым подсчетам при использовании в качестве рабочего тела водорода при температуре в каме-

ре. равной  $5000^\circ$  абс., необходимая величина  $\rho_{\text{ж}}R_{\text{к}}$  составляет  $12\,000$  кгм/см<sup>2</sup>. Таким образом, при давлении в камере в  $100$  кг/см<sup>2</sup> камера должна иметь минимальный диаметр в  $240$  м. Нечего даже и говорить о создании камер таких размеров. Те же подсчеты для других рабочих тел дают еще бóльшие значения критического размера камеры.

В настоящее время стали известны термоядерные реакции, не связанные с величиной критической массы. Однако для возбуждения таких реакций необходимы посторонние источники высокой температуры. Пока таким источником является только атомный взрыв, что не позволяет использовать термоядерные реакции для медленного выделения энергии.

Те краткие соображения о возможностях использования энергии ядерных реакций в ракетных двигателях, которые были изложены выше, показывают, что проблема эта очень сложна и предстоит еще длительная работа, прежде чем применение ядерной энергии для ракетного двигателя станет реально возможным.

---

## Глава V

### ПРОЦЕССЫ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

#### 1. ГОРЕНИЕ В ЖРД

##### Подготовительные процессы и горение в камере ЖРД

В камере сгорания ракетного двигателя протекают химические реакции горения, в результате которых химическая энергия топлива переходит в тепловую энергию продуктов сгорания.

Существует много доказательств того, что компоненты топлива, прежде чем вступить в реакцию, должны испариться и что горение, таким образом, происходит в газовой фазе. Вместе с тем имеются примеры протекания реакций в жидкой фазе, как, например, в случае горения самовоспламеняющихся топлив. Можно предположить, однако, что и в этом случае большая часть топлива вступает в реакцию только после испарения.

Так или иначе, протекание химической реакции возможно только при соприкосновении молекул горючего и окислителя в необходимой для горения пропорции. Поэтому, чтобы осуществить горение жидких топлив, необходимо вначале образовать возможно более однородную смесь паров горючего и окислителя так, чтобы в любой точке камеры соотношение между окислителем и горючим было бы возможно близким к тому, которое выбрано для двигателя в целом. Процесс создания такой смеси носит название смесеобразования. Органом смесеобразования является головка двигателя.

В головке двигателя располагаются форсунки, впрыскивающие в камеру в мелко распыленном виде горючее и окислитель. Смешение компонентов топлива может начаться еще в жидкой фазе путем слияния капелек и взаимного растворения горючего и окислителя, но основная доля смеси образуется после испарения капелек и перемешивания паров компонентов.

Испарение и смешение компонентов связано с явлением переноса частиц из одной точки камеры в другую, т. е. с диффузионным и конвективным потоками в камере сгорания. Кроме этого, для испарения и последующего нагрева паров до температуры, при которой могут начаться и протекать химические реакции горения, требуется

подвод тепла со стороны более нагретых областей в камере. Процессы переноса частиц и переноса тепла происходят в одно и то же время и тесно связаны между собой.

Законы механического и теплового движения, которым подчиняется процесс смесеобразования, являются чрезвычайно сложными. Поэтому ниже, рассматривая смесеобразование, мы ограничимся только некоторыми качественными выводами.

Совершенно ясно, что при конструировании двигателя следует всегда стремиться к тому, чтобы головка и расположенные в ней форсунки обеспечили наиболее равномерное распределение топлива в объеме камеры.

Естественно, что получить однородную смесь тем легче, чем мельче капли распыливаемого топлива, чем равномернее распределены капли в факеле форсунки и чем больше форсунок с малым расходом расположено на головке. Размер капель и равномерность их распределения определяются главным образом типом форсунок.

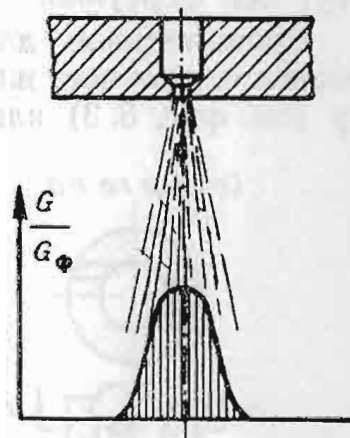
В ЖРД применяются два типа форсунок: *струйные* и *центробежные*.

Струйные форсунки (фиг. 5.1) представляют собой простое цилиндрическое отверстие малого диаметра, обеспечивающее вытекание тонкой струйки жидкости. Распадение струйки на капли происходит вследствие трения жидкости о газ, находящийся в камере.

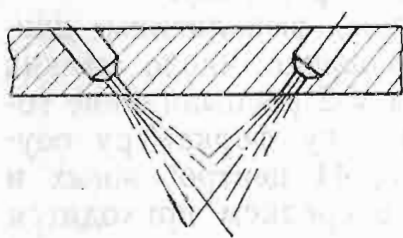
Для струйной форсунки характерен узкий и длинный факел топлива; распыливание начинается довольно далеко от форсунки. Мас-

са капель по сечению факела распределяется неравномерно. Основная масса находится у оси факела (см. фиг. 5.1). Для устранения этого недостатка струйные форсунки устанавливаются с таким расчетом, чтобы в одной точке камеры пересекалось две или большее число струек, вытекающих из разных форсунок (фиг. 5.2). При этом часто делается так, что в точке пересечения встречаются струйки горючего и окислителя. В результате удара струек происходит их более быстрое распадение на капли и улучшается перемешивание компонентов топлива.

Лучший распыл обеспечивают центробежные форсунки (фиг. 5.3). В этих форсунках топливо, проходя по каналу форсунки, получает вращательное движение, которое сохраняется и по выходе



Фиг. 5.1. Струйная форсунка и закон распределения массы капель по поперечному сечению факела форсунки.

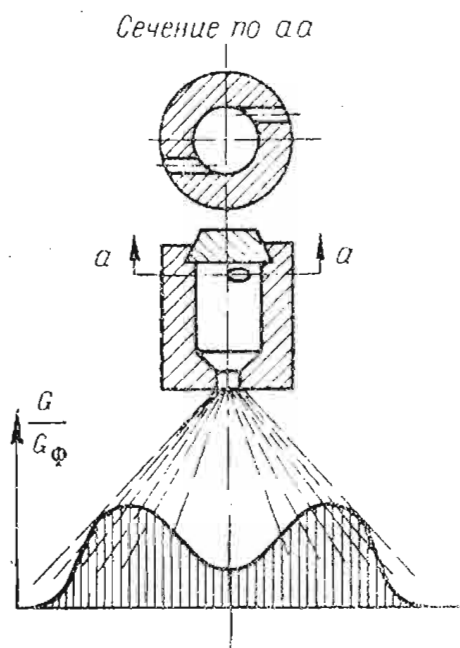


Фиг. 5.2 Струйные форсунки с пересекающимися осями.

из канала. Под действием центробежных сил выходящая струйка растягивается в пленку, которая быстро распадается на капли.

Факел центробежных форсунок широкий и короткий, а капли распределяются в нем более равномерно, хотя наибольшая концентрация топлива получается на окружности некоторого радиуса вокруг оси форсунки.

Вращательное движение в канале центробежной форсунки жидкость получает или благодаря тангенциальному входу в форсунку (см. фиг. 5.3) или вследствие движения по винтовому каналу, образованному нарезной вставкой (шнеком) и стенкой форсунки.



Фиг. 5.3. Центробежная форсунка и закон распределения массы топлива по поперечному сечению факела форсунки.

Иногда в головках двигателей применяются одновременно и центробежные, и струйные форсунки.

Расход компонентов через форсунки определяется их проходным сечением и перепадом давлений на форсунках; при этом расход пропорционален корню квадратному из перепада давлений. Чем больше перепад, тем выше качество распыливания топлива. С другой стороны, увеличение перепада приводит к возрастанию необходимого давления подачи, что связано, особенно при вытеснительной подаче, с увеличением веса двигателя.

Как уже было сказано выше, получение однородной смеси требует большего числа форсунок с малым расходом через каждую форсунку.

И действительно, выполненные двигатели имеют большое число мелких форсунок. Так, например, в двигателе ракеты V-2 распыливание горючего в количестве примерно 3 кг/сек на одну форкамеру осуществляется через 68 форсунок (из которых 44 центробежных и 24 струйных), так что на одну форсунку в среднем приходится расход всего в 42 г/сек.

Для того чтобы получить возможно более равномерное распределение компонентов по сечению, форсунки горючего и окислителя на головке располагаются в определенном порядке. Принцип равномерного распределения горючего и окислителя может быть нарушен на периферии головки. Здесь часто устанавливаются одни только форсунки горючего для образования пристеночной паровой пленки, защищающей стенку от прогара.

Тепло, необходимое для испарения и подогрева паров топлива, подводится к каплям тремя путями: благодаря вихревому движению

газа у головки, лучеиспусканием от объемов газа, имеющих высокую температуру, и от горячих стенок двигателя и, наконец, — после начала реакции горения — непосредственно в виде тепла, выделяемого при реакции. Наибольшее значение в подводе тепла к каплям топлива в процессе испарения имеет вихревое движение газа около головки. Это же вихревое движение способствует перемешиванию испарившегося топлива.

Вихревое движение газа около головки сопровождается обратными потоками в пространстве между факелами топлива (фиг. 5.4). Эти обратные токи приносят с собой тепло, необходимое для испарения топлива, и способствуют перемешиванию горючего и окислителя.

В смеси паров горючего и окислителя по мере прогрева начинаются химические реакции, в результате которых выделяется тепло, достаточное для дальнейшего протекания реакции во всем объеме камеры сгорания.

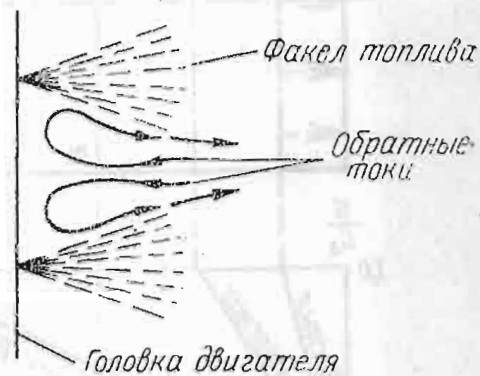
В соответствии с такой картиной протекания процесса горения в камере ЖРД последняя может быть условно разделена на несколько характерных зон (фиг. 5.5).

В первой зоне, непосредственно примыкающей к поверхности головки, происходит распадение струек топлива на капли. Поэтому эта зона может быть названа *зоной распыла*. Другие процессы — испарение и смешение — в ней происходят с очень малой интенсивностью.

По мере дальнейшего продвижения топлива по камере все более интенсивным становится испарение и начинается смешение. В этой зоне начинаются и химические реакции, но скорость их мала ввиду низкой температуры. Следовательно, вторая зона может быть условно названа *зоной испарения и смешения*.

Наконец, по мере увеличения запаса смеси (в газовой фазе) и повышения ее температуры в следующей, третьей, зоне начинают интенсивно протекать химические реакции. В первой части этой зоны скорость химических реакций еще мала, поэтому выгорание топлива определяется скоростью, или, как говорят, кинетикой химических реакций. Эта область камеры сгорания называется *областью кинетического горения*.

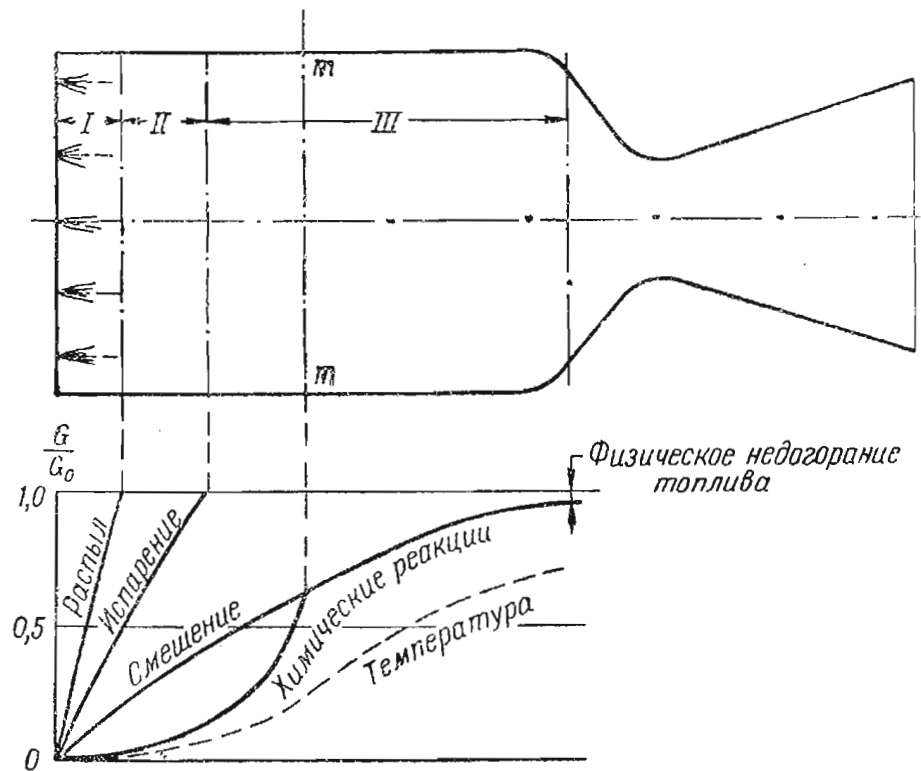
Рост температуры приводит к очень резкому возрастанию скорости химических реакций, причем начиная с некоторого значения температуры все то топливо, которое оказывается смешанным, практически сгорает мгновенно. Теперь скорость горения будет почти



Фиг. 5.4. Схема возникновения вихревого движения у головки.



целиком зависеть от скорости смешения компонентов. Так как скорость смешения определяется скоростью диффузии<sup>1</sup>, то эта область называется *областью диффузионного горения*. Процесс горения в ЖРД протекает преимущественно в диффузионной области, так



Фиг. 5.5. Головка камеры сгорания и разделение камеры на зоны.

*I* — зона распыла, *II* — зона испарения, *III* — зона смешения и химических реакций, *m-m* — сечение перехода горения из кинетической области в диффузионную.

что время, необходимое для сгорания, определяется скоростью смешения. Таким образом, третья зона камеры горения — это зона смешения и химических реакций.

### Время пребывания топлива в камере сгорания

Размеры камеры сгорания должны быть такими, чтобы смешение и химические реакции успели закончиться до входа в сопло двигателя. Это обеспечит наиболее полное превращение химической энергии в тепловую и уменьшит физическое недогорание.

Необходимые размеры камеры определяются по условной величине времени пребывания в камере  $\tau$ .

Если расход топлива, температура продуктов горения в конце камеры и давление равняются соответственно  $G$ ,  $T_k$  и  $p_k$ , то общий

<sup>1</sup> Подразумевается так называемая турбулентная диффузия, суть которой состоит не в движении отдельных молекул, а в беспорядочном перемещении небольших объемов газа.

объем газов, проходящих через камеру в единицу времени,

$$V = G \frac{RT_k}{p_k}.$$

Этот объем газа будет находиться в камере в течение периода времени

$$\tau = \frac{V_k}{V} = \frac{V_k p_k}{GRT_k},$$

где  $V_k$  — объем камеры сгорания.

Величина  $\tau$  и называется *временем пребывания*.

Величина  $\tau$  только косвенно отражает действительное время пребывания топлива и продуктов его горения в камере. Дело в том, что объем порции топлива по мере его горения в камере возрастает от ничтожно малой величины объема жидкого топлива до значения  $V_k$ , а время пребывания вычисляется именно по этому наибольшему объему. Таким образом, действительное время пребывания топлива в камере больше, чем величина  $\tau$ , но находится с ней в определенном соответствии.

Время пребывания  $\tau$ , необходимое для достаточно полного сгорания топлива, определяется экспериментально и на основе изучения отработанных конструкций двигателей. В существующих двигателях оно составляет 0,003—0,008 сек. При увеличении давления время пребывания в камере увеличивается, следовательно, камера с тем же расходом топлива при большем давлении может быть выполнена меньших размеров.

Время пребывания в камере при данной конструкции головки является основным фактором, определяющим физическую полноту сгорания топлива, т. е. ту долю топлива, которая успевает в камере вступить в химическую реакцию.

### Конструкция камер сгорания и головок двигателей

Как видно из выражения (5.1), время пребывания  $\tau$  не зависит от формы камеры сгорания, так что при данном объеме камера может иметь любую форму. Однако в выборе формы камеры сгорания не может быть полного произвола. При длинной камере и малом сечении ее на головке нельзя расположить необходимое число форсунок. При короткой камере зона смесеобразования занимает значительную часть объема камеры и длина зоны смешения и горения становится очень малой. Нормальное отношение площади поперечного сечения камеры к площади критического сечения находится в пределах 3—10.

Следует отметить, что необходимый объем камеры сгорания зависит от качества работы головки. Чем более равномерную топлив-

ную смесь подает головка, тем меньший объем может иметь камера сгорания. Кроме того, для уменьшения необходимого объема камеры головка должна так распределять топливную смесь по поперечному сечению камеры, чтобы топливо поступало во все части камеры и процесс сгорания по сечению камеры протекал равномерно. Другими словами, форма камеры сгорания и форма головки должны быть тесно связаны друг с другом.

В современных двигателях чаще всего применяются камеры сгорания двух геометрических форм: цилиндрической и сферической (или близкие к сферической).

Достоинством сферической камеры является то, что эта камера при одинаковом объеме будет иметь наименьшую поверхность по сравнению с камерой любой другой формы. Малая поверхность камеры определяет малый ее вес и малое количество тепла, которое будет передано в систему охлаждения.

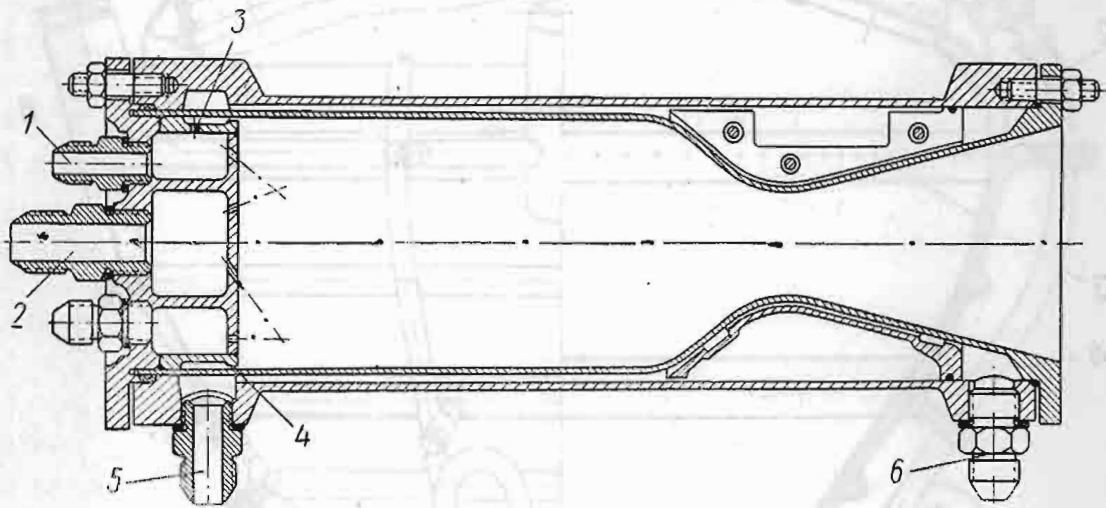
Сферическая камера выгодна и по своим прочностным показателям. При одинаковой прочности толщина стенки сферической камеры в два раза меньше толщины стенок цилиндрической камеры. Поэтому в том случае, когда толщина стенок камеры определяется не технологическими или эксплуатационными соображениями, а прочностью (это имеет место в двигателях больших размеров и с большим давлением в камере  $p_k$ ), сферической форме камеры следует отдать предпочтение.

Недостатком сферической камеры является сложность ее изготовления и трудности, связанные с достижением хорошей работы головки и хорошей работы камеры в одно и то же время. В этом отношении большими преимуществами обладает цилиндрическая камера.

В самом деле, рассматривая фиг. 5.6, на которой представлена камера ЖРД — ускорителя, мы видим, что плоская головка, установленная на этом двигателе, позволяет равномерно распределять топливо по поперечному сечению камеры, не оставляя нигде зон, в которые не поступало бы и где не происходило бы сгорания топлива — так называемых «темных» зон.

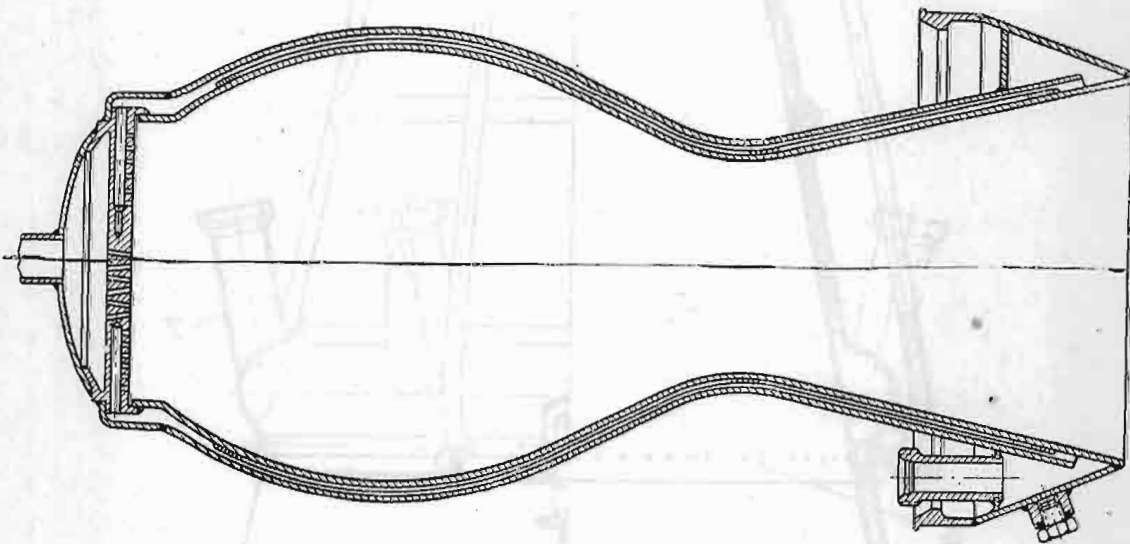
Такая же плоская головка, установленная на двигателе грушевидной формы (фиг. 5.7), уже не позволяет полностью использовать объем камеры для сгорания. Часть камеры, находящаяся за пределами цилиндрического объема с диаметром, равным диаметру головки, для сжигания топлива практически не используется. В то же время размер плоской головки получается таким, что на головке не удается расположить большое число центробежных форсунок. В этом двигателе пришлось ограничиться применением менее совершенных струйных форсунок.

Так же неполно используется объем камеры сгорания в двигателе ракеты V-2 (фиг. 5.8), на головке которого установлено 18 форкамер. Топливная смесь, приготовленная в форкамерах, вытекает

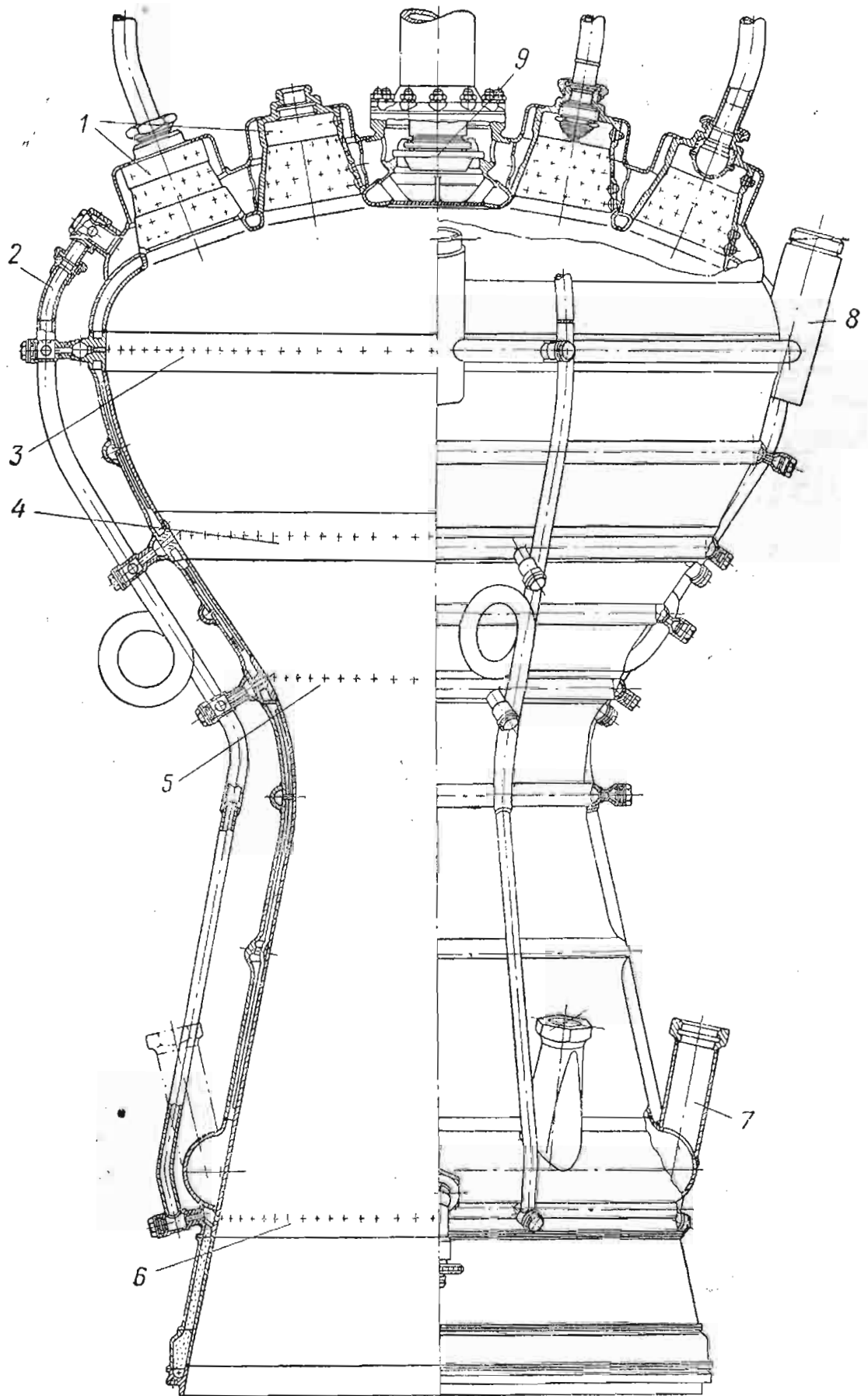


Фиг. 5.6. Цилиндрическая камера ЖРД — ускорителя маневра.

1—подвод горючего, 2—подвод окислителя, 3—отверстия подачи горючего для внутреннего охлаждения, 4—зазор для выхода горючего внутреннего охлаждения, 5—подвод окислителя для охлаждения, 6—отвод окислителя из рубашки охлаждения.



Фиг. 5.7. Камера грушевидной формы с плоской головкой.

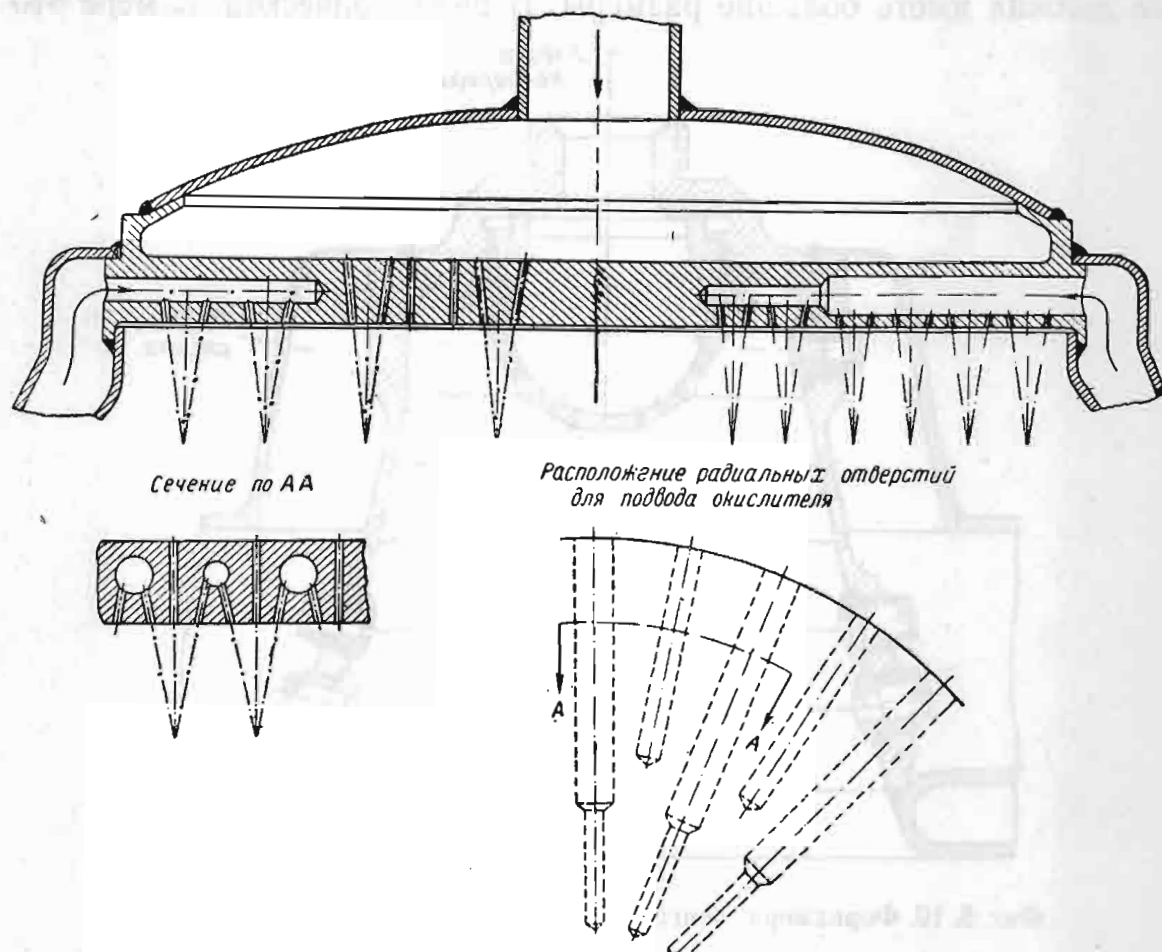


Фиг. 5.8. Камера двигателя ракеты дальнего действия V-2.

1—форкамеры, 2—трубы подвода горючего для внутреннего охлаждения, 3, 4, 5, 6—пояса отверстий для ввода горючего на внутреннюю поверхность стенки камеры, 7—трубы подвода горючего в рубашку охлаждения, 8—кронштейны крепления двигателя к раме 9—главный спиральный клапан.

мощным факелом внутрь камеры и хотя эти факелы, сталкиваясь друг с другом, интенсивно перемешиваются, значительная часть объема камеры, заключенная между факелами, вытекающими из форкамер, для процесса горения не используется.

Представление об устройстве плоской головки со струйными форсунками дает фиг. 5.9.

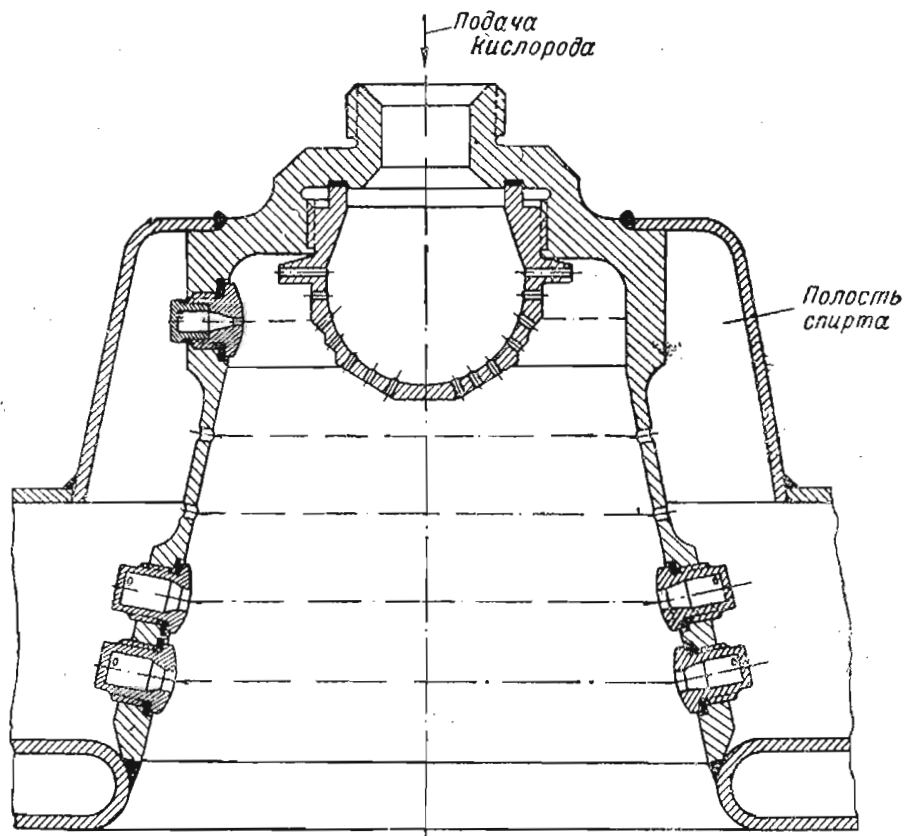


Фиг. 5.9. Плоская головка.

На этой головке размещено 432 форсунки горючего диаметром 1,5 мм и 324 форсунки окислителя диаметром 2,6 мм. Отверстия горючего и окислителя, как показывают разрез головки и сечение АА, просверлены наклонно, под углом друг к другу с тем, чтобы обеспечить раздробление струек при их столкновении и начать смесеобразование в жидкой фазе. Подвод горючего производится из верхней полости головки, а для подвода окислителя приходится сверлить длинные радиальные отверстия, заботясь о том, чтобы они не пересеклись с отверстиями горючего. Изготовление такой головки оказывается очень сложным.

На плоской головке можно размещать также и центробежные форсунки. Следует полагать, что они могут дать более равномерное

распределение смеси по поперечному сечению камеры. Кроме того, центробежные форсунки обеспечивают пересечение факелов распыла горючего и окислителя при нормальном расположении форсунок, когда оси их параллельны оси камеры; таким образом, установка центробежных форсунок не требует сверления наклонных отверстий. Центробежные форсунки, однако, занимают больше места, и головка должна иметь большие размеры. В цилиндрической камере это



Фиг. 5. 10. Форкамера двигателя ракеты дальнего действия V-2.

легко можно выполнить без увеличения объема камеры, увеличивая ее диаметр и уменьшая длину.

В сферической камере сгорания, по условиям сборки, очень трудно разместить форсунки непосредственно на ее днище. Кроме того, из-за малой поверхности днища на нем трудно расположить необходимое число мелких форсунок. Поэтому на двигателях с камерами сферической формы применяются форкамеры (фиг. 5. 10). В каждой форкамере окислитель распыляется одной форсункой с большим числом отверстий. Горючее подводится через форсунки, расположенные на боковой конической поверхности форкамеры. Ясно, что такая схема смешения не позволяет обеспечить (по крайней мере простыми средствами) равномерное распределение компонентов по поперечному сечению форкамеры.

Для того чтобы улучшить смесеобразование, в описываемой форкамере применена сложная система согласованных форсунок. Кисло-

род впрыскивается через отверстия, размещенные на концентрических окружностях и наклоненные к оси форкамеры под разными углами с тем, чтобы струи окислителя возможно более равномерно заполняли объем форкамеры.

Соответственно поясам отверстий окислителя расположены пояса форсунок горючего. В верхнем поясе находятся центробежные форсунки. Малая дальнобойность факела этих форсунок позволяет защитить стенки форкамеры от прямого попадания на них кислорода. Два следующих пояса состоят из струйных форсунок, которые благодаря большой дальнобойности доносят горючее в центр объема форкамеры. В нижних поясах снова установлены центробежные форсунки. Все перечисленные меры позволяют улучшить качество смесеобразования, но в целом оно получается худшим, чем в двигателе с плоской головкой. В результате этого возрастают относительный объем и вес камеры сгорания.

### Воспламенение топлива в ЖРД

Выше было описано протекание установившегося процесса горения в двигателе. Начальное воспламенение жидкого топлива в камере сгорания — зажигание в некоторых случаях предъявляет особые требования к двигателю.

Как мы уже знаем, топлива могут быть самовоспламеняющимися и несамовоспламеняющимися. Условия воспламенения их в камере сгорания различные. Несамовоспламеняющиеся топлива воспламеняются путем впрыскивания их в зажигающий факел, который заполняет камеру сгорания. Зажигающий факел делается достаточно мощным, чтобы воспламенить основные компоненты в тех количествах, в которых они подаются при запуске. Особых требований к конструкции головки зажигания несамовоспламеняющихся топлив не предъявляет. Самовоспламеняющиеся топлива начинают реагировать и выделять тепло при соприкосновении их еще в жидком виде. Поэтому для их надежного воспламенения целесообразно обеспечивать хороший контакт компонентов в жидкой фазе.

По некоторым данным, более целесообразными для самовоспламеняющихся топлив являются струйные форсунки с пересекающимися осями.

Самовоспламеняющиеся топлива имеют некоторый период задержки самовоспламенения. При запуске двигателя за этот период в камере происходит накопление жидкого несгоревшего топлива. Последующее сгорание накопленного топлива приводит к резкому повышению («забросу») давления, которое может быть опасным для двигателя.

Чтобы уменьшить накопление топлива в камере, на начальной стадии запуска следует искусственно уменьшать расход топлива.

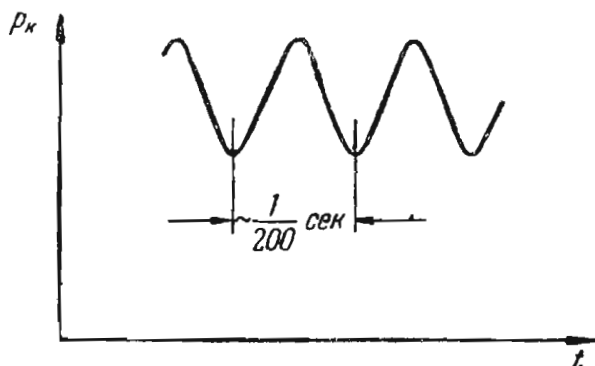
Именно по этой причине в системе подачи двигателей на самовоспламеняющихся компонентах или в двигателях с химическим



зажиганием применяются устройства, обеспечивающие медленное нарастание подачи топлива в период запуска. Эти устройства выполняются или в виде дроссельных заслонок, медленно открывающихся при запуске (см. описание двигателя зенитной ракеты), или в виде поворотных золотников в головке двигателя, постепенно открывающих доступ топлива к форсункам.

### Вибрационное горение

При стендовых пусках и эксплуатации жидкостных ракетных двигателей было замечено, что в камере сгорания может возникать так называемое вибрационное горение. Оно заключается в том, что в камере периодически, с частотой до 200 гц, происходит изменение давления газа (фиг. 5.11). Амплитуда колебаний давления может достигать весьма больших значений, настолько больших, что возник



Фиг. 5.11. Изменение давления в камере при вибрационном горении.

кает опасность разрушения двигателя.

Физическая картина возникновения вибрационного горения не совсем еще ясна, однако ему можно дать некоторое качественное объяснение.

Предположим, что давление в системе подачи, например, в баках двигателя при вытеснительной подаче, остается постоянным. Предположим далее, что по какой-либо случайной причине давление в камере сгорания упало по сравнению с номинальным. Тогда расход топлива через форсунки увеличится, так как перепад на форсунках возрастет. Увеличенный расход топлива через форсунки будет иметь место до тех пор, пока через время порядка  $\tau$  первая порция топлива с увеличенным расходом не превратится в газ и не начнет вытекать из двигателя. С этого момента давление в камере ЖРД возрастает пропорционально увеличивающемуся секунднему расходу продуктов сгорания топлива через критическое сечение (см. ниже, стр. 192) и будет больше номинального. В связи с этим перепад давления на форсунках и расход топлива через них уменьшится. По истечении времени порядка  $\tau$  расход газообразных продуктов также уменьшится, в связи с чем давление в камере упадет, а следовательно, восстановятся условия для повторения предыдущего цикла колебаний.

Величина колебания расхода при неизменном начальном возмущении давления в камере зависит от номинального перепада давления на форсунках. Чем больше этот перепад, тем меньше будет относительное изменение перепада давления на форсунках, тем

меньше будет изменение расхода. Таким образом, повышение перепада давления на форсунках противодействует возникновению колебаний давления и вибрационному горению.

Точно так же на возникновении колебаний сказывается величина объема камеры сгорания. Чем больше объем камеры, тем большая часть излишнего расхода топлива затрачивается на изменение запаса газа в камере. Тем самым в камере большого размера колебания давления смягчаются.

Колебания давления в камере могут вызвать также колебания столба топлива в подводящих трубопроводах, что при определенных соотношениях частот может привести к усилению амплитуд вибрационного горения. В случае, если при вибрационном горении происходят настолько сильные колебания давления, что поступление топлива в камеру в какой-то момент вообще прекратится, то при последующем возобновлении подачи топлива вполне возможен взрыв двигателя.

Кроме повышения перепада давления на форсунках, мерами, препятствующими возникновению вибрационного горения, являются увеличение скорости горения, что приводит к уменьшению времени, необходимого для превращения топлива в газообразные продукты, а также подбор таких геометрических размеров камеры и системы подачи, которые не допускают развития в них колебаний.

## 2. ГОРЕНИЕ РАКЕТНЫХ ПОРОХОВ

### Скорость горения пороха

Ракетный порох представляет собой однородную непроницаемую для газов массу, в каждом малом объеме которой имеется необходимая смесь горючих и окислительных элементов. Горение пороха происходит с поверхности, и фронт пламени проникает вглубь тела, или, как говорят, свода пороха только по мере того, как сгорают вышележащие слои.

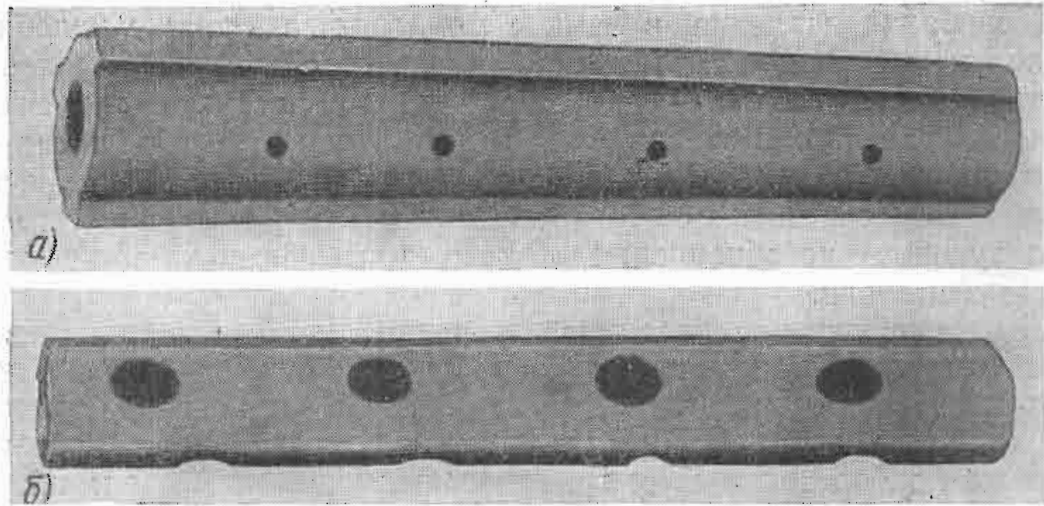
Теоретически и экспериментально установлено, что горению пороха предшествует термическое разложение вещества на твердой его поверхности. Интенсивность реакции разложения определяется в основном скоростью подвода тепла из зоны, где происходит дальнейшее сгорание газообразных продуктов разложения, образовавшихся на поверхности горящего пороха. Подвод тепла к поверхности осуществляется путем теплопроводности и лучеиспускания, так как течение газообразных продуктов всегда направлено от горячей поверхности и конвективный подвод тепла к шашке невозможен.

За основную характеристику горения пороха принимают величину скорости горения  $u_n$ , т. е. толщину слоя пороха, сгорающего в единицу времени. Обычно эта величина выражается в *см/сек*.

Так как порох представляет собой однородную массу, естественно ожидать равномерного горения пороха по всей горячей поверх-

ности. И действительно, эксперименты с внезапной остановкой горения пороховой шашки подтверждают это предположение.

На фиг. 5.12,а показан вид пороховой шашки до горения. Эта шашка была подожжена по всей поверхности, а затем по истечении некоторого времени потушена (фиг. 5.12,б). Из фотографий шашки видно, что горение по всей поверхности происходит достаточно равномерно.



Фиг. 5.12. Вид пороховой шашки до начала горения (а) и сгоревшей на 70% (б).

Весовое количество сгоревшего в единицу времени пороха, а следовательно, и количество образовавшихся продуктов сгорания

$$G_{\text{п}} = F_{\text{п}} u_{\text{п}} \gamma_{\text{п}}, \quad (5.2)$$

где  $F_{\text{п}}$  — горящая поверхность пороховой шашки;

$u_{\text{п}}$  — скорость горения пороха;

$\gamma_{\text{п}}$  — удельный вес пороха.

Так как удельный вес пороха является величиной постоянной ( $\gamma_{\text{п}} \approx 1,6 \div 1,7 \text{ кг/л}$ ), то количество образовавшихся газов зависит от величины горячей поверхности и скорости горения.

Скорость горения пороха определяется в первую очередь давлением, при котором происходит горение. Возрастание давления облегчает подвод тепла к пороховой шашке и ускоряет реакции, идущие на ее поверхности.

При давлениях до  $200 \text{ кг/см}^2$ , характерных для камер сгорания пороховых двигателей и пороховых аккумуляторов давления, зависимость скорости горения пороха от давления  $p$  может быть приближенно представлена эмпирическими формулами

$$u_{\text{п}} = \alpha + \beta p \quad (5.3)$$

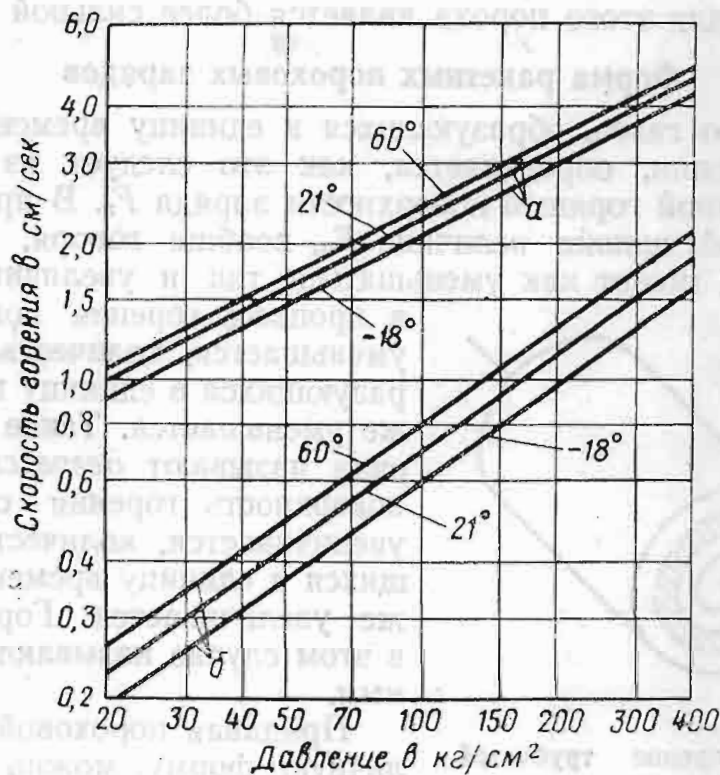
и

$$u_{\text{п}} = b p^n, \quad (5.4)$$

где  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $b$  и  $n$  — опытные константы.

Значение степени  $n$  в формуле (5.4) изменяется в пределах  $0,6 \div 0,8$ . Коэффициенты  $\alpha$ ,  $\beta$  и  $b$  зависят не только от состава пороха, но в значительной мере и от начальной температуры пороха (перед началом горения).

Влияние на скорость горения начальной температуры пороха является естественным: увеличение этой температуры облегчает протекание реакции на поверхности заряда и увеличивает скорость



Фиг. 5.13. Зависимость скорости горения пороха от давления и температуры.

а—быстрогорящий порох, б—медленно горящий порох.

горения. Вместе с тем, вследствие относительно большой скорости горения и малой теплопроводности в процессе горения не происходит прогрева всей пороховой шашки, так что температура пороха остается постоянной (происходит прогрев только очень тонкого слоя, практически уже вступившего в реакцию).

Зависимость скорости горения порохового заряда от его начальной температуры достаточно ощутима и приводит к значительному изменению весового расхода продуктов сгорания в интервале температур от  $-50^\circ$  до  $+50^\circ$  С, характерном для различных времен года и климатических условий.

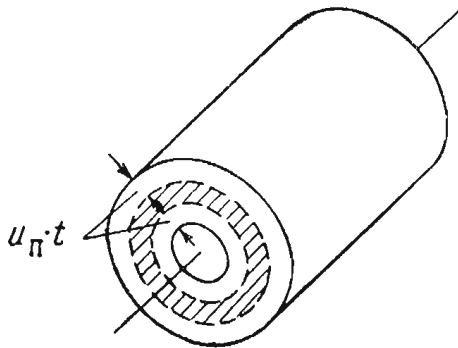
Типичные зависимости скорости горения порохов от давления и температуры показаны в логарифмических координатах на фиг. 5.13.

Верхняя группа прямых относится к пороху, имеющему большую скорость горения (2 см/сек при давлении в 80 кг/см<sup>2</sup> и начальной температуре заряда  $t=21^\circ\text{C}$ ). Однако скорость горения этого пороха мало зависит от давления ( $n=0,52$ ). Также мало и влияние начальной температуры.

Нижняя группа прямых относится к медленно горящему пороху (скорость горения 0,6 см/сек при тех же давлениях и температуре). Однако зависимость скорости горения от температуры и особенно от давления для этого пороха является более сильной ( $n=0,71$ ).

### Форма ракетных пороховых зарядов

Количество газов, образующихся в единицу времени при неизменном давлении, определяется, как это следует из выражения (5.2), величиной горячей поверхности заряда  $F_{\text{п}}$ . В процессе горения пороховой шашки величина  $F_{\text{п}}$ , вообще говоря, не остается постоянной и может как уменьшаться, так и увеличиваться. Если



Фиг. 5.14. Горение трубчатой шашки.

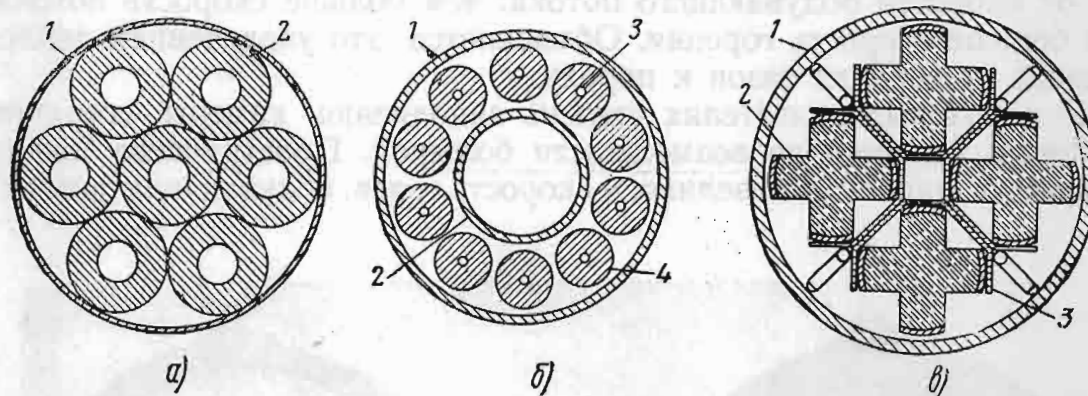
Пунктиром показана поверхность горения через  $t$  сек. Заштрихована горящая поверхность с торца.

в процессе горения поверхность  $F_{\text{п}}$  уменьшается, количество газов, образующихся в единицу времени, также уменьшается. Такое горение заряда называют *дегрессивным*. Если поверхность горения со временем увеличивается, количество образующихся в единицу времени газов также увеличивается. Горение заряда в этом случае называют *прогрессивным*.

Придавая пороховой шашке различную форму, можно в известных пределах регулировать закон образования газов по времени.

Обычно при проектировании пороховых ракет стремятся обеспечить постоянство тяги двигателя на траектории. Для этого необходимо, очевидно, получать неизменное количество газов в единицу времени, т. е. иметь неизменную поверхность горения пороховых шашек. Чтобы выполнить это условие, шашки делают специальной формы. Примером может служить полая цилиндрическая, так называемая трубчатая, шашка, показанная на фиг. 5.14. В этой шашке выгорание внешней цилиндрической поверхности приводит к уменьшению, а выгорание внутренней поверхности — к такому же увеличению горячей поверхности. Таким образом, изменение величины горячей поверхности происходит только из-за уменьшения поверхности горящих торцев. Если шашка имеет большую длину, то влияние торцев на общую поверхность горения очень незначительно и можно считать, что поверхность горения практически остается постоянной. Горение, как говорят, будет слабо дегрессивным.

Отметим, что в некоторых случаях, например, для получения большой скорости ракеты при сходе с коротких направляющих, не-

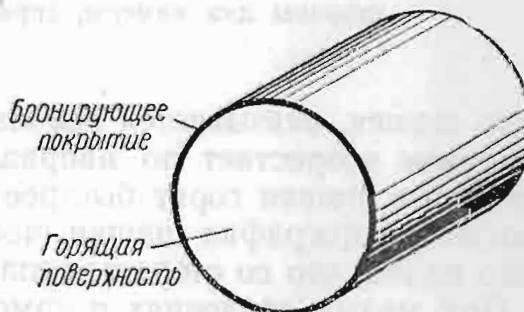


Фиг. 5.15. Формы пороховых шашек ракетного заряда.

- а—семишашечный тонкосводный заряд:  
 1—стенка камеры, 2—пороховая шашка;  
 б—заряд из трубчатых шашек, фиксируемых посредством стержней:  
 1—стенка ракетной камеры, 2—центральный стакан для разрывного заряда, 3—стержень для крепления шашки, 4—пороховая шашка;  
 в—заряд из крестообразных шашек:  
 1—стенка ракетной камеры, 2—крестообразная пороховая шашка, 3—стальные перегородки.

обходимо бывает добиться быстрого сгорания пороха (за 0,1—0,3 сек.). В таких случаях увеличивают поверхность шашек и уменьшают их толщину (толщину свода). Заряд делают многшашечным (фиг. 5.15,а). Применяются и другие более сложные формы шашек, обеспечивающие нужный закон изменения горячей поверхности (см. фиг. 5.15,б и в).

В особых случаях требуется получить заряд с малой поверхностью горения, но горящий продолжительное время (десятки секунд). Это необходимо, например, для пороховых аккумуляторов давления. Для замедления горения применяют так называемые бронированные шашки. В этих шашках часть поверхности пороха покрывается пластмассой (например, ацетицеллюлозой), которая не горит сама и предохраняет от загорания покрытую ею поверхность шашки. На фиг. 5.16 изображена шашка, бронированная со всех сторон, кроме одного торца.



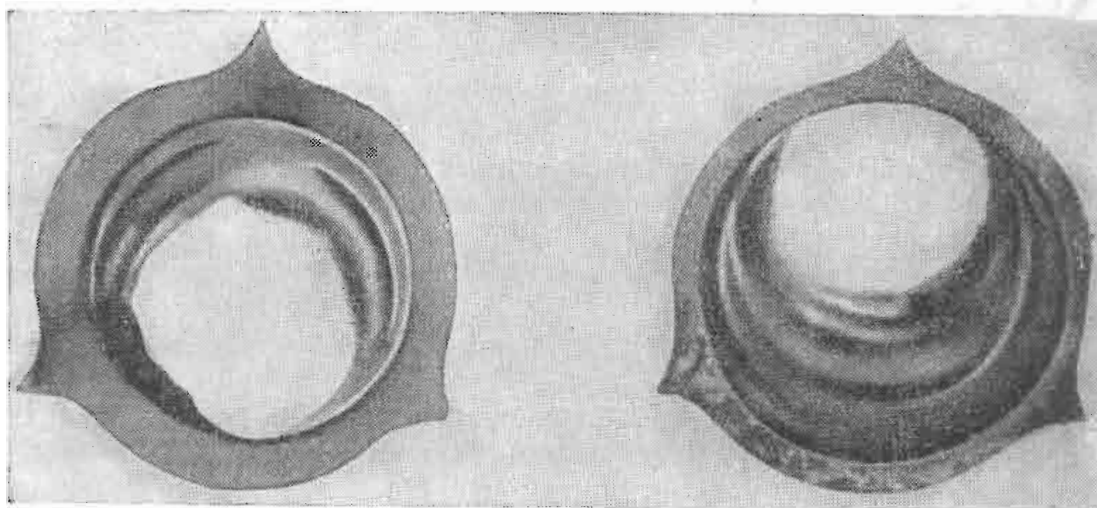
Фиг. 5.16. Бронированная шашка.

### Горение порохового заряда в камере порохового двигателя

Рассмотренные выше зависимости характерны для горения порохового заряда при отсутствии движения газов вдоль поверхности шашки. Когда же шашка горит в камере порохового двигателя,

образующиеся газы при своем движении к соплу обдувают поверхность шашки. Опыт показывает, что скорость горения пороха зависит от скорости обдувающего потока: чем больше скорость потока, тем больше скорость горения. Объясняется это увеличением теплоподвода от горячих газов к пороху.

В пороховых двигателях степень заполнения камеры сгорания топливом делается по возможности большой. Пространство между горящими шашками невелико, и скорость газов, обдувающих поверх-



Фиг. 5.17. Частично сгоревшая пороховая шашка. Слева — вид со стороны дна камеры, справа — вид со стороны сопла.

ность шашек, оказывается довольно значительной. Скорость движения газов возрастает по направлению к выходу. По этой причине пороховые шашки горят быстрее со стороны сопла. На фиг. 5.17 показана фотография шашки, частично сгоревшей в двигателе. Хорошо видно, что со стороны сопла шашка выгорела больше.

При малых давлениях в камере сгорания двигателя возможно возникновение прерывистого или так называемого аномального горения. Оно состоит в том, что заряд пороха периодически тухнет и загорается вновь. Давление, при котором возникает аномальное горение, зависит от состава пороха, а также от температуры заряда. Понижение начальной температуры заряда способствует возникновению аномального горения. Для ракетных порохов аномальное горение возникает при давлениях, равных 20—40 кг/см<sup>2</sup>.

### Воспламенение ракетного порохового заряда

Воспламенение ракетного порохового заряда осуществляется воспламенителем.

Устройство воспламенителя схематически показано на фиг. 5.18.

Для зажигания воспламенителя по проводам зажигательного устройства 4, залитым в герметизирующей мастике *a*, подается электрический ток на нить накаливания *б*, которая, раскаляясь, поджигает легко воспламеняющийся состав *в*. От этого состава воспламеняется заряд 2.

Коробка воспламенителя 1 может изготавливаться из пластмассы или металла.

Горячие газы, образующиеся от воспламенителя, обдувают поверхность основного порохового заряда и зажигают его. В процессе воспламенения происходит, во-первых, повышение температуры поверхности заряда до температуры воспламенения и, во-вторых, повышение давления в камере до давления, обеспечивающего нормальное горение заряда.

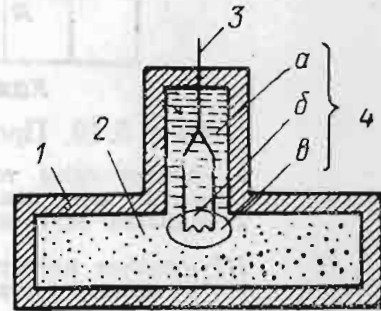
Время воспламенения порохового заряда должно быть возможно более коротким. Для этого требуется интенсивная теплопередача от продуктов сгорания воспламенителя к пороховому заряду.

В условиях воспламенения, когда скорость движения газа по камере мала, важное значение для теплопередачи имеет теплопередача излучением. Но способность излучения у газов невелика. Для увеличения ее заряд воспламенителя составляется так, чтобы в его продуктах сгорания имелось бы значительное количество твердых частиц, интенсивно излучающих тепло. Поэтому заряд воспламенителя изготавливается или из черного (дымного) пороха, дающего некоторое количество твердых частиц, или из смеси магниевое (или алюминиевое) порошка и хлорнокислого калия ( $KClO_4$ ).

Более быстрое воспламенение (5—10 миллисекунд) обеспечивают воспламенители из  $KClO_4$  и Mg (или Al). Однако они более опасны в обращении. Кроме того, имеющийся в их составе металлический порошок может при длительном хранении окисляться, что приведет к отказу воспламенителя. Время воспламенения ракетного заряда черным порохом имеет большую длительность (25—30 миллисекунд), но такой воспламенитель при хранении оказывается более надежным.

Развитие процесса воспламенения по времени показано на фиг. 5.19.

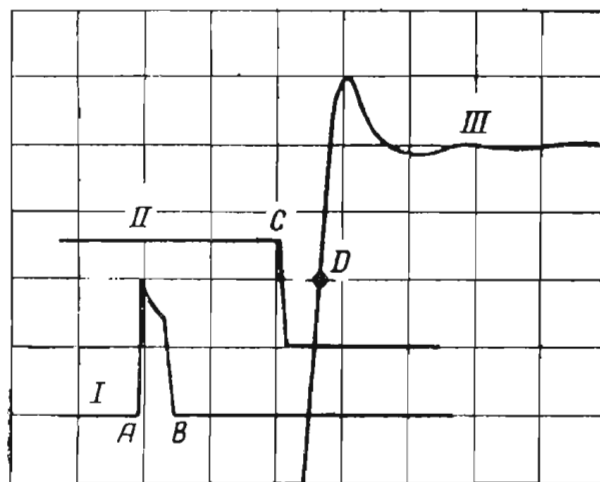
В камере сгорания порохового двигателя воспламенитель располагается на торцах заряда. Более надежное зажигание порохо-



Фиг. 5.18. Устройство воспламенителя.

1—корпус воспламенителя, 2—заряд воспламенителя, 3—провода, подводящие ток к электроду, 4—электрод:  
а—герметизирующая мастика, б—нить накаливания, в—легко воспламеняющийся состав.





Каждое деление 10 миллисек

Фиг. 5.19. Протекание воспламенения во времени.

- I* — кривая силы тока в цепи нити накаливания, *A* — подача тока на нить накаливания, *B* — сгорание нити накаливания;  
*II* — кривая внутренних напряжений в корпусе, *C* — начало разрушения корпуса;  
*III* — кривая нарастания давления в камере сгорания, *D* — давление, достаточное для начала горения заряда.

вого заряда обеспечивает воспламенитель, расположенный у дна камеры. В этом случае воспламеняющие газы, прежде чем вытечь из сопла, обтекают весь заряд и нагревают его.

### 3. ПРОДУКТЫ СГОРАНИЯ И ИХ СВОЙСТВА

#### Параметры состояния газовой смеси

Процесс горения, протекающий в камере сгорания ракетного двигателя, представляет собой совокупность сложных химических реакций и необходимых для их осуществления подготовительных процессов.

Основным результатом процесса горения является превращение жидкого или твердого топлива в нагретые до высокой температуры газообразные продукты сгорания. Так как в топливо входит всегда несколько элементов, то продукты сгорания представляют собой смесь различных, большей частью газообразных, химических соединений. Рассмотрим основные свойства газообразных продуктов сгорания и введем величины, определяющие их состояние.

Состояние газа характеризуется следующими параметрами: абсолютным давлением  $p$ , абсолютной температурой  $T$ , плотностью  $\rho$  (или удельным весом  $\gamma$ ), а также газовой постоянной  $R$ .

Как известно, для идеальных газов (или для смесей идеальных газов) параметры  $p$ ,  $\rho$  и  $T$  связаны между собой уравнением состояния (уравнением Клапейрона)

$$\frac{p}{\rho} = gRT. \quad (5.5)$$

Плотность газа связана с удельным объемом соотношением

$$g\rho = \frac{1}{v}. \quad (5.6)$$

В связи с этим уравнение состояния можно записать и так:

$$pv = RT. \quad (5.7)$$

Величина газовой постоянной для смеси газов определяется составом последней. Для вычисления  $R$  можно использовать соотношение

$$R = \frac{\bar{R}}{\mu_{\Sigma}}; \quad (5.8)$$

здесь  $\bar{R}$  — универсальная газовая постоянная, относящаяся к 1 кг-молю любого газа или любой газовой смеси;  $\bar{R} = 848$  кгм/кг-моль град, или, в тепловых единицах,  $A\bar{R} = 1,986$  ккал/кг-моль град;

$\mu_{\Sigma}$  — кажущийся молекулярный вес смеси.

Кажущийся молекулярный вес смеси

$$\mu_{\Sigma} = \sum \mu_i r_i, \quad (5.9)$$

где  $\mu_i$  — молекулярный вес  $i$ -го газа, составляющего смесь;

$r_i$  — объемная доля газа с молекулярным весом  $\mu_i$ .

Объемные доли газов в смеси проще всего выразить через парциальные давления  $p_i$ .

Как известно, под парциальным давлением подразумевается такое давление газа, которое он имел бы, занимая весь объем, в котором находится смесь газов. Общее давление газовой смеси  $p_{\Sigma}$  равняется сумме парциальных давлений

$$p_{\Sigma} = \sum p_i.$$

Интересующая нас объемная доля газа

$$r_i = \frac{p_i}{p_{\Sigma}}. \quad (5.10)$$

Учитывая это соотношение, получим вместо (5.9)

$$\mu_{\Sigma} = \frac{1}{p_{\Sigma}} \sum \mu_i p_i. \quad (5.11)$$

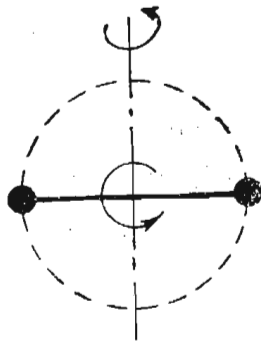
Для газовой смеси постоянного состава величины  $\mu_{\Sigma}$  и  $R$  неизменны; наоборот, если состав смеси изменяется, то кажущийся молекулярный вес и газовая постоянная смеси также будут изменяться.

### Внутренняя энергия и теплоемкость газа

Одной из энергетических характеристик газа является его *внутренняя энергия*. Внутренняя энергия представляет собой энергию движения молекул газа и рассматривается обычно как количество теплоты, которой обладает газ. Энергия движения молекулы определяется температурой газа и строением самой молекулы.

Простейшим строением обладает одноатомная молекула.

При изучении свойств газа и при определении его энергетического уровня обычно не принимаются во внимание внутриатомные движения (например, движение электронов), и атом рассматривается как материальная точка. Поэтому движение одноатомной молекулы (точнее, ее положение в пространстве) определяется тремя координатами. Напомним, что число независимых координат, определяющих положение системы в пространстве, называется числом степеней свободы этой системы.



Фиг. 5.20. Вращательное движение двухатомных молекул.

Таким образом, одноатомная молекула обладает тремя степенями свободы. Эти три степени свободы соответствуют перемещению молекулы в трех взаимно перпендикулярных направлениях, т. е. ее поступательному движению.

Более сложная двухатомная молекула (фиг. 5.20) обладает большим числом степеней свободы. Действительно, состояние молекулы, состоящей из двух атомов, связанных между собой, определяется уже шестью координатами, а именно, тремя координатами, определяющими положение центра тяжести молекулы в пространстве, двумя углами, определяющими положение в пространстве оси молекулы, и, наконец, координатой, характеризующей отклонение атомов от некоторого среднего положения в молекуле.

Каждой степени свободы молекулы принято ставить в соответствие тот или иной вид движения. Так, трем степеням свободы, соответствующим координатам положения центра тяжести, соответствует поступательное движение молекул. Двум степеням свободы, определяющим положение оси молекулы в пространстве, соответствует вращение молекулы вокруг двух осей, не совпадающих с осью молекулы. При этом говорить о вращении молекулы вокруг ее оси не имеет смысла, поскольку мы считаем атомы материальными точками, имеющими бесконечно малые размеры. Координате, определяющей изменение расстояния между атомами, соответствует колебательное движение атомов в молекуле.

Еще большим числом степеней свободы, а именно девятью степенями свободы обладает трехатомная молекула.

Внутренняя энергия газа  $U$  представляет собой сумму энергий движения молекул по каждой из ее степеней свободы. Величина

внутренней энергии зависит, таким образом, от числа степеней свободы и интенсивности движения молекул «по данной степени свободы».

Установлено, что величиной, определяющей энергию движения молекул по присущим им степеням свободы, является исключительно температура. Следовательно, энергия движения по данной степени свободы  $U_i$  может быть представлена в виде некоторой функции

$$U_i = \varphi(T). \quad (5.12) \quad \frac{c_i}{c_{i \max}}$$

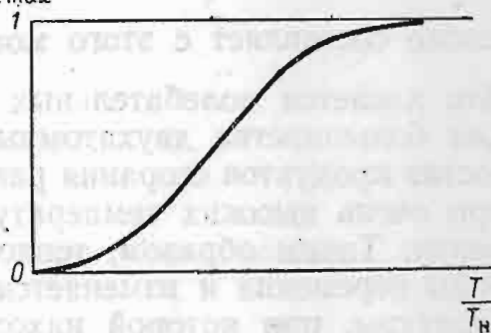
Производная

$$\frac{\partial U_i}{\partial T} = c_i \quad (5.13)$$

представляет собой скорость возрастания энергии данной степени свободы с увеличением температуры. Если отнести ее к одному градусу температуры и единице массы, например, к граммолю, то величина  $c_i$  будет представлять собой теплоемкость данной степени свободы с размерностью *ккал/г-моль град*. При этом для любой степени свободы характерно то обстоятельство, что теплоемкость  $c_i$  возрастает с температурой, но только до определенного предела. При некотором значении температуры теплоемкость данной степени свободы достигает максимальной величины  $c_{i \max}$ , после чего остается неизменной. Такая температура может быть названа температурой насыщения  $T_n$ . Характер зависимости теплоемкости для данной степени свободы от температуры представлен на фиг. 5.21.

Значение максимальной теплоемкости  $c_{i \max}$ , отнесенной к одному граммолю газа, зависит только от вида степени свободы, к которой она относится, и совершенно не зависит от индивидуальных свойств газа. Теоретически показано и подтверждено экспериментально, что значение максимальной теплоемкости для поступательных и вращательных степеней свободы, отнесенное к 1 г-молю газа, составляет  $\frac{R}{2}$ <sup>1</sup>, а для колебательных степеней свободы  $R$ , где  $R$  — газовая постоянная.

Величина температуры, при которой достигается насыщение данной степени свободы, зависит от типа движения, а также от свойств данной молекулы.



Фиг. 5.21. Зависимость отношения теплоемкостей для  $i$ -й степени свободы  $\frac{c_i}{c_{i \max}}$  от отношения температур  $\frac{T}{T_n}$ .

<sup>1</sup> Величина  $R$  здесь выражается в тех же единицах, что и теплоемкость.

Насыщение поступательных степеней свободы для всех без исключения молекул наступает при очень низких температурах. Таким образом, теплоемкость трех поступательных степеней свободы, т. е. теплоемкость поступательного движения молекулы, всегда постоянна и равна  $\frac{3}{2}R$ .

При относительно более высокой температуре (но также технически очень низкой) около  $10-30^\circ$  абсолютной шкалы происходит насыщение вращательных степеней свободы и теплоемкость их также составляет с этого момента  $\frac{R}{2}$  на каждую степень свободы.

Что касается колебательных степеней свободы, то насыщение их для большинства двухатомных и трехатомных газов, входящих в состав продуктов сгорания ракетных двигателей, имеет место только при очень высоких температурах, превышающих температуру сгорания. Таким образом, теплоемкость колебательных степеней свободы переменна и изменяется так, что она зависит только от температуры, при которой находится газ, и увеличивается с ростом последней.

Полная теплоемкость любого газа складывается из теплоемкостей по всем степеням свободы, которыми молекула данного газа обладает.

Теплоемкость одноатомных газов, как легко теперь понять, в широком диапазоне температур остается постоянной и равной  $\frac{3}{2}R$ , а внутренняя энергия их прямо пропорциональна температуре и равняется  $\frac{3}{2}RT$ . Двухатомные газы при низких (в применении к ЖРД) температурах обладают теплоемкостью трех поступательных и двух вращательных степеней свободы, т. е.  $\frac{5}{2}R$ , а при очень высоких температурах их теплоемкость возрастает и стремится в пределе к величине  $\frac{7}{2}R$ . Качественно такая же зависимость теплоемкости газа от температуры имеет место и для трехатомных газов.

Выше была рассмотрена так называемая молярная теплоемкость газов  $c$ , выражаемая в *кал/г-моль град*. Важное значение, как мы уже убедились, при оценке топлив ракетных двигателей имеет весовая теплоемкость

$$c_G = \frac{c}{\mu} \text{ ккал/кг град.}$$

Как уже указывалось выше, теплоемкость по каждой из степеней свободы и энергия данной степени свободы зависят только от температуры. По этой причине внутренняя энергия также зависит и полностью определяется только температурой и является, следо-

вательно, функцией состояния газа. Этому утверждению внешне противоречит то, что сумму теплоемкостей степеней свободы газа  $\sum c_i$  называют теплоемкостью при постоянном объеме  $c_v$ , а внутренняя энергия или, точнее, ее изменение обычно записывается в виде

$$U = \int_0^T c_v dT. \quad (5.14)$$

Таким образом, на первый взгляд может показаться, что внутренняя энергия газа зависит от того, при каких условиях (например, при постоянном объеме или постоянном давлении) подводилось тепло к газу. На самом же деле термин теплоемкость при постоянном объеме имеет тот смысл, что при нагревании газа в условиях  $V = \text{const}$  тепло затрачивается только на увеличение внутренней энергии газа и не расходуется для каких-либо других целей.

### Теплосодержание газа. Показатель адиабаты

Второй функцией, которая характеризует энергетическое состояние газа, является так называемое *теплосодержание*, или *энтальпия*  $H$ .

Теплосодержание отличается от внутренней энергии тем, что к величине внутренней энергии прибавляется произведение  $pv$ , или, в тепловых единицах,  $Apv$ . Это произведение является мерой потенциальной энергии, которой обладает один килограмм газа, занимающий при давлении  $p$  объем  $v$ . Поэтому теплосодержание является мерой суммы внутренней энергии и потенциальной энергии давления газа. Так, например, полная энергия сжатой пружины составляет из внутренней энергии вещества пружины, нагретого до данной температуры, а также из энергии, затраченной на ее сжатие. Эта полная энергия сжатой пружины аналогична теплосодержанию сжатого газа. Очевидно, что название рассматриваемой функции не соответствует ее физическому смыслу, так как количество тепла, которым располагает газ, определяется внутренней энергией его.

Теплосодержание является наиболее важной энергетической характеристикой газа. Это обуславливается тем, что при изменении состояния газа в различных технических процессах в подавляющем большинстве случаев изменяется не только внутренняя, но и потенциальная энергия. Таким образом, полное изменение энергии газа, происходящее в различных газовых процессах, определяется всегда величиной изменения теплосодержания  $\Delta H$ .

Согласно определению теплосодержание

$$H = U + Apv, \quad (5.15)$$

или в соответствии с (5.7) и (5.14)

$$H = \int_0^T c_v dT + ART. \quad (5.16)$$

Нетрудно видеть, что изменение теплосодержания газа  $\Delta H$  соответствует затрате тепла на нагревание газа при постоянном давлении. При повышении температуры от  $T_1$  до  $T_2$  и расширении газа от значения удельного объема  $v_1$  до  $v_2$  изменение теплосодержания

$$\Delta H = \Delta U + p(v_2 - v_1)A.$$

Здесь  $p(v_2 - v_1)$  представляет собой работу расширения газа при давлении  $p$ . Производная от теплосодержания по температуре

$$\frac{dH}{dT} = c_v + AR = c_p. \quad (5.17)$$

носит название теплоемкости при постоянном давлении.

Величина теплосодержания, так же как и величина внутренней энергии, является функцией параметров состояния газа. Изменение теплосодержания в ходе какого-либо процесса не зависит от вида процесса и определяется только начальным и конечным состояниями газа.

Теплосодержание жидких и твердых веществ (например, компонентов топлив) равняется почти в точности их внутренней энергии, так как вследствие малости удельных объемов потенциальная энергия сжатия пренебрежимо мала.

Отметим, что теплоемкость  $c_p$  для всех газов и при всех температурах больше теплоемкости  $c_v$  на величину  $AR$ . В термодинамике большое значение имеет величина отношения теплоемкости при постоянном давлении к теплоемкости при постоянном объеме. Эта величина называется показателем адиабаты и обозначается через  $k$ :

$$k = \frac{c_p}{c_v} = 1 + \frac{AR}{c_v}. \quad (5.18)$$

Из формулы (5.18) следует, что величина  $k$  зависит от теплоемкости газа при постоянном объеме, т. е. от строения и температуры газа. Для технических газов, входящих в состав продуктов сгорания, величина  $k$  меняется в широких пределах в зависимости от температуры. С возрастанием температуры величина  $k$  уменьшается. Для двухатомных газов, например, значение  $k$  изменяется от 1,4 при низких температурах до 1,28 при очень высоких.

Максимальное значение  $k=1,67$  имеют одноатомные газы, минимальное значение  $k=1,15$  — трехатомные газы при высоких температурах.

Теплоемкость при постоянном давлении может быть выражена через показатель адиабаты  $k$  следующим образом:

$$c_p = \frac{k}{k-1} AR. \quad (5.19)$$

Вычисление внутренней энергии, теплосодержания газа или соответственно теплоемкостей  $c_p$  и  $c_v$  производится на основании

экспериментально определенных молекулярных постоянных, методами статистической термодинамики. В узких температурных интервалах изменение теплоемкости с температурой может быть представлено линейным или степенным законами. Однако такие зависимости не могут быть использованы во всем диапазоне изменения температур продуктов сгорания ЖРД.

### Химическая энергия и полное теплосодержание. Основное уравнение сгорания

В процессе горения химическая энергия переходит в тепловую. Поэтому в энергетическую характеристику топлива и продуктов сгорания должна входить величина химической энергии.

Сумма теплосодержания и химической энергии носит название *полного теплосодержания* (или *энергосодержания*). Для жидкости это будет сумма тепловой и химической энергий, для газов — сумма тепловой, потенциальной и химической энергии.

Как уже отмечалось выше, величина химической энергии не зависит от внешних условий, а определяется только строением химических веществ, участвующих в реакции. Численная величина химической энергии зависит от принятой системы отсчета и, в частности, от того, для каких веществ химическая энергия считается равной нулю.

Если принять, как это обычно и делается, что в стандартном состоянии (см. стр. 104) молекулярные газы и углерод в виде  $\beta$ -графита имеют химическую энергию, равную нулю, то, например, для углекислого газа получается химическая энергия, равная  $-94,05$  ккал/г-моль, или  $-2410$  ккал/кг. Водяные пары имеют также отрицательную химическую энергию, равную  $-57,80$  ккал/г-моль, или  $-3210$  ккал/кг. Образование этих газов приводит к превращению химической энергии в тепловую.

Некоторые газы, входящие в состав продуктов сгорания, такие как, например, атомарные газы, имеют положительную химическую энергию. Это означает, что при их образовании химическая энергия не выделяется, а наоборот, поглощается.

Используя понятие полного теплосодержания, можно очень легко записать основное уравнение сгорания. Для этого надо применить к процессу горения закон сохранения энергии. Положим сперва, что горение не сопровождается никакими потерями энергии. Тогда полное теплосодержание  $I_{п.с}$  продуктов сгорания при той температуре  $T$ , которую они будут иметь в результате процесса горения, должно быть равно полному теплосодержанию топлива  $I_{т}$ , поступившего в камеру

$$I_{п.с} = I_{т}. \quad (5.20)$$

В процессе сгорания могут иметь место различные потери энергии, например, вследствие отвода тепла в стенки камеры или вслед-



ствии физической неполноты сгорания при плохом смесеобразовании. Их можно учесть, введя коэффициент полноты сгорания  $\eta_{ст}$ . Уравнение сгорания можно записать в этом случае в таком виде:

$$I_{п.с} = \eta_{ст} I_T. \quad (5.21)$$

Для определения температуры сгорания по уравнениям (5.20) или (5.21) необходимо знать состав продуктов сгорания, так как от состава газовой смеси зависит не только химическая энергия, но и величина теплосодержания (поскольку теплоемкости различных газов различны).

На состав продуктов сгорания и полноту превращения химической энергии в камерах сгорания ЖРД существенное влияние оказывают процессы диссоциации.

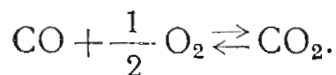
#### 4. ТЕРМИЧЕСКАЯ ДИССОЦИАЦИЯ И СОСТАВ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

##### Термическая диссоциация и константы равновесия

При описании процессов, происходящих в камерах сгорания ракетных двигателей и, особенно, жидкостных ракетных двигателей, мы особое внимание уделяли вопросам обеспечения полного сгорания топлива, а следовательно, и полного превращения его химической энергии в тепловую. Однако степень полноты превращения химической энергии в тепловую определяется не только конструкцией камеры и головки, но и особенностями протекания физических и химических процессов при высоких температурах.

Для процессов сгорания, происходящих при высоких температурах, характерна весьма интенсивная термическая диссоциация: процессы образования химических соединений при горении в этих условиях частично сопровождаются их распадом.

При протекании реакций в обратном направлении имеет место и обратное преобразование энергии. Вследствие диссоциации происходит потеря тепловой энергии и снижается степень использования химической. При высокой температуре, например, реакция окисления окиси углерода обязательно сопровождается обратной реакцией разложения углекислого газа



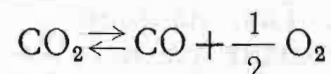
С кинетической точки зрения возможность протекания обратной реакции объясняется тем, что в газовой смеси всегда имеют место встречи — соударения молекул  $\text{CO}_2$  между собой или с молекулами  $\text{CO}$  и  $\text{O}_2$ , что при достаточной силе удара сопровождается распадом молекулы  $\text{CO}_2$  на составляющие. При этом источником энергии, необходимой для расщепления  $\text{CO}_2$ , является энергия теплового движения.

По мере протекания реакции горения количество исходных молекул, т. е.  $\text{CO}$  и  $\text{O}_2$ , постепенно уменьшается, а следовательно,

и скорость этой реакции уменьшается. Скорость реакции диссоциации, напротив, по мере увеличения содержания в газе продуктов реакции горения (в нашем случае  $\text{CO}_2$ ) увеличится, так как число столкновений, в которых участвуют молекулы  $\text{CO}_2$ , будет увеличиваться. В результате наступает такой момент — состояние химического равновесия, когда скорости реакций горения и диссоциации делаются равными друг другу. Средний химический состав газа при этом меняться не будет.

Количественное соотношение, устанавливающееся между диссоциированными и недиссоциированными газами в условиях химического равновесия, определяется так называемой константой химического равновесия, или *константой равновесия*.

В жидкостных ракетных двигателях для расчетов используются константы равновесия  $K_p$ , выраженные через парциальные давления. Каждое парциальное давление входит в выражение константы в той степени, в какой оно влияет на скорость реакций. Например, константа равновесия реакции



выражается следующим образом:

$$K_p = \frac{p_{\text{CO}} p_{\text{O}_2}^{\frac{1}{2}}}{p_{\text{CO}_2}}, \quad (5.22)$$

где  $p_{\text{CO}}$ ,  $p_{\text{O}_2}$  и  $p_{\text{CO}_2}$  — парциальные давления газов, составляющих данную смесь, т. е. те давления, которые имели бы перечисленные компоненты, занимая весь объем смеси.

Из приведенного для константы равновесия выражения видно, что чем сильнее диссоциация, тем больше величина  $K_p$  (тем больше давления  $p_{\text{CO}}$  и  $p_{\text{O}_2}$ ).

Величина константы равновесия  $K_p$  для данной реакции зависит только от температуры. Эта зависимость чрезвычайно сложна, и для реакций между продуктами сгорания ракетных двигателей нельзя привести аналитические выражения, связывающие константы равновесия и температуру.

Вычисление констант равновесия в настоящее время производится методами статистической термодинамики. Для того, чтобы произвести вычисление константы равновесия, необходимо знать молекулярные постоянные, а главное — величины химических энергий соответствующих веществ. При расчетах используются таблицы значений констант равновесия, составленные в необходимых пределах изменения температур.

#### **Влияние температуры и давления на состав продуктов сгорания**

Значения констант равновесия реакций диссоциации резко возрастают с увеличением температуры, и в продуктах сгорания соответственно возрастает содержание продуктов диссоциации. Это

также ясно с кинетической точки зрения. Если увеличить температуру  $T$ , при которой находится газовая смесь, то число молекул, имеющих большой запас энергии, увеличится, а это приведет к увеличению скорости реакции диссоциации продуктов сгорания и нарушению установившегося при прежней температуре равновесия. При новой, более высокой температуре газа снова установится равновесное состояние, характеризующееся равенством скоростей прямой (горение) и обратной (диссоциация) реакции, но уже при большем содержании в газовой смеси продуктов диссоциации. Таким образом, температура, при которой находится смесь газов, влияет на состав этой смеси и притом так, что с повышением температуры в смеси увеличивается содержание газов, на образование которых необходима затрата тепла.

Константа равновесия для идеальных газов не зависит от давления, но это не означает, однако, что состав газовой смеси при изменении давления всегда остается неизменным.

Многие реакции диссоциации сопровождаются изменением объема газовой смеси. Так, например, при реакции диссоциации углекислого газа происходит увеличение числа молей, а значит и объема газовой смеси, на  $1/2$  моля на каждый моль полностью продиссоциировавшего углекислого газа.

Для реакций диссоциации, идущих с увеличением числа молей, состав газовой смеси будет зависеть от давления, при котором она находится. При этом возрастание давления приводит к подавлению реакций диссоциации и увеличению содержания в газовой смеси продуктов полного сгорания. Иначе говоря, увеличение давления уменьшает степень диссоциации газов, если она сопровождается увеличением числа молей. Для реакций диссоциации, идущих без изменения числа молей, состав продуктов от давления не зависит. Так как большинство реакций диссоциации продуктов сгорания ракетных топлив происходит с увеличением числа молей, то повышение давления сгорания несколько (не очень значительно) уменьшает степень диссоциации.

### Состав и температура продуктов сгорания в ракетных двигателях. Полнота выделения химической энергии

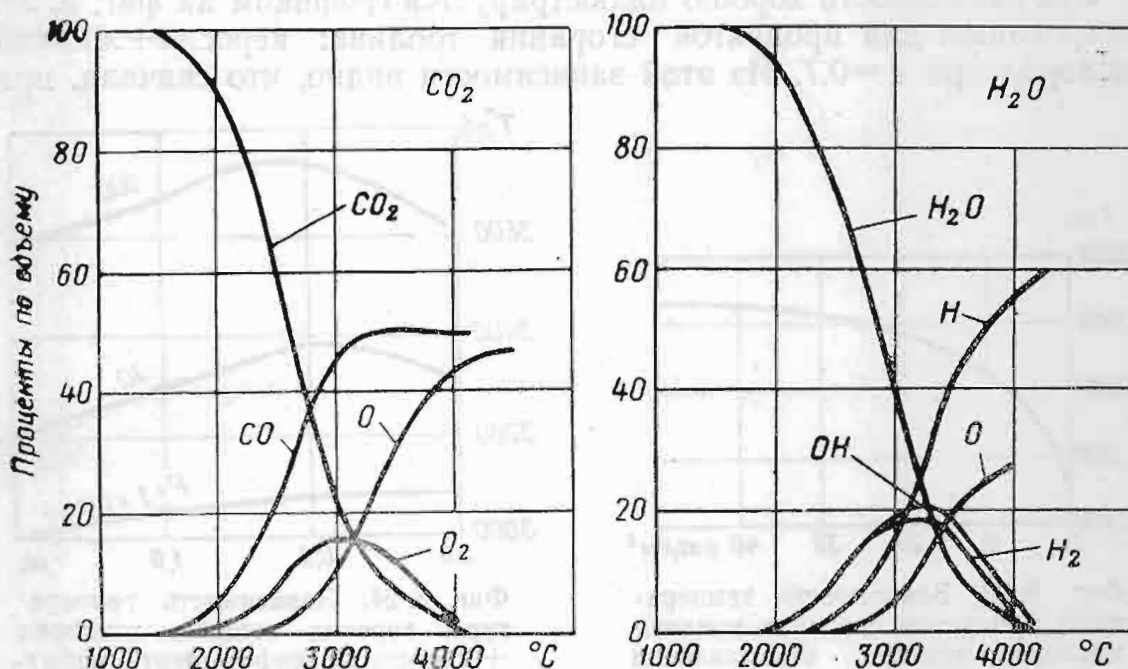
Обычные топлива ракетных двигателей включают в себя четыре элемента: углерод, водород, кислород и азот.

Если бы горение не сопровождалось диссоциацией, то продукты сгорания состояли бы из углекислого газа  $\text{CO}_2$ , водяных паров  $\text{H}_2\text{O}$  и молекулярного азота  $\text{N}_2$ \*. Однако уже при не очень высоких температурах — около  $2800^\circ$  абс. — наблюдается значительная диссоциация углекислого газа и водяных паров (фиг. 5.22). При этом дополнительно образуются окись углерода  $\text{CO}$ , гидроксильная

\* При стехиометрическом соотношении компонентов.

группа  $\text{OH}$  и молекулярные кислород и водород  $\text{O}_2$  и  $\text{H}_2$ . При еще более высокой температуре становится значительным содержание в продуктах сгорания окиси азота  $\text{NO}$ , а также атомарных газов: водорода  $\text{H}$ , кислорода  $\text{O}$  и азота  $\text{N}$ .

Состав продуктов сгорания в камере определяется константами равновесия соответствующих реакций диссоциации с учетом давления в камере  $p_{\text{к}}$ . Кроме того, состав газов зависит, конечно, от относительного содержания в топливе различных элементов.



Фиг. 5.22. Диссоциация водяных паров  $\text{H}_2\text{O}$  и углекислого газа  $\text{CO}_2$  в зависимости от температуры.

Так как состав продуктов сгорания зависит от температуры, то решение уравнений (5.20) или (5.21) требует довольно большой вычислительной работы. Обычно приходится задаваться величиной температуры, затем по константам равновесия и составу топлива находить состав продуктов сгорания, т. е. парциальные давления газов, и, наконец, проверять основное уравнение сгорания

$$I_{\text{п.с}} = \eta_{\text{сг}} I_{\text{т}}$$

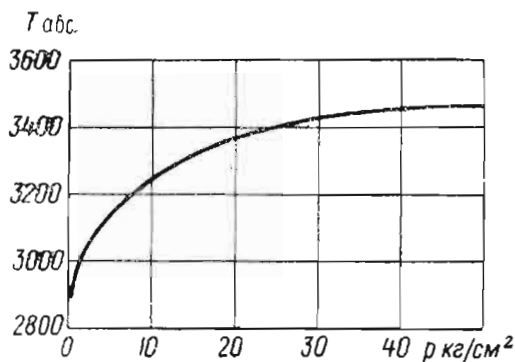
Истинная температура и соответствующий ей состав продуктов сгорания определяются, таким образом, методом подбора.

Результаты расчетов показывают, что вследствие резкого возрастания степени диссоциации продуктов сгорания с увеличением температуры сверх  $3000^\circ$  абс. увеличение запаса химической энергии в топливе не приводит к пропорциональному возрастанию температуры в камере. Так, например, можно сравнить температуры сгорания двух топлив: керосин + азотная кислота и керосин + кислород. Теплотворная способность второго топлива составляет

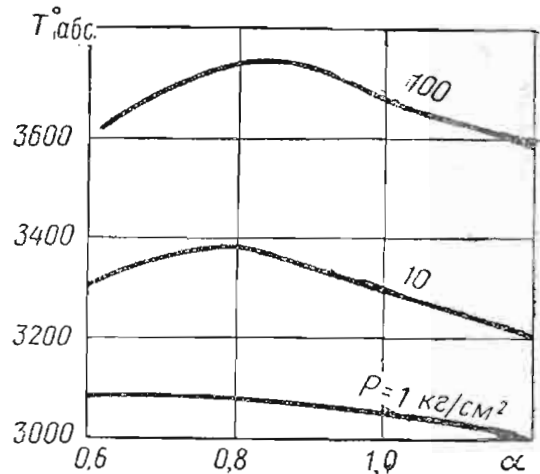
2400 ккал/кг, что примерно на 70% больше теплотворной способности первого (1400 ккал/кг). Однако температура сгорания топлива керосин+кислород (3550° абс.) только на 15% выше температуры сгорания керосина с азотной кислотой (3050° абс.). Это является прямым следствием интенсивной диссоциации продуктов сгорания и уменьшения полноты выделения химической энергии.

Рассмотрим далее зависимость температуры сгорания от давления.

Эта зависимость хорошо иллюстрируется графиком на фиг. 5.23, построенным для продуктов сгорания топлива: керосин+жидкий кислород при  $\alpha=0,7$ . Из этой зависимости видно, что сначала, при



Фиг. 5.23. Зависимость температуры продуктов сгорания топлива кислород+керосин от давления при  $\alpha=0,7$ .



Фиг. 5.24. Зависимость температуры горения топлива кислород+керосин от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  и давления  $p$ .

малых абсолютных значениях, увеличение давления приводит к быстрому возрастанию температуры, а затем, с повышением давления, — ко все более медленному.

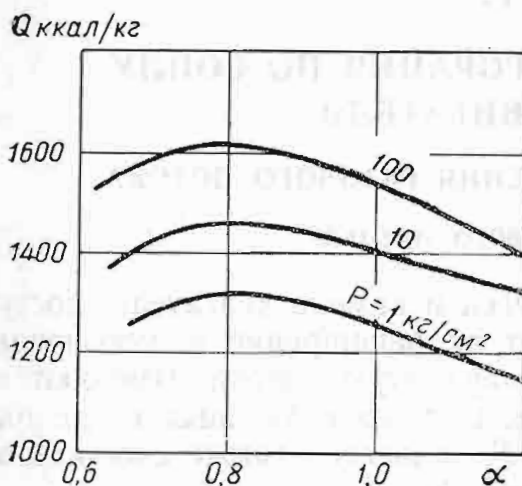
На температуру и состав продуктов сгорания, кроме давления, влияет также соотношение компонентов в топливе.

Без учета диссоциации максимальная температура сгорания и максимальное количество выделяющегося при сгорании тепла имели бы место при теоретическом соотношении горючего и окислителя  $\nu_0$ , т. е. при  $\alpha=1$ . Однако явление диссоциации уменьшает температуру сгорания, а неодинаковая устойчивость продуктов сгорания по отношению к диссоциации приводит к тому, что максимальная температура и максимальное выделение тепла соответствуют для современных топлив ЖРД значениям  $\alpha < 1$ , т. е. таким топливам, в которых имеется недостаток окислителя и избыток горючего.

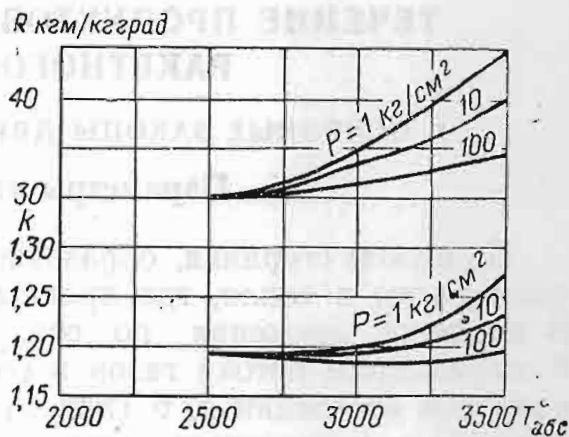
На фиг. 5.24 и 5.25 представлены зависимости температуры горения, а также количества выделяющегося тепла  $Q$  для топлива кислород+керосин от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  и давления. Сдвиг максимумов температуры и максимума выделения тепла в сторону  $\alpha < 1$  объясняется тем, что при недостатке окисли-

теля в продуктах сгорания увеличивается относительное содержание устойчивой к диссоциации окиси углерода. Как показывают кривые фиг. 5.25, потеря тепла вследствие диссоциации в камере сгорания достаточно велика — она составляет при давлении в камере  $10 \text{ кг/см}^2$  свыше 30% теплотворной способности топлива, равной  $2400 \text{ ккал/кг}$ .

Мы рассмотрели влияние диссоциации на примере топлива, имеющего максимальную величину теплотворной способности. Поскольку интенсивность диссоциации снижается при уменьшении



Фиг. 5.25. Зависимость выделения тепла при сгорании топлива кислород + керосин от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  и давления  $p$ .



Фиг. 5.26. Зависимость газовой постоянной продуктов сгорания  $R$  и показателя адиабаты  $k$  от температуры  $T$  и давления  $p$ .

температуры, то для топлив с меньшей теплотворной способностью (кислород+спирт или азотная кислота+керосин) влияние диссоциации уменьшается, хотя и остается достаточно существенным. Так, например, потеря тепла в камере на диссоциацию для топлива кислород+спирт составляет 18—25% теплотворной способности, а для азотно-кислотных топлив 12—18%.

Состав продуктов сгорания определяет величину их газовой постоянной. Совместное влияние состава и температуры на теплоемкость газов приводит к соответствующему изменению показателя адиабаты  $k$ . Влияние температуры и давления продуктов сгорания на величину газовой постоянной  $R$  и показатель адиабаты  $k$  иллюстрируется графиком фиг. 5.26. Как показывает этот график, с увеличением температуры газовая постоянная продуктов сгорания увеличивается. Это происходит вследствие уменьшения содержания в продуктах сгорания многоатомных газов, что является результатом диссоциации. По этой же причине с увеличением температуры и уменьшением давления увеличивается показатель адиабаты продуктов сгорания.

## Глава VI.

### ТЕЧЕНИЕ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ПО СОПЛУ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

#### 1. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ГАЗОВОГО ПОТОКА

##### Параметры газового потока

Продукты сгорания, образовавшиеся в камере двигателя, поступают затем в сопло, где происходит их расширение и ускорение. В процессе движения по соплу параметры потока изменяются. К параметрам потока газов в сопле, помимо указанных выше параметров состояния  $p$ ,  $v$  (или  $\rho$ ) и  $T$ , относятся также скорость  $w$  и площадь поперечного сечения потока  $S$ .

При движении по соплу происходит уменьшение температуры и давления газа. Уменьшение температуры приводит к уменьшению степени диссоциации сильно диссоциированного в камере газа — рекомбинации атомов и радикалов в молекулы.

Уменьшение давления в незначительной мере препятствует этому процессу. Ясно, что рекомбинация приводит к дополнительному (по отношению к камере сгорания) выделению тепла и способствует более полному преобразованию химической энергии топлива в кинетическую энергию газового потока, вытекающего из сопла.

Не будем пока учитывать явления рекомбинации и рассмотрим течение по соплу газа постоянного состава. В качестве основного уравнения для определения параметров потока используем уравнение состояния газа

$$\frac{p}{\rho} = gRT, \quad (6.1)$$

или, в другой записи,

$$pv = RT.$$

Вторым уравнением, в которое входят параметры газового потока, является уравнение термодинамического процесса. На этом уравнении мы остановимся несколько более подробно.

Изменение состояния газа при термодинамических процессах может происходить самым различным образом, например, при по-

стоянном объеме, при постоянном давлении или при постоянной температуре. В зависимости от этого связь между параметрами состояния газа оказывается различной.

Наиболее общей формой уравнения термодинамического процесса является уравнение

$$\frac{p}{\rho^n} = \text{const},$$

или

$$pv^n = \text{const}. \quad (6.2)$$

В дальнейшем мы условимся рассматривать только такие процессы, показатель которых  $n$  остается постоянным для всего процесса.

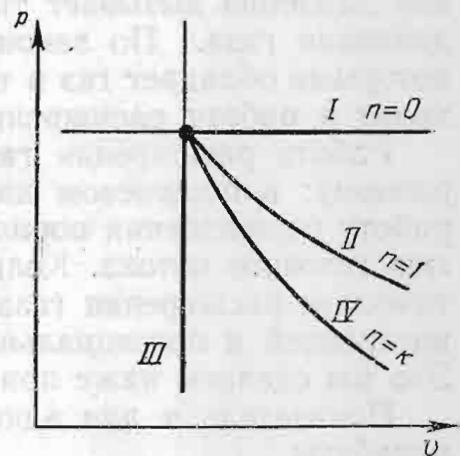
Беря различные значения показателя  $n$ , можно описать основные термодинамические процессы, которые протекают в газах. Так, например, принимая  $n=0$ , получим  $p=\text{const}$ , следовательно, уравнение (6.2) в этом случае будет выражать уравнение изобарического процесса. Такой процесс имеет место, например, в камере сгорания ракетного двигателя. Этот процесс в  $pv$ -координатах на фиг. 6.1 изображен линией I (изобарой).

При  $n=1$  получим  $pv=\text{const}$ , или, принимая во внимание уравнение состояния,  $T=\text{const}$ , т. е. уравнение изотермического процесса (линия II на фиг. 6.1).

При  $n \rightarrow \infty$  уравнение (6.2) будет представлять собой уравнение изохорического процесса  $v=\text{const}$ .

Линия III на фиг. 6.1 (изохора) разграничивает две характерные области: область процессов расширения (увеличение удельных объемов  $v$ ) и область процессов сжатия (уменьшения удельных объемов  $v$ ).

Из всех возможных процессов в газах нас больше всего будет интересовать процесс расширения газа постоянного состава, происходящий в условиях отсутствия теплообмена между газом и окружающей средой. Казалось бы, что такие условия для движения газа, особенно в сопле ракетного двигателя, существовать не могут, ибо газ имеет высокую температуру и соприкасается с интенсивно охлаждаемыми стенками сопла. Однако в действительности дело обстоит не так. Время, в течение которого газ соприкасается со стенками сопла, очень мало. Вследствие большой скорости потока это время составляет, даже в двигателе, имеющем значительные размеры, величину порядка 0,001 сек. Кроме того, значительная



Фиг. 6.1. Графики основных термодинамических процессов в газе.



часть газа проходит вдалеке от стенок и только в малой степени передает им тепло.

По указанным причинам количество тепла, отдаваемого газом стенкам, ничтожно по сравнению с общим его запасом в газе и процесс расширения газа в сопле ракетного двигателя можно считать происходящим без теплообмена со стенками. Такой процесс расширения носит название адиабатического.

Адиабатический процесс, происходящий в газе, характерен тем, что в нем в наиболее простой форме проявляется закон сохранения энергии.

При адиабатическом расширении происходит уменьшение температуры и давления газа. В связи с уменьшением температуры уменьшается внутренняя энергия, которой обладает газ. Уменьшение давления вызывает также уменьшение потенциальной энергии давления газа. По закону сохранения энергии разность энергий, которыми обладает газ в начале и в конце процесса, целиком переходит в работу расширения газа.

Работа расширения газа используется в разных машинах по-разному: в поршневом двигателе, например, она превращается в работу перемещения поршня, в реактивном — в кинетическую энергию газового потока. Количество работы, получаемой при адиабатическом расширении газа, легко подсчитать, определив изменение внутренней и потенциальной энергии газа в процессе расширения. Это мы сделаем ниже при выводе уравнения энергии.

Показатель  $n$  для адиабатического процесса равен показателю адиабаты

$$n = k = \frac{c_p}{c_v}.$$

Как видно из фиг. 6.1, кривая расширения с показателем  $n = k > 1$  (линия IV) проходит между изотермой и изохорой, несколько более круто, чем изотерма.

### Установившееся и неустойчивое течение газа

Для определения связи между параметрами движущегося газа недостаточно использовать одни только термодинамические соотношения.

Выделим из всех возможных течений в первую очередь установившиеся, или стационарные, течения. Под установившимся движением понимается такое, при котором в каждой точке пространства параметры газа (скорость, давление, температура, плотность) остаются неизменными. Если это постоянство параметров по времени не соблюдается, движение называют неустойчивым.

Во многих технических задачах, связанных с движением газов, течение газов можно считать установившимся, если не полностью, то, во всяком случае, в среднем. Это значительно упрощает решение многих практических задач.

Именно таким мы будем считать движение газа, происходящее в соплах ракетных двигателей. При этом из рассмотрения следует исключить период запуска и остановки двигателя или момент перехода двигателя с одного режима на другой, когда по времени изменяется расход газа, а следовательно, и параметры газового потока.

Примером явно неустановившегося течения газа является движение газа в пульсирующем ВРД. В этом случае параметры газа меняются не только по длине двигателя, но и по времени.

### Распределение скоростей по поперечному сечению потока. Одномерное течение

Газы, как и жидкости, обладают вязкостью. Характеристикой вязкости является коэффициент вязкости  $\mu$ , определяемый соотношением

$$\tau = \mu \frac{\Delta w}{\Delta y},$$

где  $\tau$  — касательное усилие, отнесенное к единице площади и возникающее между двумя параллельно движущимися слоями газа или жидкости, расположенными на расстоянии  $\Delta y$  друг от друга;

$\Delta w$  — разность скоростей между этими слоями.

Вязкость газов много меньше вязкости жидкостей и проявляется только там, где имеется большая разность скоростей, например, непосредственно у поверхности обтекаемого тела. Частицы газа, прилегающие к этой поверхности, как бы прилипают к нему и остаются неподвижными.

По мере удаления от поверхности тела скорости частиц газа быстро возрастают, а затем остаются постоянными, равными скорости потока.

Тонкий слой газа, в котором происходит нарастание скорости от нуля до скорости свободного потока, называется *пограничным слоем*. Постепенное нарастание скорости в пограничном слое объясняется действием сил внутреннего трения в газе.

Толщина пограничного слоя у поверхности обтекаемого тела по направлению потока возрастает и при больших линейных размерах тела может достигать большой величины.

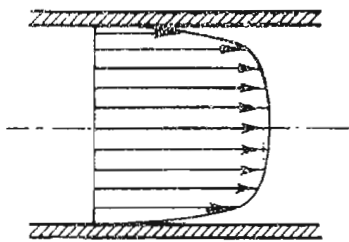
Движение газов и жидкостей, как известно из курса физики, может быть *ламинарным и турбулентным*. При ламинарном — слоевом — движении струйки газа не перемешиваются, при турбулентном — происходит интенсивное перемешивание объемов жидкости.

Ламинарное движение может быть как установившимся, так и неустановившимся. Турбулентное движение всегда является неустановившимся. Однако вследствие того, что перемешивание слоев жидкости происходит в объемах, существенно меньших, чем общие размеры потока, турбулентное движение можно в среднем рассматривать как установившееся.

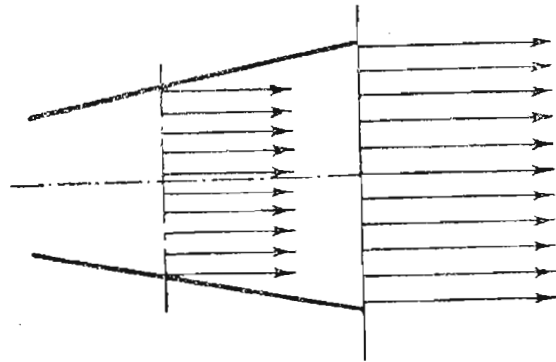
При течении газа вдоль стенки в пограничном слое на некоторой длине движение является ламинарным, а затем переходит в турбулентное. Переход движения от ламинарного в турбулентное зависит от условий течения газа.

Закон изменения скорости в пограничном слое по его толщине различен для ламинарного и турбулентного движения. В турбулентном пограничном слое вследствие интенсивного перемешивания слоев газа скорость нарастает значительно быстрее, чем в ламинарном слое.

Условия течения газа по соплу ракетного двигателя таковы, что пограничный слой всегда бывает турбулентным с быстрым на-



Фиг. 6.2. Распределение скоростей по поперечному сечению турбулентного потока.



Фиг. 6.3. Схема одномерного течения по соплу ракетного двигателя.

растанием скорости до полной скорости потока (фиг. 6.2). Поэтому при рассмотрении движения газа по соплу ЖРД пограничный слой обычно во внимание не принимается и считается, что в любой точке данного сечения скорость одна и та же, равная скорости в ядре потока, где влияние стенок не сказывается.

Сопло ракетного двигателя представляет собой канал переменного сечения, в котором должно возникнуть радиальное течение газа к оси канала в сужающейся части и от оси — в расширяющейся. Однако радиальными скоростями газа в сопле в первом приближении можно пренебречь.

Таким образом, в каждом сечении двигателя скорость принимается постоянной и равной скорости на оси канала (фиг. 6.3). Такое течение жидкости называется одномерным.

Если радиальную скорость не учитывать, то расчетная (теоретическая) скорость потока окажется выше действительной. Можно, следовательно, считать, что радиальное течение приводит к некоторой потере скорости истечения и удельной тяги двигателя. Эта потеря включается в общую сумму потерь, которыми сопровождается течение газа по соплу.

### Уравнение расхода

Рассмотрим два сечения, перпендикулярные направлению скорости одномерного потока (фиг. 6.4), и подсчитаем массу газа, проходящую через оба сечения за время  $\Delta t$ . Массовый расход определяется в этом случае объемным расходом  $S\omega\Delta t$ , умноженным на плотность  $\rho$ . Таким образом, масса газа, проходящая через первое сечение одномерного потока, будет  $\rho_1\omega_1S_1\Delta t$ , а через второе  $\rho_2\omega_2S_2\Delta t$ .

Но при установившемся движении за время  $\Delta t$  никакого изменения параметров газа в любой точке между первыми и вторыми сечениями произойти не может. Следовательно, накопления или уменьшения массы газа в объеме между сечениями не будет. Поэтому приход газа через сечение 1—1 должен равняться его расходу через сечение 2—2, откуда следует, что для одномерного газового потока при установившемся движении

$$\rho\omega S = \text{const.} \quad (6.3)$$

Полученное уравнение называется *уравнением расхода*. Оно представляет собой выражение закона сохранения массы для случая потока газа.

Для несжимаемой жидкости  $\rho = \text{const}$ ; при этом уравнение расхода принимает вид

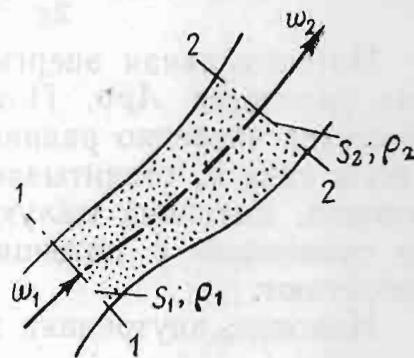
$$\omega S = \text{const.} \quad (6.4)$$

При малых скоростях газ может рассматриваться как несжимаемая жидкость. Из уравнения (6.4) следует, что в этом случае скорость изменяется обратно пропорционально площади поперечного сечения струйки. Для сжимаемого газа вследствие изменения плотности  $\rho$  картина изменяется не только количественно, но также и качественно: при сверхзвуковых скоростях в расширяющемся канале, как мы в дальнейшем увидим, скорость газа не убывает, а возрастает.

### Уравнение энергии

Рассмотрим энергетические соотношения, характерные для газового потока. Эти соотношения вытекают из закона сохранения энергии. Будем считать, что теплообмен между потоком и стенками (окружающей средой) отсутствует, т. е. будем рассматривать адиабатический газовый поток. В этом случае энергия  $E$  некоторой массы газа для любого сечения потока будет оставаться постоянной.

Подсчитаем величину  $E$  для 1 кг газа в каком-либо сечении потока.



Фиг. 6.4. К выводу уравнения расхода.

Энергия газа складывается из кинетической энергии, потенциальной энергии давления и веса, а также из внутренней (тепловой) энергии. Прежде всего, имея скорость движения  $w$ , газ обладает кинетической энергией, равной

$$\frac{mw^2}{2},$$

или для 1 кг газа  $\frac{w^2}{2g}$ , а в тепловых единицах  $\frac{Aw^2}{2g}$ .

Потенциальная энергия давления 1 кг газа в тепловых единицах равняется  $Arv$ . Потенциальная энергия веса  $mgz$  для 1 кг вещества численно равняется высоте расположения центра тяжести массы газа  $z$ , отсчитываемой от некоторого уровня. Для газовых потоков, имеющих малую плотность, потенциальной энергией веса по сравнению с потенциальной энергией давления обычно пренебрегают.

Наконец, внутренняя энергия газа

$$U = c_v T.$$

Таким образом, если пренебречь потенциальной энергией веса, общий запас энергии на 1 кг газа

$$E = \frac{Aw^2}{2g} + U + Arv.$$

Сумма внутренней энергии  $U$  и потенциальной энергии давления  $Arv$  называется теплосодержанием  $H$  (см. гл. V). Поэтому

$$E = \frac{Aw^2}{2g} + H. \quad (6.5)$$

Для адиабатического потока  $E = \text{const}$ , следовательно,

$$H + \frac{Aw^2}{2g} = \text{const}, \quad (6.6)$$

или, для двух произвольных сечений  $0-0$  и  $1-1$  струйки газа,

$$H_0 + \frac{Aw_0^2}{2g} = H_1 + \frac{Aw_1^2}{2g}. \quad (6.7)$$

Полученное уравнение представляет собой выражение закона сохранения энергии, утверждающего, что энергия не исчезает и не возникает вновь, а переходит из одного вида в другой. Уравнение (6.7) будем в дальнейшем сокращенно называть *уравнением энергии*.

Уравнение (6.7) часто используют для определения скорости газового потока

$$w_1 = \sqrt{w_0^2 + \frac{2g}{A}(H_0 - H_1)}. \quad (6.8)$$

Если рассматривается истечение газа из сосуда больших размеров, скорость  $w_0$  в котором мала, то

$$w_1 = \sqrt{\frac{2g}{A} (H_0 - H_1)}. \quad (6.9)$$

Представим уравнение энергии в другой форме, которая будет нам полезна в дальнейшем. Для этого, воспользовавшись приведенными в гл. V соотношениями, выразим теплосодержание газа через параметры состояния

$$H = \frac{k}{k-1} RT = \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho}.$$

Уравнение энергии можно теперь переписать в таком виде:

$$\frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} + \frac{w^2}{2} = \text{const.} \quad (6.10)$$

При выводе уравнения энергии для несжимаемой жидкости не следует учитывать тепловой энергии, так как при движении такой жидкости она не меняется. С другой стороны, вследствие большого удельного веса капельных жидкостей необходимо учитывать изменение потенциальной энергии веса. Уравнение сохранения энергии для несжимаемой жидкости записывается в следующем виде:

$$\frac{p}{\gamma} + \frac{w^2}{2g} + z = \text{const.} \quad (6.11)$$

Уравнение энергии для несжимаемой жидкости (6.11) носит название *уравнения Бернулли*.

## 2. ТЕЧЕНИЕ ГАЗОВОГО ПОТОКА ПО СВЕРХЗВУКОВОМУ СОПЛУ

### Скорость звука в газах

Весьма важной характеристикой газа является скорость распространения в нем звука.

Под скоростью звука понимается скорость распространения продольных колебаний в среде. При этом речь идет не только о колебаниях, воспринимаемых человеческим ухом, как звук, но и о колебаниях газа, частоты которых лежат за порогом слышимости.

Пусть в цилиндрической трубке (фиг. 6.5) заключена неподвижная масса газа с давлением  $p$ , плотностью  $\rho$  и температурой  $T$ . Пусть, далее, в левом конце трубки газу сообщен некоторый импульс, например, короткий толчок при помощи подвижного поршня. Газ вблизи поршня при этом сожмется, а затем, расширяясь, приведет в движение расположенные справа частицы газа. По трубке слева направо побежит волна.

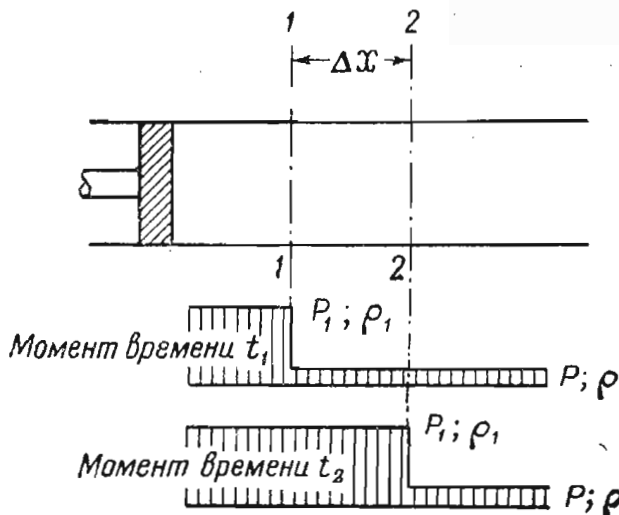
В некоторый момент  $t_1$  волна достигнет сечения 1—1. Через  $\Delta t$  секунд (в момент времени  $t_2$ ) она переместится в сечение 2—2.

За сечением 2—2 давление газа будет то же, что было до сообщения газу импульса. Левее сечения 2—2 давление будет большим, чем в невозмущенном газе. Обозначим его через  $p_1$  ( $p_1 > p$ ).

Скорость распространения волны будет, очевидно,

$$a = \frac{\Delta x}{\Delta t},$$

где  $\Delta x$  — расстояние между сечениями 1—1 и 2—2.



Фиг. 6.5. К выводу выражения для скорости звука.

Увеличение массы газа в объеме трубки, соответствующем участку  $\Delta x$ , происходит за счет втекания в этот объем слева некоторой массы газа с некоторой скоростью  $w$ . Величина этой массы

$$\Delta M = \rho_1 S w \Delta t,$$

где  $S$  — площадь сечения трубки;

$\rho_1$  — плотность газа слева от фронта волны.

С другой стороны, увеличение массы газа может быть выражено через изменение плотности в объеме  $S \Delta x$

$$\Delta M = (\rho_1 - \rho) S \Delta x.$$

Приравнивая правые части двух последних выражений, найдем

$$w = \frac{\rho_1 - \rho}{\rho_1} a. \quad (6.12)$$

Чтобы исключить неизвестную скорость  $w$ , воспользуемся теоремой количества движения.

Масса газа в объеме  $S \Delta x$  будет  $\rho S \Delta x$ . Указанная масса за время  $\Delta t$  приходит в движение со скоростью  $w$ . Изменение количества движения при этом должно равняться импульсу силы

$$\rho S (w - 0) \Delta x = (p_1 - p) S \Delta t,$$

откуда

$$\rho_1 - \rho = \rho w a.$$

Подставив в это равенство выражение (6.12) для  $w$ , получим

$$a = \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho} \frac{p_1 - p}{\rho_1 - \rho}}. \quad (6.13)$$

Для слабых возмущений газа, какими являются звуковые колебания,  $\rho_1$  не сильно отличается от  $\rho$ , а  $p_1$  от  $p$

$$\begin{aligned} \rho_1 &= \rho + \Delta\rho; \\ p_1 &= p + \Delta p \end{aligned} \quad (6.14)$$

и

$$a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta\rho}}. \quad (6.15)$$

Величина  $\frac{\Delta p}{\Delta\rho}$  зависит от процесса сжатия газа. Ньютон, впервые получивший в 1687 г. это выражение, полагал, что температура газа при прохождении в нем волны остается неизменной. В этом случае

$$\frac{p}{\rho} = \text{const},$$

откуда

$$\frac{\Delta p}{\Delta\rho} = \frac{p}{\rho},$$

и

$$a = \sqrt{\frac{p}{\rho}}.$$

Эта формула дает значение скорости звука в воздухе почти на 15% меньше, чем получаем из опыта. Ньютон в свое время объяснил это расхождение присутствием в атмосфере взвешенных твердых частиц и паров воды.

Много позже, в 1810 г., Лаплас указал, что процесс сжатия газа при прохождении волны следует рассматривать не как изотермический, а как адиабатический, поскольку при быстрых сжатиях и расширениях газа теплообмен в газе не успевает произойти.

В случае адиабатического процесса в волне

$$\begin{aligned} p &= \rho^k \text{ const}, \\ \Delta p &= k\rho^{k-1} \Delta\rho \text{ const}. \end{aligned}$$

Отсюда

$$\frac{\Delta p}{\Delta\rho} = k \frac{p}{\rho}$$

и

$$a = \sqrt{k \frac{p}{\rho}}, \quad (6.16)$$

или, в соответствии с уравнением состояния  $p = \rho gRT$ ,

$$a = \sqrt{kgRT}. \quad (6.17)$$

Последние две формулы дают для скорости звука более высокие значения, хорошо согласующиеся с опытом.



Таким образом, скорость звука в газе зависит не от абсолютного значения давления и плотности, а от их отношения, т. е. от температуры.

Для воздуха  $k=1,4$ ;  $R=29,27$  кгм/кг град, и выражение для скорости звука принимает вид

$$a = 20,1 \sqrt{T}.$$

Скорость звука в воздухе при  $0^\circ$  С равняется 330 м/сек. Для продуктов сгорания в камере ракетного двигателя при  $T=3000^\circ$  абс.,  $k=1,2$  и  $R=34$  кгм/кг град скорость звука  $a=1100$  м/сек.

Скорость звука имеет четкий физический смысл, представляя собой скорость распространения слабых возмущений в газе. Кроме того, скорость звука имеет также и определенный энергетический смысл. Для выяснения его выпишем выражения для квадрата скорости звука и величины теплосодержания газа

$$a^2 = kgRT;$$

$$H = \frac{k}{k-1} ART.$$

Исключив из этих двух уравнений величину  $T$ , найдем

$$a^2 = \frac{A}{g} \frac{1}{k-1} H.$$

Полученное выражение означает, что квадрат скорости звука является мерой теплосодержания газа.

Понятие скорости звука имеет громадное значение в аэродинамике и газодинамике. Обтекание тел газом, истечение газов через трубы и насадки и вообще характер любого вида движения газа изменяется в зависимости от отношения скорости газа к скорости звука в газе. В зависимости от величины этого отношения принято говорить о дозвуковых и сверхзвуковых режимах истечения и скоростях полета. Отношение скорости потока к скорости звука принято обозначать во всех аэродинамических и газодинамических расчетах буквой  $M$  и называть «числом  $M$ »

$$M = \frac{w}{a}. \quad (6.18)$$

Впервые (в 1868 г.) отношение скорости газа (или тела, движущегося в газе) к скорости звука было введено в научный обиход русским ученым-баллистиком Н. В. Маиевским. Позднее оно было использовано также австрийским физиком Махом и широко известно в технике под названием числа Маха.

Вернемся к выражению (6.13).

Если давление  $p_1$  и плотность  $\rho_1$  заметно отличаются от давления  $p$  и плотности  $\rho$  в невозмущенном газе, то волна возмущения

называется сильной, или ударной, волной в отличие от слабой акустической (звуковой) волны. Скорость распространения ударной волны

$$a_{уд} = \sqrt{\frac{\rho + \Delta\rho}{\rho} \frac{\Delta p}{\Delta\rho}}. \quad (6.19)$$

Из сравнения выражений (6.15) и (6.19) следует, что скорость распространения ударной волны всегда больше скорости звука.

Если газу сообщить сильное возмущение, т. е. вызвать в нем большую разность давлений  $p_1 - p$ , то образовавшаяся волна при своем распространении будет частично рассеивать сообщенную газу энергию. Сила волны, измеряемая разностью давлений  $p_1 - p$ , будет убывать. Соответственно будет убывать ее скорость, и ударная волна через некоторое время превратится в слабую волну, распространяющуюся со скоростью звука.

### Максимальная скорость истечения

Представим себе сосуд, например, камеру сгорания ракетного двигателя, внутри которого находится неподвижный газ ( $w_0 = 0$ ) с неизменными параметрами  $p_0, \rho_0, T_0$ . Пусть из этого сосуда через отверстие происходит истечение газа в область, где параметры газа будут  $p, \rho, T$ .

Из уравнения энергии следует, что скорость газа будет наибольшей в тех сечениях струи, где будет наименьшим его теплосодержание. Максимальная скорость получится, если все теплосодержание превратится в кинетическую энергию струи истекающего газа. При этом абсолютная температура газа должна стать равной нулю. Из уравнения адиабатического процесса, каковым считается истечение газа из сосуда,

$$T = T_0 \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (6.20)$$

следует, что для получения температуры газа, равной нулю, необходимо, чтобы и давление в газовом потоке  $p$  также равнялось нулю. Таким образом, максимальная скорость газа может быть получена при истечении в вакуум.

Согласно выражению (6.9) величина максимальной скорости

$$w_{\max} = \sqrt{\frac{2g}{A} H_0},$$

где  $H_0$  — теплосодержание неподвижного газа в сосуде.

Величину  $w_{\max}$  можно выразить через параметры состояния и скорость звука в неподвижном газе

$$w_{\max} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_0}{\rho_0}} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} gRT_0} = a_0 \sqrt{\frac{2}{k-1}}. \quad (6.21)$$

Для воздуха при комнатной температуре  $w_{\max} \approx 750$  м/сек, для продуктов сгорания топлива ракетного двигателя ( $T_0 = 3000^\circ$  абс.,  $R = 34$  кгм/кг град,  $k = 1,2$ )  $w_{\max} \approx 3500$  м/сек.

Максимальная скорость истечения, как следует из формулы (6.21), зависит только от температуры  $T_0$  и не зависит от давления. С энергетической точки зрения это совершенно ясно. Максимальная скорость имеет место при полном превращении в кинетическую энергию всего начального теплосодержания газа, а величина теплосодержания определяется только его начальной температурой. При максимальной скорости происходит полное преобразование теплового хаотического движения молекул в направленное движение потока.

На первый взгляд казалось бы, что с увеличением давления скорость потока  $w_{\max}$  должна была бы возрасти, поскольку, говоря условно, возрастает сила, выталкивающая газ из сосуда. Однако с ростом давления увеличивается в той же мере (при  $T_0 = \text{const}$ ) плотность  $\rho_0$  и, следовательно, масса, заключенная в единице объема. Понятно, что увеличенное давление сообщает увеличенной в той же мере массе одну и ту же скорость  $w_{\max}$ .

### Зависимость параметров газа от местной скорости потока

Рассмотрим, как будут меняться параметры движущегося газа в зависимости от скорости потока.

Напишем уравнение энергии для двух состояний потока

$$\frac{k}{k-1} gRT_0 = \frac{w^2}{2} + \frac{k}{k-1} gRT.$$

Здесь  $w$  и  $T$  относятся к некоторому произвольному сечению, а  $T_0$  представляет собой температуру газа при  $w = 0$ . Для температуры  $T$  получается следующее выражение:

$$T = T_0 \left( 1 - \frac{w^2}{\frac{2k}{k-1} gRT_0} \right),$$

или

$$T = T_0 \left( 1 - \frac{w^2}{w_{\max}^2} \right), \quad (6.22)$$

следовательно, чем больше скорость газа в потоке, тем ниже его температура.

При адиабатическом течении газа

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{1}{k-1}};$$

$$\frac{p}{p_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Следовательно,

$$p = p_0 \left( 1 - \frac{w^2}{w_{\max}^2} \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad (6.23)$$

$$\rho = \rho_0 \left( 1 - \frac{w^2}{w_{\max}^2} \right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (6.24)$$

Таким образом, и давление, и плотность газа с увеличением скорости потока уменьшаются. При достижении максимальной скорости, в частности, давление и плотность газа обращаются в нуль.

### Зависимость местной скорости звука от скорости потока. Критическая скорость

Как мы уже знаем, скорость звука в газе определяется только его температурой. Но температура газа в различных точках потока может быть различной. Следовательно, различной будет и скорость звука. Поэтому для движущегося потока следует говорить не только о местной скорости, температуре, давлении и плотности, но и о местной скорости звука.

Уравнение энергии после введения понятия максимальной скорости можно записать следующим образом:

$$\frac{w^2}{2} + \frac{k}{k-1} gRT = \frac{w_{\max}^2}{2}. \quad (6.25)$$

Отсюда, принимая во внимание, что  $kgRT = a^2$ , получаем

$$a = \sqrt{\frac{k-1}{2} (w_{\max}^2 - w^2)}. \quad (6.26)$$

Зависимость скорости звука от скорости газа показана на фиг. 6.6. При  $w = w_{\max}$  скорость звука падает до нуля, поскольку при этом  $T=0$ .

Скорость потока может быть и больше и меньше местной скорости звука. Скорость потока, равная местной скорости звука, называется *критической скоростью*. Ее можно найти из выражения (6.26), положив  $a = w = w_{\text{кр}}$

$$w_{\text{кр}}^2 = \frac{k-1}{k+1} w_{\max}^2.$$

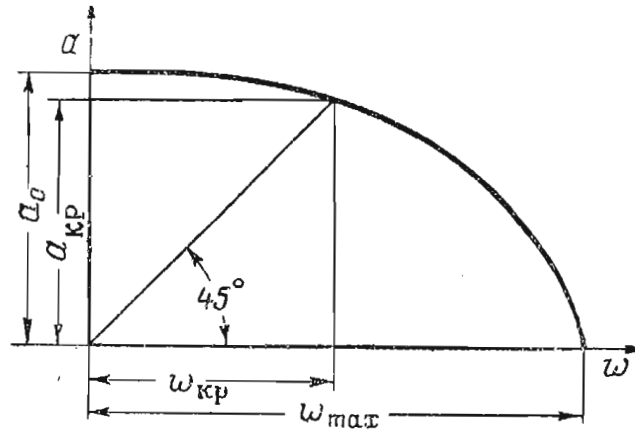
Но так как

$$\omega_{\max}^2 = \frac{2k}{k-1} gRT_0,$$

то

$$\omega_{\text{кр}}^2 = \frac{2k}{k+1} gRT_0 = \frac{2}{k+1} a_0^2. \quad (6.27)$$

Таким образом, величина  $\omega_{\text{кр}}$  зависит только от температуры газа в сосуде, из которого происходит истечение.



Фиг. 6.6. Зависимость скорости звука в газе от скорости потока.

Найдем местные параметры газа при критической скорости. Согласно выражению (6.22)

$$T_{\text{кр}} = T_0 \left( 1 - \frac{\omega_{\text{кр}}^2}{\omega_{\max}^2} \right),$$

или, поскольку  $\omega_{\text{кр}}^2 = \frac{k-1}{k+1} \omega_{\max}^2$ ,

$$T_{\text{кр}} = T_0 \frac{2}{k+1}. \quad (6.28)$$

Учитывая выражения (6.23) и (6.24), получим также

$$\frac{p_{\text{кр}}}{p_0} = \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad (6.29)$$

$$\frac{\rho_{\text{кр}}}{\rho_0} = \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (6.30)$$

В частности, для воздуха ( $k=1,4$ )

$$p_{кр} = 0,528 p_0;$$

$$T_{кр} = 0,833 T_0;$$

$$\rho_{кр} = 0,634 \rho_0;$$

для продуктов сгорания ракетного двигателя ( $k=1,2$ )

$$p_{кр} = 0,565 p_0;$$

$$T_{кр} = 0,909 T_0;$$

$$\rho_{кр} = 0,621 \rho_0.$$

Таким образом, для получения сверхзвукового воздушного потока, вытекающего в атмосферу, в камере необходимо иметь давление, примерно в два раза превышающее атмосферное.

### Форма сверхзвукового сопла

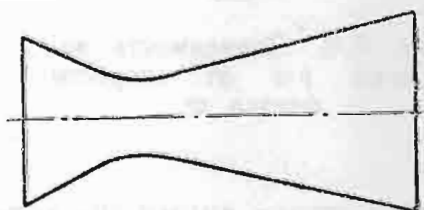
До сих пор мы говорили о зависимости параметров потока газа от скорости, но не рассматривали вопроса о том, как создать эту скорость.

Широко известно, что для несжимаемой жидкости или газа увеличения скорости можно достичь сужением канала. Однако опыт показывает, что в сужающемся канале нельзя получить скорости газа больше критической. Сверхзвуковые скорости течения газа можно получить при помощи сопла Лаваля, представляющего собой канал, сечение которого сначала уменьшается, а затем увеличивается (фиг. 6.7).

Было обнаружено, что если через сопло Лаваля пропускать газ так, чтобы в самом узком сечении достигалась критическая скорость, то в дальнейшем, за горловиной, скорость потока  $w$  начинает возрастать. Таким образом, опытным путем было установлено, что для сверхзвуковых потоков существует правило течения, прямо противоположное правилу течения дозвуковых потоков. Иначе говоря, поток, текущий с дозвуковой скоростью, в сужающемся канале ускоряется, а в расширяющемся замедляется. Сверхзвуковой же поток, наоборот, в сужающемся канале замедляется, а в расширяющемся ускоряется.

Рассмотрим этот вопрос подробнее. Напишем уравнение расхода (6.3) в виде

$$S = \frac{\text{const}}{\rho w}. \quad (6.31)$$



Фиг. 6.7. Форма сопла Лаваля.

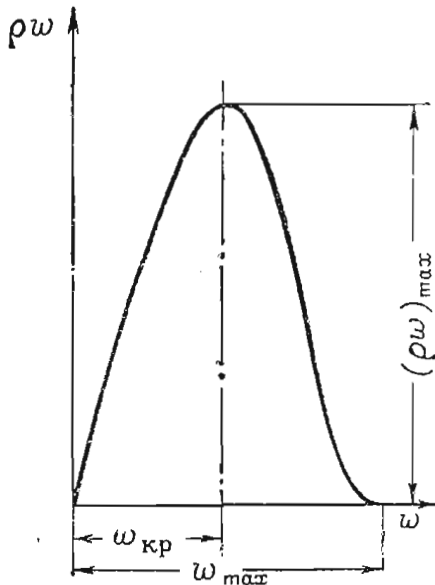
Для несжимаемой жидкости ( $\rho = \text{const}$ ) скорость обратно пропорциональна площади проходного сечения. Для сжимаемого газа при малых скоростях плотность  $\rho$ , как это следует из формулы (6.25), с увеличением скорости падает, но падает настолько незначительно, что характер течения газа качественно остается тем же, что и для несжимаемой жидкости, и площадь сечения потока с увеличением скорости уменьшается. При больших же, сверхзвуковых, скоростях величина  $\rho$  с увеличением скорости уменьшается быстрее, чем возрастает  $w$ . Следовательно, сечение потока  $S$  в этом случае должно возрастать.

Рассмотрим зависимость  $\rho w$  от  $w$ . Согласно выражению (6.24)

$$\rho = \rho_0 \left( 1 - \frac{w^2}{w_{\max}^2} \right)^{\frac{1}{k-1}},$$

следовательно,

$$\rho w = \rho_0 w \left( 1 - \frac{w^2}{w_{\max}^2} \right)^{\frac{1}{k-1}}.$$



Фиг. 6.8. Зависимость величины  $\rho w$  от скорости потока  $w$ .

Величину  $\rho w$  можно назвать массовым удельным расходом, понимая под этим расход массы газа в единицу времени через единицу площади проходного сечения. При  $w=0$  удельный расход обращается в нуль. При  $w = w_{\max}$  он также обращается в нуль, так как при этом плотность  $\rho$  становится равной нулю. В промежутке

между этими двумя предельными значениями скорости существует, очевидно, максимум функции.

На фиг. 6.8 показана зависимость удельного расхода от скорости.

Посмотрим, при каком значении скорости имеет место максимум удельного расхода. Дифференцируя выражение для  $\rho w$  по  $w$  и приравнявая производную нулю, получим

$$\rho_0 \left( 1 - \frac{w^2}{w_{\max}^2} \right)^{\frac{1}{k-1}} - \rho_0 w^2 \frac{1}{k-1} \left( 1 - \frac{w^2}{w_{\max}^2} \right)^{\frac{1}{k-1}-1} \frac{2}{w_{\max}^2} = 0,$$

откуда

$$\left( 1 - \frac{w^2}{w_{\max}^2} \right)^{\frac{1}{k-1}-1} \left[ 1 - \frac{w^2}{w_{\max}^2} - \frac{2}{k-1} \frac{w^2}{w_{\max}^2} \right] = 0. \quad (6.32)$$

Следовательно, или  $w = w_{\max}$ , или выражение, стоящее в квадратных скобках (6.32), равняется нулю.

В первом случае  $\rho w = 0$ , и мы получаем минимум, показанный на кривой фиг. 6.8. Во втором случае при

$$w^2 = \frac{k-1}{k+1} w_{\max}^2 \quad (6.33)$$

удельный расход  $\rho w$  достигает максимального значения.

Но скорость, определяемая соотношением (6.33), есть не что иное, как критическая скорость, равная местной скорости звука. Точка максимума на кривой фиг. 6.8 отделяет, следовательно, дозвуковые скорости потока от сверхзвуковых.

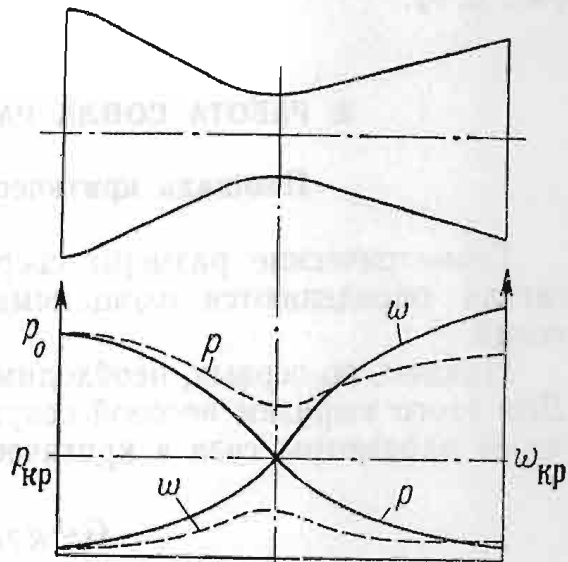
Теперь, рассматривая кривую  $\rho w$ , нетрудно установить, как должно изменяться поперечное сечение канала, для того чтобы достичь сверхзвуковых скоростей. Площадь сечения согласно (6.31) должна сначала уменьшаться, а затем возрастать. Там, где величина  $\rho w$  имеет максимальное значение, площадь сечения  $S$  должна быть минимальной. Здесь достигается местная скорость звука и критическая скорость. Поэтому минимальное сечение сопла и называется критическим сечением.

Таким образом, мы видим, что в сопле Лавалья возможно достижение сверхзвуковых скоростей. Впрочем, это возможно не всегда. Если разность давления на входе и выходе сопла будет недостаточной для создания критической скорости в узком сечении, получить сверхзвуковую скорость не удастся.

На фиг. 6.9 показаны возможные случаи работы сопла. Кривые, проведенные сплошными линиями, соответствуют основному рабочему случаю. Отношение давления на выходе к давлению на входе меньше критического отношения

$$\frac{p}{p_0} < \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

При этом давление в газе непрерывно падает, а скорость возрастает.



Фиг. 6.9. Изменение параметров потока вдоль сверхзвукового сопла при различных значениях параметров газа на входе.



В тех случаях, когда отношение давлений

$$\frac{p}{p_0} > \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

т. е. когда давление на выходе сопла оказывается слишком большим или на входе слишком малым, критическая скорость в узком сечении сопла не будет достигнута, хотя скорость здесь и будет максимальной. В расширяющейся части сопла скорость будет уменьшаться, а давление возрастать (пунктирные кривые на фиг. 6.9).

### 3. РАБОТА СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

#### Площадь критического сечения сопла

Геометрические размеры сверхзвукового сопла ракетного двигателя определяются площадями критического и выходного сечений.

Найдем, во-первых, необходимую площадь критического сечения. Для этого выразим весовой секундный расход топлива (газов)  $G$  через параметры газа в критическом сечении сопла

$$G = g \rho_{кр} \omega_{кр} S_{кр}.$$

Но согласно (6.30) и (6.27)

$$\rho_{кр} = \rho_0 \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad \text{и} \quad \omega_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} g R T_0}.$$

Поэтому

$$G = g \rho_0 S_{кр} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} g R T_0}. \quad (6.34)$$

Так как

$$\rho_0 = \frac{p_0}{g R T_0},$$

то

$$G = \frac{p_0 S_{кр}}{\sqrt{R T_0}} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} g}. \quad (6.35)$$

Уравнение (6.35) связывает расход газов  $G$  с площадью критического сечения сопла  $S_{кр}$  и параметрами газа  $p_0$  и  $T_0$  в камере сгорания. Последние, как мы уже знаем, определяются из расчета сгорания в ЖРД.

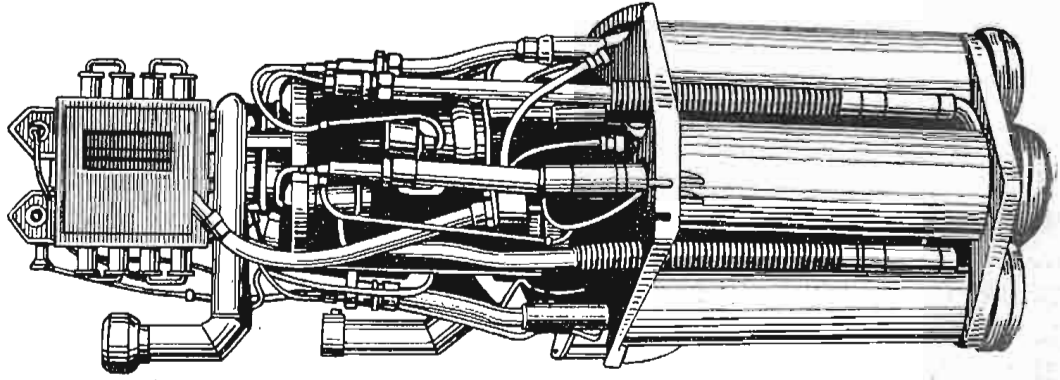
Из уравнения (6.35), кстати, видно, что увеличение давления  $p_0$  приводит к пропорциональному увеличению расхода  $G$ , в то время как скорость истечения  $w_{кр}$  при этом не изменяется. Таким образом, объемный расход газа через критическое сечение  $w_{кр} S_{кр}$ , а значит и через все сопло, при неизменной температуре в камере остается неизменным. Значит, при повышенном давлении расход  $G$  увеличивается только благодаря увеличению плотности газа  $\rho$  в потоке. При постоянной температуре увеличение плотности приводит к пропорциональному увеличению давления во всех точках потока. Отметим, что увеличение температуры  $T_0$  при неизменном расходе газа также приводит к возрастанию давления в камере и в сопле.

Как следует из выражения (6.35), при увеличении давления в камере величина заданного расхода  $G$  может быть получена при меньшем размере критического сечения  $S_{кр}$ , что приводит к уменьшению всех прочих размеров сопла.

Состав продуктов сгорания влияет на потребную площадь сечения сопла через величины показателя адиабаты  $k$  и газовой постоянной  $R$ . Чем больше в продуктах сгорания содержится веществ с малым числом атомов в молекуле и с малым молекулярным весом, для которых характерны большие значения  $k$ , тем меньше при данной площади сечения  $S_{кр}$  расход газов через сопло.

Во многих типах ракетных двигателей (в частности, в самолетных) необходимо регулировать тягу двигателя. Проще всего это сделать, изменяя расход топлива  $G$ . Однако такое регулирование тяги, особенно, если оно осуществляется в широких пределах изменения расхода, приводит к значительному изменению давления в камере. Уменьшение давления в камере неблагоприятно сказывается на процессе горения и, в частности, может вызвать вибрационное горение. Уменьшение давления в камере приводит также к ухудшению работы сопла (см. ниже, стр. 202). Поэтому если необходимо регулировать тягу в широких пределах, то для сохранения в камере постоянного давления сопло двигателя должно выполняться с переменным критическим сечением.

Механизация сопла (регулирование критического сечения в процессе работы двигателя) представляет собой весьма трудную задачу. Поэтому практически этот вопрос решается путем создания двигателей с несколькими камерами сгорания. При необходимости уменьшения тяги одна или несколько камер выключаются из работы, а оставшиеся продолжают работать с нормальным или близким к нормальному давлениями в камере сгорания. Известны двигатели с двумя и даже четырьмя камерами (фиг. 6.10).



Фиг. 6.10. Внешний вид четырехкамерного двигателя.

### Площадь выходного сечения сопла

Выше было показано, что получение максимальной скорости истечения  $w_{\max}$  связано с полным расширением газа до  $p=0$  и, следовательно, требует бесконечно большого размера площади выходного сечения сопла  $S_a$ . Это очень существенное обстоятельство, так как теперь мы видим, что для получения максимальной скорости одного наличия вакуума в окружающей среде недостаточно. Это и понятно, так как для достижения максимальной скорости необходимо охладить газ до  $T=0$  в самом потоке, т. е. получить вакуум не в окружающей среде, а на срезе сопла двигателя.

Стремление увеличить скорость истечения может привести к нерациональному возрастанию размеров и веса сопла. По этой причине максимальная скорость остается практически недостижимой, а величина скорости истечения устанавливается с учетом рациональных размеров сопла двигателя.

Найдем связь между размерами выходного сечения сопла  $S_a$ , скоростью истечения  $w_a$  и давлением газа на выходе из сопла  $p_a$ . Для этого выразим скорость истечения  $w_a$ , воспользовавшись уравнением (6.9), через теплосодержание газа в камере сгорания и на выходе из двигателя

$$w_a = \sqrt{\frac{2g}{A} (H_0 - H_a)}.$$

Так как

$$H_a = c_p T_a;$$

$$T_a = T_0 \left( \frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}};$$

$$c_p = \frac{k}{k-1} AR,$$

то скорость истечения

$$w_a = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_0 \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (6.36)$$

Выразим далее секундный расход топлива  $G$  через параметры газа в выходном сечении сопла

$$G = g \rho_a w_a S_a.$$

Учитывая, что

$$\rho_a = \rho_0 \left( \frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{1}{k}},$$

а также используя выражение (6.36), найдем

$$G = g \rho_0 S_a \left( \frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT_0 \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (6.37)$$

Приравнивая правую часть (6.37) правой части формулы (6.34), получим

$$\frac{S_a}{S_{кр}} = \frac{\sqrt{\frac{k-1}{2} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}{\sqrt{\left( \frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{k+1}{k}}}}. \quad (6.38)$$

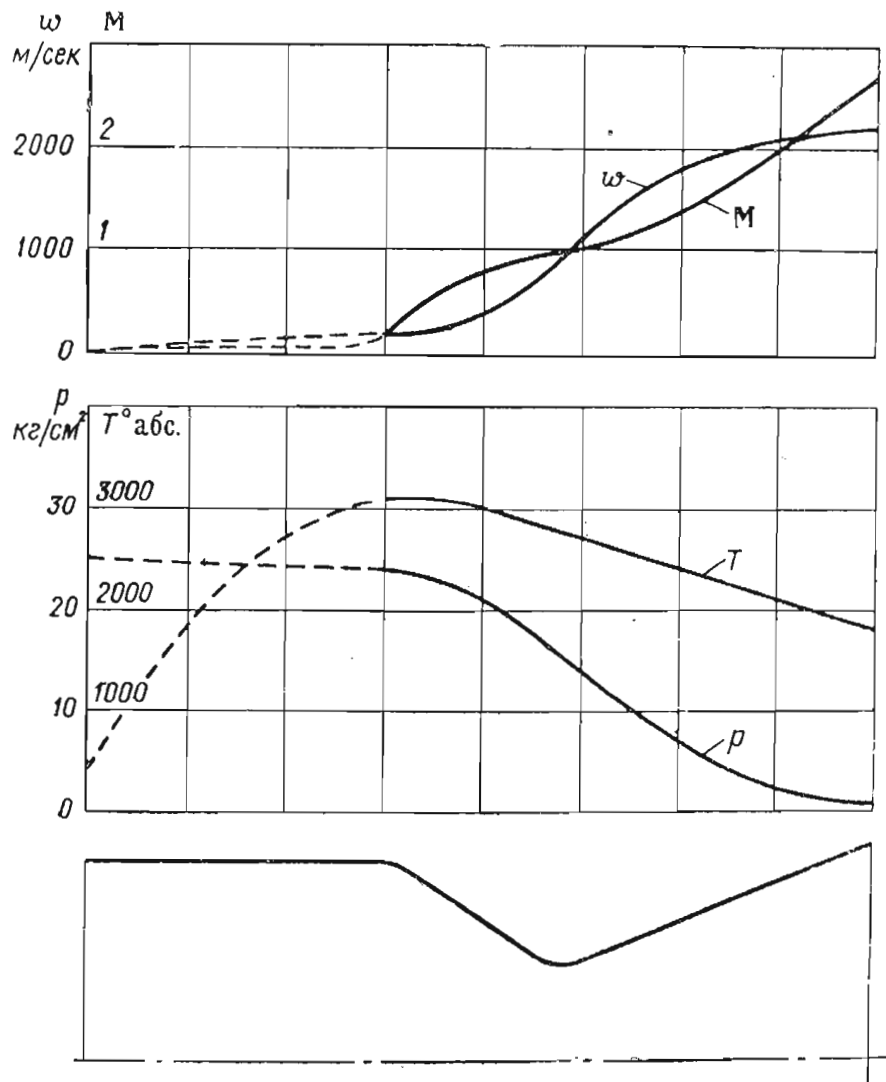
Как видно из формулы (6.38), отношение давлений  $\frac{p_0}{p_a}$  для данного газа с постоянным показателем адиабаты  $k$  зависит только от отношения  $\frac{S_a}{S_{кр}}$ . Последнее будем называть уширением сопла.

Соотношение (6.38) позволяет определить параметры газа в любом сечении сопла  $S_x$ . Для этого следует заменить в (6.38)  $S_a$  на  $S_x$ , а  $p_a$  — на  $p_x$ . Зная величины  $S_x$  и  $S_{кр}$ , можно подсчитать в данном сечении  $\frac{p_x}{p_0}$ , а затем по формулам адиабатического процесса

найти и все остальные параметры потока в сечении с площадью  $S_x$ .

Уравнение (6.38) годится как для дозвуковой, так и для сверхзвуковой части сопла. Таким образом, мы получаем возможность установить закон изменения параметров газового потока по длине всего сопла.

Типичный график изменения параметров газового потока вдоль газового тракта ракетного двигателя представлен на фиг. 6.11. Изменение параметров газа по длине камеры сгорания показано



Фиг. 6.11. Изменение параметров газового потока по длине ракетного двигателя, работающего на азотной кислоте и керосине ( $k=1.2$ ).

пунктиром, поскольку здесь эти зависимости недостаточно ясны. Из приведенного графика видно, что наиболее быстрое изменение параметров (кроме числа  $M$ ) происходит в районе критического сечения сопла. В расширяющейся части сопла изменение параметров протекает все более и более медленно.

#### Уширение сопла. Термический к. п. д. ракетного двигателя

Полученные выше выражения для параметров газового потока позволяют дать оценку степени использования в ракетном двигателе теплосодержания газа.

При движении по соплу скорость, а следовательно, и кинетическая энергия потока возрастают. Рост кинетической энергии сопровождается соответственным уменьшением теплосодержания газа и чем большую скорость приобретает газ на выходе из сопла, тем большая доля его теплосодержания переходит в полезную кинетическую энергию истечения.

Полное превращение всей тепловой энергии в кинетическую, т. е. достижение на срезе сопла максимальной скорости  $w_{\max}$ , как мы уже знаем, невозможно. Это потребовало бы создания сопла с бесконечно большими размерами выходного сечения. Следовательно, в реальных двигателях приходится ограничиваться использованием только части всей тепловой энергии. При этом чем больше уширение сопла, т. е. отношение  $\frac{S_a}{S_{\text{кр}}}$ , тем ниже температура и давление газа на выходе из сопла, тем меньшая доля полного запаса энергии теряется с газовым потоком, покидающим сопло.

Степень превращения тепловой энергии в кинетическую характеризуется термическим коэффициентом полезного действия двигателя  $\eta_t$ . Естественно определить термический к. п. д. как отношение кинетической энергии газового потока к тому теплосодержанию, которое газ имеет на входе в сопло

$$\eta_t = \frac{A \frac{w_a^2}{2g}}{H_0}.$$

Так как согласно уравнению энергии

$$A \frac{w_a^2}{2g} = H_0 - H_a,$$

то

$$\eta_t = \frac{H_0 - H_a}{H_0} = 1 - \frac{H_a}{H_0}.$$

Обычно термический к. п. д. выражается через отношение давлений на входе в сопло и на выходе из него  $\frac{p_0}{p_a}$  или обратную этому отношению величину  $\frac{p_a}{p_0}$

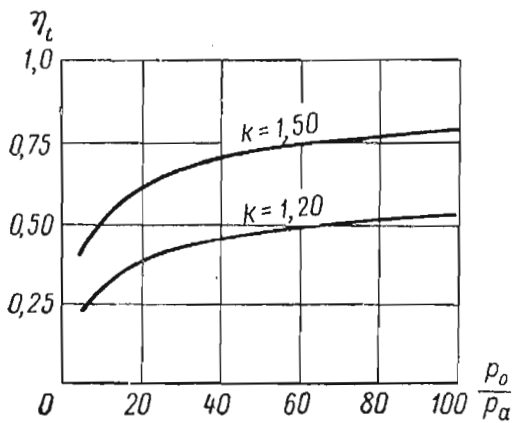
$$\eta_t = 1 - \left( \frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}}. \quad (6.39)$$

Зависимость величины термического к. п. д. двигателя от перепада давлений и показателя адиабаты представлена на фиг. 6.12.

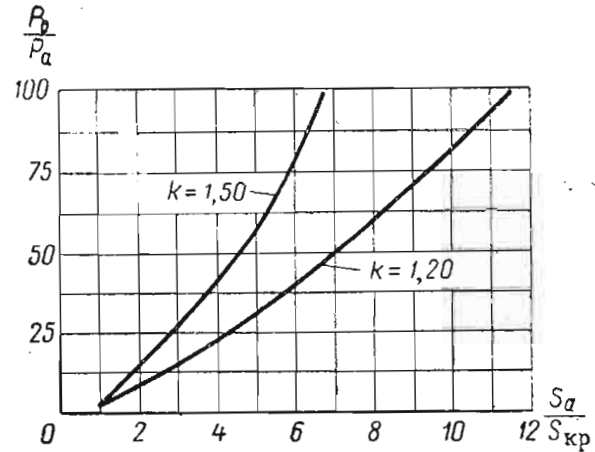
Отметим также, что термический к. п. д. может быть выражен и как отношение квадрата скорости истечения к квадрату максимальной скорости.

Отношение давлений  $\frac{p_0}{p_a}$  непосредственно связано с величиной  $\frac{S_a}{S_{кр}}$  по формуле (6.38). Влияние на связь этих величин оказывает значение показателя адиабаты продуктов сгорания. На фиг. 6.13 представлена зависимость  $\frac{p_0}{p_a}$  от  $\frac{S_a}{S_{кр}}$  для двух значений  $k$ .

Отношение  $\frac{p_0}{p_a}$  является одним из исходных параметров при проектировании сопла.



Фиг. 6.12. Зависимость термического к. п. д. ракетного двигателя от отношения давлений в сопле  $\frac{p_0}{p_a}$  для двух значений  $k$ .



Фиг. 6.13. Зависимость отношения давлений в сопле  $\frac{p_0}{p_a}$  от уширения сопла для двух значений  $k$ .

Вычисление термического к. п. д. по формуле (6.39) возможно только в том случае, когда давление на срезе сопла равно давлению в атмосфере. В противном случае должны применяться иные, более сложные соотношения, в которых учитывается влияние на работу двигателя избыточного статического давления или разрежения на срезе сопла.

Кривые фиг. 6.12 и 6.13 показывают, что величина  $k$  сильно влияет на размеры сопла и термический к. п. д. При этом возрастание показателя адиабаты продуктов сгорания приводит к уменьшению размеров сопла и повышению термического к. п. д. Таким образом, увеличение  $k$  благотворно сказывается на размерах критической части сопла и степени использования тепловой энергии в двигателе.

### Влияние рекомбинации газов и догорания топлива на течение газа по соплу ракетного двигателя

До сих пор мы говорили о течении по соплу газа постоянного состава. Однако во время движения продуктов сгорания по соплу в них происходит процесс частичной рекомбинации диссоциирован-

ных газов и догорание топлива, не сгоревшего в камере, что сопровождается выделением тепла. Кроме того, в сопле меняется состав газа. Это непосредственно сказывается на величинах газовой постоянной  $R$  и показателя адиабаты  $k$ . Изменение состава газа на процесс расширения влияет, однако, не сильно. Наиболее существенным является выделение в сопле дополнительного количества тепловой энергии.

Выведенное ранее уравнение энергии в связи со сказанным должно быть соответствующим образом изменено. В общий запас энергии необходимо ввести также и химическую энергию. Для этого теплосодержание продуктов сгорания  $H$  в уравнении (6.5) следует заменить полным теплосодержанием  $I$  и полагать, как и раньше,

$$E = I + \frac{Aw^2}{2g} = \text{const},$$

или для двух состояний, соответствующих сечениям  $0-0$  и  $a-a$

$$I_0 + \frac{Aw_0^2}{2g} = I_a + \frac{Aw_a^2}{2g}.$$

Уравнение (6.8) для расчета скорости будет иметь вид

$$w_a = \sqrt{w_0^2 + \frac{2g}{A}(I_0 - I_a)}.$$

В частности, для скорости истечения из сопла ракетного двигателя получим выражение

$$w_a = \sqrt{\frac{2g}{A}(I_0 - I_a)}.$$

Полное теплосодержание продуктов сгорания в камере  $I_0 = I_{п.с}$  определяется из расчета процесса сгорания. При отсутствии тепловых потерь

$$I_{п.с} = I_{т.}$$

Полное теплосодержание продуктов сгорания на срезе сопла  $I_a$  определяется так же, как и полное теплосодержание в камере, по их температуре и составу.

Совершенно очевидно, что скорость истечения с учетом рекомбинации и догорания будет большей по сравнению с величиной  $w_a$ , вычисленной в предположении неизменности состава газовой смеси, текущей по соплу. Термический к. п. д. двигателя может быть в этих условиях определен по формуле

$$\eta_t = \frac{I_0 - I_a}{K_G},$$

где  $K_G$  — весовая теплотворная способность топлива.



### Формы сопел ракетных двигателей

Известные в настоящее время жидкостные ракетные двигатели характеризуются следующими основными параметрами.

Давление в камере сгорания находится в пределах 16—35 кг/см<sup>2</sup>. Увеличение давления в камере при прочих равных условиях приводит к увеличению удельной тяги, к уменьшению размеров критического сечения сопла, а следовательно, и всех других размеров, и к некоторому уменьшению размеров камеры сгорания. Поэтому в дальнейшем можно ожидать увеличения давления в камерах сгорания ракетных двигателей.

Отношения давлений  $\frac{p_0}{p_a}$  у современных двигателей равняются 20—40. Таким образом, уширение сопла  $\frac{S_a}{S_{кр}}$  равняется 4—7. Можно ожидать дальнейшего увеличения  $\frac{p_0}{p_a}$  как за счет возрастания давления в камере, так и за счет понижения давления на срезе сопла, что является выгодным для двигателей дальних ракет и некоторых типов самолетных двигателей.

Элементарная теория сверхзвукового сопла, рассмотренная выше, показывает, что скорость истечения газов из сопла и давление на срезе не зависят от его формы. Необходимо лишь, чтобы сопло вначале сужалось, а затем расширялось. Изменение профиля сопла, т. е. закон изменения площади сечения по длине, сказывается только на законе изменения скоростей и давлений по длине. Давление и скорость на выходе определяются только отношением площади выходного сечения  $S_a$  к площади критического сечения  $S_{кр}$ .

Геометрическая форма сопла должна выбираться так, чтобы сопло не давало больших потерь скорости. В то же время его поверхность должна быть наименьшей. С увеличением поверхности возрастают вес сопла и количество тепла, передаваемого в охлаждающую жидкость.

Потери в сопле происходят в результате трения, ударов и вихреобразований в газовом потоке. При этом часть кинетической энергии направленного движения переходит в не используемую для создания силы тяги тепловую энергию. Рассмотрим в связи с этим, какими должны быть отдельные участки профиля сопла.

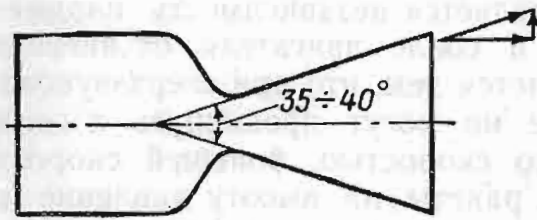
Входная часть для уменьшения потерь на трение должна быть сделана возможно более короткой и вместе с тем плавной во избежание удара газа о стенки.

В закритической части для уменьшения поверхности сопло желательно сделать более коротким и соответственно увеличить угол расширения.

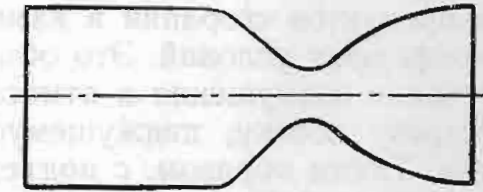
Однако может случиться так, что при большом угле расширения поток газа, текущий с большой скоростью, не будет успевать расширяться и не заполнит все сечение сопла. Произойдет отрыв пото-

ка от стенок, в результате чего резко возрастут потери на вихреобразование. Таким образом, угол расширения сопла должен быть ограничен.

Допускаемый угол расширения сопел в ЖРД довольно велик. В начале расширяющейся части сопла он может достигать до  $35 \div 40^\circ$  (фиг. 6.14). Здесь еще происходят интенсивные реакции догорания и рекомбинации, которые сопровождаются выделением тепла. Вследствие этого условия радиального расширения потока облегчаются и отрыв струи от стенок, даже при таких больших углах расширения, не произойдет.



Фиг. 6.14. Потеря кинетической энергии на создание радиальных течений газа.



Фиг. 6.15. Рациональная форма сопла при большом уширении.

На выходе из сопла угол расширения должен быть уменьшен. Здесь реакции рекомбинации и догорания значительно менее интенсивны, подвод тепла уменьшается и условия расширения потока затрудняются. Кроме того, на выходе из сопла угол расширения желательно уменьшить еще и для того, чтобы снизить радиальную составляющую скорости потока (см. фиг. 6.14), которая не дает эффекта тяги. Желательно, чтобы весь поток имел направление, совпадающее с осью ракеты.

По технологическим соображениям удобнее делать расширяющуюся часть сопла в виде конуса. Однако в этом случае угол раскрытия сопла приходится во избежание потерь брать малым ( $20 \div 25^\circ$ ) и сопло получается длинным и с большой площадью боковой поверхности.

Более выгодным следует считать сопло, форма которого показана на фиг. 6.15. Переход от большого угла расширения у критического сечения к малому углу на срезе здесь выполняется по дуге окружности. Длина сопла и потери на радиальное течение сокращаются до возможного минимума. Такая форма сопла, однако, не исключает возможности возникновения местных потерь. Для того чтобы полностью избавиться от потерь, необходимо, чтобы профиль сопла соответствовал траектории частиц газа, текущих около стенки. Эта траектория является вполне определенной, если заданы уширение сопла и распределение скоростей в критическом сечении и на срезе сопла. Сопла, выполненные таким образом, называются *газодинамически профилированными соплами*.

Методы профилирования, известные из аэродинамики, дают сопла очень большой длины, а следовательно, с большой площадью боковой поверхности. Вследствие этого газодинамически профилированные сопла в ракетных двигателях не применяются.

#### 4. ОСОБЕННОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО СОПЛА. ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

##### Особенности сверхзвукового сопла и режимы его работы

Сверхзвуковое сопло обладает рядом интересных особенностей, накладывающих свой отпечаток на работу ракетного двигателя.

Первой из таких особенностей является независимость параметров продуктов сгорания в камере и сопле двигателя от внешних атмосферных условий. Это объясняется тем, что при сверхзвуковом истечении возмущения в атмосфере не могут проникнуть в сопло навстречу потоку, движущемуся со скоростью, большей скорости звука. Таким образом, с подъемом ракеты на высоту давление на срезе сопла (при постоянном давлении в камере) остается неизменным. С другой стороны, если двигатель работает при переменном расходе топлива, то вслед за изменением давления в камере и независимо от условий в атмосфере будет изменяться и давление на срезе сопла.

Скорость на выходе из сопла с данным уширением будет оставаться неизменной при любых условиях истечения, если только не меняются температура и состав газа в камере сгорания. На величину скорости истечения также не влияет давление в камере.

Рассмотрим так называемые расчетные и нерасчетные режимы работы сопла.

Под расчетным режимом сопла понимаются такие условия его работы, когда давление на срезе сопла равно атмосферному. Если давление на срезе сопла не равно атмосферному, то говорят, что сопло работает на нерасчетном режиме.

Различают два нерасчетных режима работы сопла: режим недорасширения и режим перерасширения.

На режиме недорасширения давление в газовом потоке на срезе сопла больше, чем давление в атмосфере. Недорасширение возникает, например, при подъеме ракеты на высоты, где давление в атмосфере становится меньше давления на срезе сопла. Газ, вытекающий из сопла при избыточном давлении, расширяется в атмосфере и перемешивается с внешней средой. При этом скорость потока при расширении вне сопла практически не увеличивается вследствие образования завихрений на границах струи.

В случае перерасширения давление на срезе сопла меньше внешнего давления. При этом за пределами сопла происходит, естественно, торможение потока и уменьшение скорости до дозвуковой. Переход к дозвуковой скорости, как будет показано ниже (стр. 245), сопровождается скачкообразным изменением давления. По мере ро-

ста внешнего давления скачки давления приближаются к срезу сопла и при достаточно большом избыточном давлении в атмосфере входят внутрь сопла.

В этом случае нормальный режим работы сопла нарушается, так как образование скачков внутри сопла приводит к отрыву потока от стенок, возникновению мощных завихрений и большим потерям кинетической энергии. По некоторым данным, образование скачков внутри сопла имеет место, если внешнее давление в 2,5—5,5 раза больше, чем давление на срезе сопла.

Перерасширение в двигателе возникает при работе двигателя на таких высотах и таких режимах, когда давление в окружающей атмосфере выше давления на срезе сопла (например, при уменьшении расхода топлива в двигателе и соответствующем снижении давления в камере).

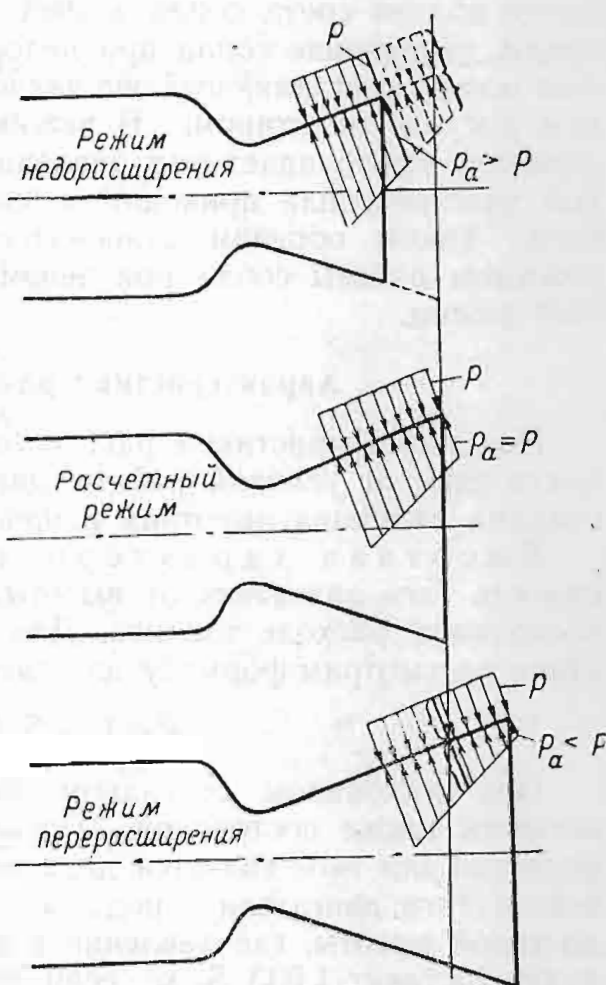
Наиболее интересным моментом в оценке режимов работы сопла является сопоставление этих режимов по величине тяги, создаваемой двигателем.

Проведем сопоставление трех сопел, показанных на фиг. 6.16. Первое сопло — укороченное, и давление  $p_a$  на его срезе будет больше давления окружающей среды  $p$ . Сопло работает на режиме недорасширения. Второе сопло имеет большие размеры и работает на расчетном режиме (давление  $p_a$  равно внешнему давлению). Наконец, третье сопло имеет еще большие размеры, и давление на срезе сопла оказывается меньше давления окружающей среды. Имеет место режим перерасширения.

Если вернуться к формуле (1.6)

$$P = m\omega + S_a(p_a - p),$$

то сразу трудно сказать, в каком из трех случаев мы получим большую тягу. В первом случае скорость истечения  $\omega$  будет меньшей, но зато положительную величину имеет разность  $p_a - p$ .



Фиг. 6.16. Сопоставление режимов работы сопла.

В третьем случае будет большей скорость истечения, но разность  $p_a - p$  становится отрицательной.

Поставленный вопрос, однако, решается довольно просто, если вспомнить, что сила тяги представляет собой результирующую сил давления, распределенных по внутренней и внешней поверхностям камеры двигателя. На фиг. 6.16 показан закон распределения давлений вблизи среза сопла в трех рассматриваемых случаях. Как видим, увеличение сопла при недорасширении приведет к увеличению осевой составляющей сил давления. Эти силы показаны на первом рисунке пунктиром. В режиме перерасширения атмосферное давление преобладает над давлением истекающих газов и на правом участке сопла приводит к силе, направленной против силы тяги. Таким образом, становится очевидным, что оптимальным режимом работы сопла при неизменном расходе является расчетный режим.

### Характеристики ракетных двигателей

Под характеристикой ракетного двигателя понимается зависимость тяги от условий работы двигателя. Основными характеристиками являются *высотная* и *дроссельная характеристики*.

*Высотная характеристика* представляет собой зависимость тяги двигателя от высоты, на которой он работает, при постоянном расходе топлива. Для получения высотной характеристики рассмотрим формулу для тяги двигателя (1.7)

$$P = P_0 + S_a(p_0 - p_h).$$

При постоянном секундном расходе топлива  $G$  величина  $P_0$  остается также постоянной. Поэтому единственной переменной в формуле для тяги является давление  $p_h$ . Полное изменение (увеличение) тяги двигателя с подъемом от земли, где  $p_h = 1,033 \text{ кг/см}^2$ , до такой высоты, где давление атмосферы можно принять равным нулю, составит  $1,033 S_a \text{ кг}$ , если площадь выходного сечения сопла выражена в  $\text{см}^2$ . Тяга в этих условиях (в пустоте)

$$P_{\text{пуст}} = P_0 + S_a p_0,$$

а тяга на земле ( $p_h = p_0$ )

$$P_{\text{зем}} = P_0.$$

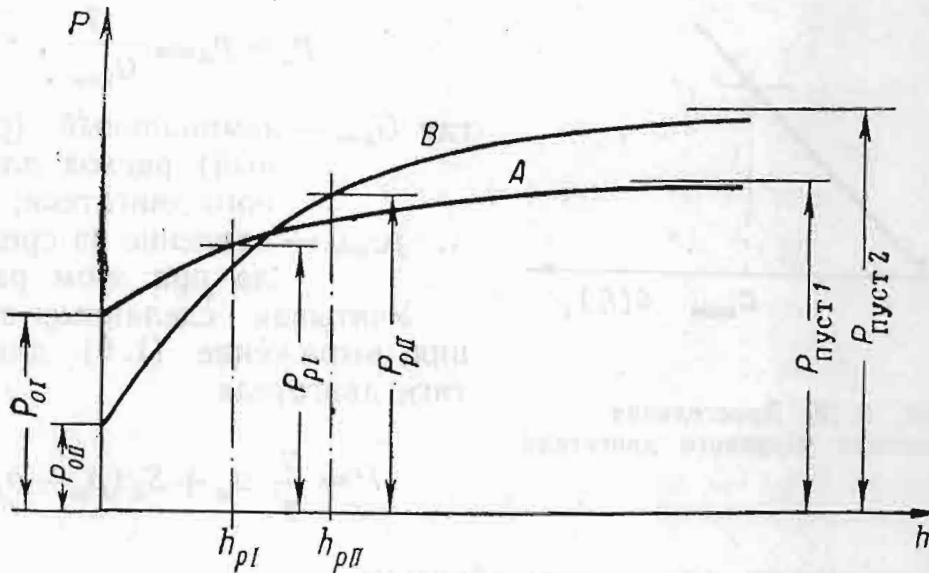
Высотные характеристики двигателей будут иметь вид кривых, изображенных на фиг. 6.17.

Интересно выяснить, какую тягу будут давать двигатели, имеющие одинаковые расходы топлива  $G$ , одинаковые площади критического сечения сопла и одинаковые давления в камере, но различные площади выходного сечения сопла  $S_a$  и, следовательно, различные давления на срезе  $p_a$ .

Из приведенных в предыдущем разделе соображений очевидно, что двигатель, имеющий большую расчетную высоту  $h$  (для кото-

рой  $p_a = p_n$ ), т. е. имеющий большее выходное сечение  $S_a$ , будет развивать большую тягу при работе в верхних слоях атмосферы (кривая  $B$  на фиг. 6.17). Двигатель, имеющий меньшую расчетную высоту, будет давать большую тягу в нижних слоях атмосферы (кривая  $A$ ).

В этом заключается причина того, что многие двигатели дальних и зенитных ракет, большую часть времени работающие на больших высотах, а также самолетные двигатели выполняются так, что давление на срезе сопла у них меньше, чем атмосферное давление у поверхности земли ( $0,7 \div 0,8 \text{ кг/см}^2$ ). Сопла таких двига-



Фиг. 6.17. Высотная характеристика ракетного двигателя.

телей называются высотными. Относительное изменение тяги при подъеме на высоту зависит от высотности сопла и для современных двигателей составляет  $12 \div 15\%$ .

Другой характеристикой ракетного двигателя является дроссельная характеристика.

Под дроссельной характеристикой понимается зависимость тяги двигателя от изменения расхода топлива при постоянной высоте, на которой работает двигатель. При изменении расхода в камере сгорания двигателя, вообще говоря, меняются и температура, и величина газовой постоянной, однако эти изменения при построении дроссельной характеристики обычно не учитываются.

Уравнение дроссельной характеристики легко получить из уравнения силы тяги ракетного двигателя, если учесть, что для заданного двигателя скорость истечения  $w_a$  не зависит (при постоянных  $R$  и  $T_0$  в камере) от расхода  $G$ , а давление на срезе сопла уменьшается пропорционально расходу. Последнее утверждение следует из того, что отношение давлений  $\frac{p_a}{p_0}$  для сопла данных размеров,

т. е. с данным отношением  $\frac{S_a}{S_{кр}}$  постоянно. В связи с этим давление на срезе сопла можно выразить как постоянную долю от давления в камере

$$p_a = \chi p_0.$$

Само же давление в камере при принятых допущениях постоянства  $T_0$  и  $R$  пропорционально расходу топлива  $G$ ; следовательно,

$$p_a = \chi G,$$

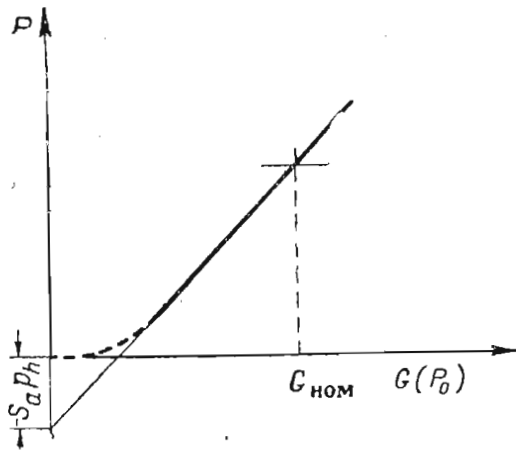
откуда получается

$$p_a = p_{a \text{ ном}} \frac{G}{G_{\text{ном}}},$$

где  $G_{\text{ном}}$  — номинальный (расчетный) расход для данного двигателя;

$p_{a \text{ ном}}$  — давление на срезе сопла при этом расходе.

Учитывая сделанные замечания, выражение (1.6) для силы тяги двигателя



Фиг. 6.18. Дроссельная характеристика ракетного двигателя.

$$P = \frac{G}{g} w_a + S_a (p_a - p_h)$$

можно переписать следующим образом:

$$P = G \left( \frac{w_a}{g} + S_a \frac{p_{a \text{ ном}}}{G_{\text{ном}}} \right) - S_a p_h. \quad (6.40)$$

Полученное уравнение дроссельной характеристики представляет собой уравнение прямой линии, отсекающей на оси ординат отрезок —  $S_a p_h$  (фиг. 6.18). Наклон этой прямой определяется в основном величиной  $w_a$  и увеличивается при увеличении  $S_a$ .

В некоторых случаях, пользуясь тем обстоятельством, что давление в камере пропорционально расходу, дроссельную характеристику строят не по расходу, а по величине давления в камере. Это особенно удобно при построении экспериментальных характеристик, получаемых при испытании двигателя, так как давление в камере измерить значительно проще, чем расход топлива.

Прямолинейный вид дроссельной характеристики, определяемой уравнением (6.40), хорошо подтверждается экспериментами при расходах, больших, чем номинальный расход, и при таких пониженных расходах, когда перерасширение не столь глубоко, чтобы скачки давления могли войти в сопло. Таким образом, дроссельная характеристика имеет вид прямой до расходов, равных 30—40% номинального. При меньших расходах соотношение (6.40) стано-

вится неверным и дроссельная характеристика протекает примерно так, как показано на фиг. 6.18 пунктиром. При малых давлениях в камере начинает сказываться также значительное увеличение степени диссоциации продуктов сгорания и соответствующее ей изменение температуры в камере, также отражающееся на виде дроссельной характеристики двигателя.

## 5. ОХЛАЖДЕНИЕ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

### Теплообмен в ракетных двигателях

Высокая температура продуктов сгорания и большая скорость их движения по камере и особенно по соплу приводит к весьма интенсивной передаче тепла от газа к стенкам ракетного двигателя.

Это как будто бы противоречит тому, что говорилось выше по поводу процессов, происходящих в сопле двигателя. Раньше мы считали расширение газа адиабатическим, т. е. происходящим без теплообмена между газом и стенками. Теперь же мы говорим об интенсивной передаче тепла к стенкам. Однако дело в том, что тепловая энергия, переданная к стенкам, составляет малую долю всего теплосодержания газа и не может существенно повлиять на характер течения. По абсолютной же величине эта доля представляет собой очень большое количество тепла, которое без надлежащего охлаждения не может быть воспринято стенкой без прогара и разрушения.

Передача тепла от газа к стенке происходит двумя путями: путем конвекции и путем лучеиспускания.

Основную роль в современных ракетных двигателях играет конвективный теплообмен. Сущность его состоит в том, что частицы (молекулы и атомы) газа при своем хаотическом движении и течении вдоль стенки обмениваются с ней тепловой энергией. Таким образом, в конвективном теплообмене участвует практически только слой газа, текущий у стенки — так называемый пристеночный слой. Этот слой по своим размерам близок к пограничному слою газа.

Количество тепла, переданного стенке, зависит от числа ударов молекул о стенку и от разности температур газа и стенки. При равенстве температур газ в среднем получает столько же тепла от стенки двигателя, сколько отдает ей.

Влияние числа ударов молекул газа о стенку на теплообмен учитывается коэффициентом теплоотдачи  $\alpha$ , который представляет собой количество тепла, переданное единице поверхности стенки в единицу времени при разности температур газа и стенки в один градус. Число ударов молекул движущегося газа о стенку пропорционально числу молекул в объеме газа, проходящем мимо стенки (т. е. плотности газа  $\rho$ ), и скорости движения газа  $w$ .

Таким образом, число столкновений, а значит и количество тепла, переданное стенке, пропорционально произведению  $\rho w$ .

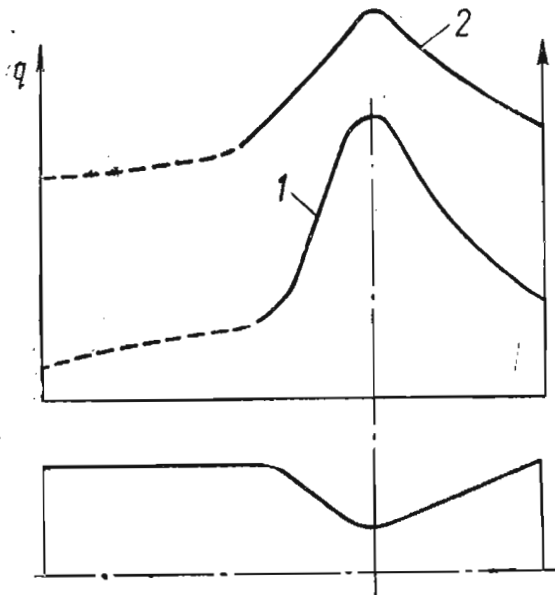


Последняя величина представляет собой массовый удельный расход, который равен отношению массового секундного расхода к площади проходного сечения

$$\rho w = \frac{G}{gS}.$$

Количество тепла, переданное газом единице поверхности стенки в единицу времени, т. е. удельный тепловой поток

$$q = \alpha_r (T_{\text{газ}} - T_{\text{г.ст}}), \quad (6.41)$$



Фиг. 6.19. Распределение теплового потока и температуры горячей стенки по длине двигателя.

1—тепловой поток через стенку, 2—температура горячей стенки.

где  $T_{\text{г.ст}}$  — температура поверхности стенки, омываемой газами;

$T_{\text{газ}}$  — температура газа;

$\alpha_r$  — коэффициент теплоотдачи от газа к стенке.

Отметим здесь, что поскольку газовый поток около стенки заторможен, то он имеет во всех сечениях сопла температуру, близкую к температуре торможения и температуре в камере  $T_0$ . Температура стенки намного меньше температуры газа. Вследствие этого получается большая разность температур  $T_{\text{газ}} - T_{\text{г.ст}}$ . С другой стороны, благодаря высоким давлениям и большим скоростям массовый удельный расход газ

за велик и коэффициент теплоотдачи  $\alpha_r$  оказывается в ЖРД очень высоким. Все эти обстоятельства и приводят к тому, что в стенки ракетных двигателей отводится значительно большее количество тепла, чем в стенки любой другой тепловой машины.

По длине двигателя изменяются как коэффициент  $\alpha_r$ , так и разность температур  $T_{\text{газ}} - T_{\text{г.ст}}$ . Причем наиболее резко вследствие изменения удельного массового расхода  $\rho w$  по длине двигателя изменяется коэффициент теплоотдачи  $\alpha_r$ . Наибольшего значения  $\rho w$  и  $\alpha_r$  достигают в критическом сечении сопла. Здесь же имеет максимум и величина теплового потока  $q$  (фиг. 6.19). В современных двигателях величина конвективного удельного теплового потока в критическом сечении доходит до  $10 \cdot 10^6$  ккал/м<sup>2</sup> час.

При повышении температуры в камере и давления в ней тепловые потоки в стенки сопла значительно возрастают.

К конвективному тепловому потоку прибавляется тепловой поток от лучеиспускания газов. Величина лучистого теплового потока

значительно меньше конвективного. Наиболее интенсивно лучеиспускание там, где велика температура газов, т. е. в камере сгорания. Величина лучистого теплового потока здесь равняется  $(1,5 \div 2) \cdot 10^6$  ккал/м<sup>2</sup> час. В критическом сечении в связи с понижением температуры газов величина лучистого потока меньше.

Тепловой поток, полученный стенками изнутри камеры, должен быть передан к поверхности стенки, соприкасающейся с охлаждающей жидкостью. При этом поверхности стенки, принимающие и отдающие тепло, имеют температуры, связанные между собой уравнением теплопроводности

$$T_{г.ст} - T_{ж.ст} = q \frac{\delta}{\lambda}, \quad (6.42)$$

где  $T_{ж.ст}$  — температура поверхности стенки, омываемой охлаждающей жидкостью;

$\delta$  — толщина стенки;

$\lambda$  — коэффициент теплопроводности материала стенки.

Величина  $\frac{\delta}{\lambda}$  по своему смыслу является тепловым сопротивлением стенки. Чем толще стенка и чем хуже проводит тепло ее материал, тем больше тепловое сопротивление стенки.

Тепловой поток должен быть далее передан охлаждающей жидкости, имеющей температуру  $T_{ж}$ . Величина теплового потока связана с температурами омываемой охладителем поверхности и жидкости уравнением

$$q = \alpha_{ж} (T_{ж.ст} - T_{ж}), \quad (6.43)$$

где  $\alpha_{ж}$  — коэффициент теплоотдачи от стенки к охлаждающей жидкости.

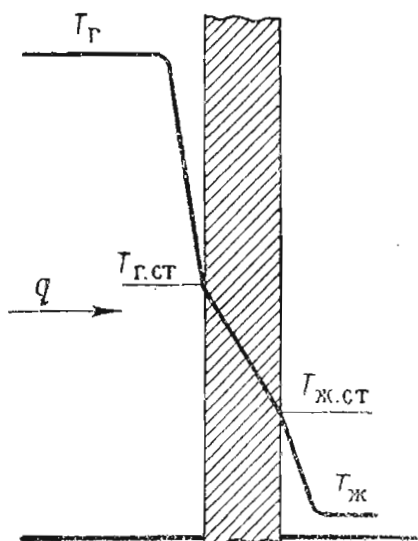
Исключая из уравнений (6.42) и (6.43)  $T_{ж.ст}$ , получим для температуры поверхности стенки, соприкасающейся с газом, следующее выражение:

$$T_{г.ст} = T_{ж} + q \left( \frac{1}{\alpha_{ж}} + \frac{\delta}{\lambda} \right). \quad (6.44)$$

Изменение температуры при передаче тепла от газа к стенке и далее в охлаждающую жидкость показано на фиг. 6.20.

Температура стенки  $T_{г.ст}$  не должна превышать того верхнего предела, при котором материал стенки заметно теряет свои прочностные свойства. В этом смысле желательно, чтобы величина  $T_{г.ст}$  была по возможности низкой. Ограничить температуру  $T_{г.ст}$  можно, увеличив коэффициент теплоотдачи к жидкости и уменьшив тепловое сопротивление стенки.

Величина коэффициента теплоотдачи к жидкости должна быть большой еще и потому, что в системе охлаждения двигателя нельзя допускать чрезмерного превышения  $T_{ж.ст}$  над температурой кипения



Фиг. 6.20. Распределение температур в пристеночном слое газа, в стенке и в охлаждающей жидкости.

охлаждающей жидкости. Небольшое превышение над температурой кипения допускается и даже полезно, так как оно увеличивает коэффициент теплоотдачи  $\alpha_{ж}$ . Интенсификация теплоотдачи получается вследствие образования пузырьков пара на поверхности стенки. Пузырьки непрерывно смываются потоком охлаждающей жидкости и, попадая в массу более холодной жидкости, конденсируются в ней, отдавая тепло, полученное от стенки.

Величина коэффициента теплоотдачи  $\alpha_{ж}$ , так же как и величина  $\alpha_{г}$ , зависит от потока массы, омывающего стенку потока. Но так как плотность жидкости практически постоянна, то основным фактором, определяющим величину  $\alpha_{ж}$ , является скорость движения охлаждающей жидкости. Интенсивное охлаждение стенок камеры и сопла ЖРД требует получения больших значений коэффициента  $\alpha_{ж}$ . В связи с этим скорость движения жидкости в охлаждающем тракте должна быть значительной.

### Организация охлаждения двигателя

Задача охлаждения двигателя состоит в том, чтобы температура стенок в течение всей работы двигателя не превосходила определенной величины. В различных типах ракетных двигателей эта задача решается по-разному.

В пороховых двигателях нет жидкости, которой можно было бы охлаждать двигатель. Поэтому здесь обычно ограничивают время работы двигателя с тем, чтобы его стенки не успели прогреться до такой температуры, при которой они потеряют прочность.

Для того, чтобы уменьшить скорость прогрева стенки и увеличить возможное время работы порохового двигателя, применяются теплоизолирующие обмазки, которые наносятся на внутреннюю поверхность стенок двигателя. Аналогичным образом поступают, желая предупредить перегрев стенок и в жидкостных ракетных двигателях кратковременного действия.

В ЖРД, однако, надежное охлаждение затрудняется более высокими температурами в камере сгорания. С другой стороны, организация охлаждения облегчается тем, что защита стенок может быть достигнута путем обильной подачи к внутренней поверхности стенки одного из компонентов топлива. Правда, такое использование компонентов топлива ухудшает качество сгорания, а следовательно, снижает удельную тягу двигателя. В конструкциях, требующих предельной простоты, оно все же возможно.

Чаще всего охлаждение ЖРД осуществляется одним из компонентов топлива, прогоняемым через рубашку охлаждения. Этот способ охлаждения является весьма выгодным. Он не требует каких-либо дополнительных жидкостей и размещения в ракете емкостей для их хранения, т. е. позволяет получить двигательную установку минимального веса. Кроме того, тепло, снятое охлаждающей жидкостью, возвращается в камеру сгорания и не теряется бесполезно.

Однако есть и некоторые трудности в организации охлаждения двигателя таким способом. Они определяются главным образом свойствами и весовым расходом компонентов. Бывает так, что один из компонентов, например, жидкий кислород, непригоден для использования в качестве охлаждающей жидкости. Второго же компонента может оказаться недостаточно для восприятия всего тепла, поступающего через стенку двигателя за время его работы.

Другая трудность заключается в том, что для достижения необходимой величины коэффициента теплоотдачи  $\alpha_{ж}$  необходимо создавать большую скорость движения охлаждающей жидкости в рубашке. Для этого зазор между стенками рубашки должен быть очень малым. Особенно трудно обеспечить потребную скорость охлаждающей жидкости в двигателях небольших размеров. Так, в двигателе ускорителя маневра, показанном на фиг. 5.6, ширину щели в критическом сечении приходится делать равной всего 0,6 мм. Для этого в рубашке охлаждения необходимо помещать механически обработанный вкладыш и гарантировать сохранение зазора дистанционными полосками. В больших двигателях величина необходимого зазора возрастает и технологические затруднения частично отпадают.

Надо сказать, что большие скорости в охлаждающем тракте сопровождаются гидравлическими потерями и заставляют увеличивать давление подачи охлаждающего компонента. Это в свою очередь усложняет работу системы подачи и утяжеляет ее.

Возвращаясь к выражению (6.44), мы видим, что снижение  $T_{г,ст}$  может быть достигнуто не только увеличением скорости охлаждающей жидкости и соответствующим увеличением  $\alpha_{ж}$ , но также и уменьшением теплового сопротивления стенки  $\frac{\delta}{\lambda}$ . Отсюда следует, что толщина  $\delta$  должна быть возможно меньшей, а коэффициент теплопроводности материала стенки  $\lambda$  возможно большим.

При увеличении толщины  $\delta$  повышается температура  $T_{г,ст}$ , причем настолько резко, что прочность стенки снижается. С увеличением тепловых потоков в стенку последнюю приходится делать все более тонкой. Таким образом, особенность работы материала стенки при больших тепловых потоках состоит в том, что невозможно повышать прочность стенки, увеличивая ее толщину.

Для уменьшения температуры газовой поверхности внутреннюю стенку можно изготавливать из материала с высокой теплопроводностью.

стью, например, из меди или алюминия. Нужно, однако, учитывать, что теплопроводные материалы, как правило, менее жаропрочны.

Указанные обстоятельства, особенно необходимость создания тонкой внутренней стенки, приводят к большим затруднениям в конструировании камеры двигателя и сопла.

На внутреннюю стенку двигателя действует значительная сила, вызванная разностью давлений охлаждающей жидкости в межрубашечном пространстве и газов в камере и сопле. Эта разность давлений особенно велика в конце сопла. Поэтому для создания достаточно прочной внутренней стенки необходимо каким-либо образом укреплять ее. Примером может служить проект двигателя, в котором внутренняя рубашка выполнена в виде спирально навитых медных трубок малого диаметра, внутри которых проходит охлаждающая жидкость. Трубки малого диаметра хорошо выдерживают разность давлений жидкости и газов. Внутреннее же давление в камере воспринимается толстой стальной рубашкой, защищенной от действия высокой температуры поясом трубок.

Затруднения в конструировании двигателя, связанные с наличием больших тепловых потоков, заставляют искать способы уменьшения последних. Основной способ состоит в том, что в слой, прилегающий к стенке, подается избыточное количество горючего. Такое охлаждение называется внутренним. Так, например, в двигателе ракеты дальнего действия горючее в пристеночный слой подается несколькими рядами отверстий (см. фиг. 5.8). Создается как бы завеса горючего, защищающая стенку. Действие завесы горючего состоит не только в том, что она, нагреваясь и испаряясь, отнимает тепло у стенки, но также и в том, что она снижает температуру того слоя газа, который непосредственно соприкасается со стенками двигателя. Защитное действие слоя, переобогащенного горючим, сохраняется на некоторой длине. Постепенно, однако, пристеночный слой размывается основным потоком продуктов сгорания и температура в нем повышается. Поэтому в больших двигателях приходится делать несколько рядов отверстий, подающих избыточное горючее.

Ввод горючего через радиальные отверстия не является целесообразным, так как большая часть его проходит в удаленные от стенки слои газа. Более рациональным является такой способ подвода горючего, как, например, в двигателе, камера которого показана на фиг. 5.6. Здесь горючее через мелкие отверстия попадает в узкую щель между головкой и камерой и движется вдоль стенок, не попадая сразу в основную массу газа.

Затрата горючего на создание завесы, конечно, снижает удельную тягу двигателя, так как часть горючего не сгорает полностью и уносит с собой химическую энергию из двигателя. Поэтому на двигателях часто применяется комбинированная система охлаждения, при которой умеренным внутренним охлаждением уменьшается

поток в стенку, а затем тепло отводится внешним охлаждением при сравнительно небольших гидравлических потерях в охлаждающем тракте.

Значительного уменьшения расхода горючего на внутреннее охлаждение можно ожидать, если в качестве материала для внутренней стенки камеры применить пористый материал — так называемую потеющую стенку, пропускающую равномерно по всей поверхности очень небольшое количество жидкости, которая образует непрерывную завесу.

Имеются также предложения организовывать охлаждение двигателя водой, доводя ее не только до кипения, но полностью испаряя и получая на выходе перегретый пар. Этот пар может быть использован в турбине ТНА, а затем сконденсирован в теплообменнике, охлаждаемом одним из компонентов. Подобные системы охлаждения могут найти применение только в очень крупных двигателях.



Рис. 7.1. Схема системы охлаждения

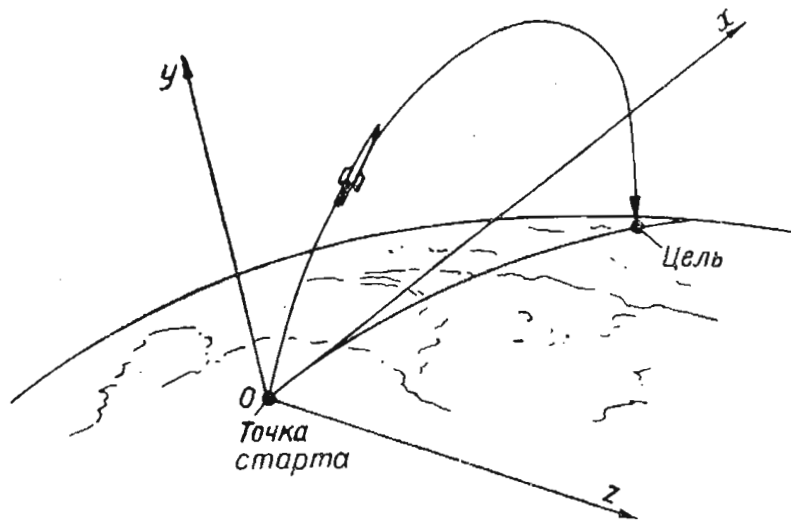
## Глава VII

### СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА РАКЕТУ В ПОЛЕТЕ

#### 1. СИСТЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА РАКЕТУ В ПОЛЕТЕ, И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

##### Координаты, определяющие положение ракеты в пространстве

Положение ракеты в пространстве определяется прежде всего тремя координатами  $x$ ,  $y$ ,  $z$  ее центра тяжести в так называемой земной системе координат. За начало этой системы берут точку старта ракеты. Для ракет дальнего действия за ось  $x$  принимают



Фиг. 7.1. Земная система координат.

прямую, касательную к дуге большого круга, соединяющего старт с целью (фиг. 7.1). Ось  $y$  направляют при этом вверх, а ось  $z$  — перпендикулярно двум первым осям.

Введем еще так называемую связанную, или подвижную, систему координат. Начало ее поместим в центре тяжести ракеты, а оси  $x'$ ,  $y'$  и  $z'$  свяжем с характерными элементами ракеты. Ось  $x'$  направим по оси ракеты и будем называть ее продольной осью. Ось  $y'$  расположим в плоскости симметрии ракеты и направим перпендикулярно оси  $x'$ , а ось  $z'$  направим от левого стабилизатора

к правому. Ось  $y'$  будем называть нормальной, а ось  $z'$  — поперечной осью (фиг. 7.2).

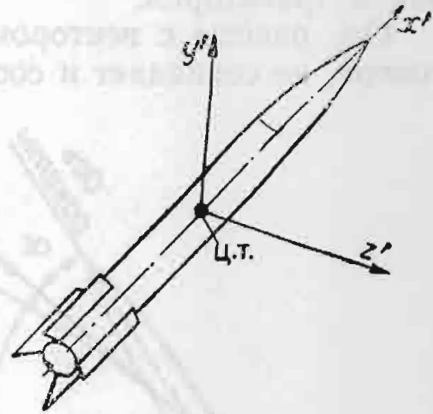
Для ракет дальнего действия плоскость  $x'—y'$  ракеты на траектории совпадает или, точнее говоря, почти совпадает с плоскостью  $x—y$  земной системы.

Для того чтобы полностью ориентировать в пространстве положение ракеты как жесткого тела, в дополнение к координатам  $x, y, z$  введем еще три угла, определяющие взаимное направление связанной и земной систем координат.

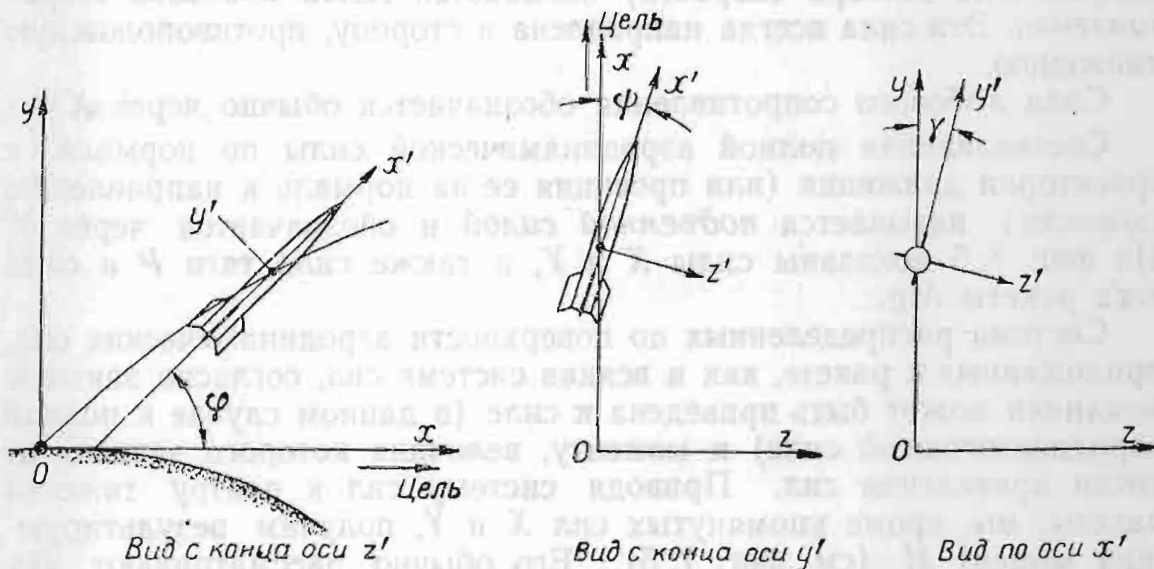
Угол между осью ракеты  $x'$  и плоскостью  $x—z$ , т. е. угол наклона оси ракеты по отношению к «стартовому» горизонту, обозначим через  $\varphi$ . Этот угол называют *углом тангажа* ракеты (фиг. 7.3).

Угол, который составляет ось ракеты с плоскостью  $x—y$ , обозначим через  $\psi$ . Этот угол называют *углом рыскания*. Он характеризует отклонение оси ракеты от вертикальной плоскости, проходящей через цель.

Введем, наконец, последний угол, определяющий поворот корпуса ракеты относительно продольной оси, — *угол крена*  $\gamma$  между осью  $y'$  и плоскостью  $x—y$ .



Фиг. 7.2. Связанная система координат.



Фиг. 7.3. Углы тангажа  $\varphi$ , рыскания  $\psi$  и крена  $\gamma$ .

Таким образом, три координаты  $x, y, z$  и три угла  $\varphi, \psi$  и  $\gamma$  (см. фиг. 7.3) полностью определяют положение ракеты в пространстве.

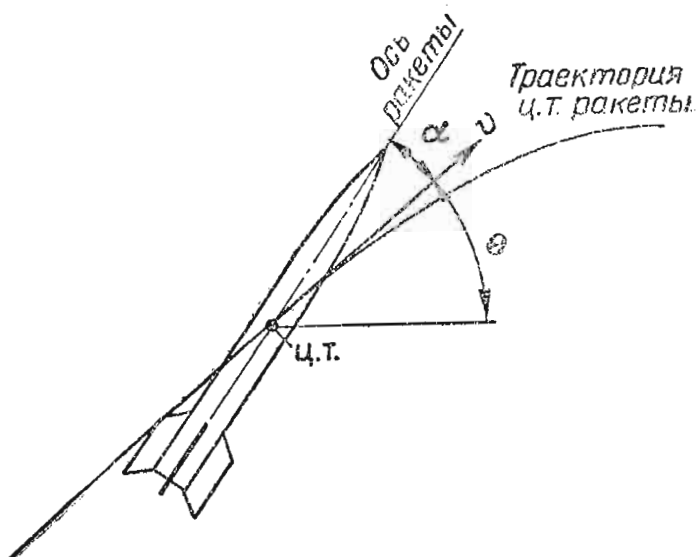


### Силы, действующие на ракету

Рассмотрим силы, действующие на ракету в полете.

На фиг. 7.4 показана ракета и изображена траектория ее центра тяжести. Вектор скорости полета  $v$  направлен по касательной к траектории.

Ось ракеты с вектором скорости  $v$  по направлению, вообще говоря, не совпадает и составляет с ним угол  $\alpha$ , называемый *углом атаки*. Обычно на траектории управляемого полета угол  $\alpha$  сравнительно мал ( $\alpha < 6^\circ$ ).



Фиг. 7.4. Угол атаки ракеты  $\alpha$  и угол наклона траектории к горизонту  $\theta$ .

Всякое тело, движущееся в воздухе, испытывает со стороны последнего действие системы сил, распределенных по поверхности. Равнодействующая этих сил называется *полной аэродинамической силой*. Составляющая аэродинамической силы по касательной к траектории движения центра тяжести тела (или проекция полной силы на

направление вектора скорости) называется *силой лобового сопротивления*. Эта сила всегда направлена в сторону, противоположную движению.

Сила лобового сопротивления обозначается обычно через  $X$ .

Составляющая полной аэродинамической силы по нормали к траектории движения (или проекция ее на нормаль к направлению скорости) называется *подъемной силой* и обозначается через  $Y$ . На фиг. 7.5 показаны силы  $X$  и  $Y$ , а также сила тяги  $P$  и сила веса ракеты  $Mg$ .

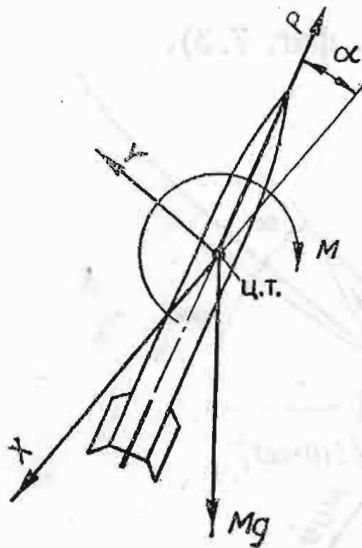
Система распределенных по поверхности аэродинамических сил, приложенных к ракете, как и всякая система сил, согласно законам механики может быть приведена к силе (в данном случае к полной аэродинамической силе) и моменту, величина которого зависит от точки приведения сил. Приводя систему сил к центру тяжести ракеты, мы, кроме упомянутых сил  $X$  и  $Y$ , получим результирующий момент  $M$  (см. фиг. 7.5). Его обычно рассматривают как сумму стабилизирующего и демпфирующего моментов

$$M = M_{\text{ст}} + M_{\text{д}}.$$

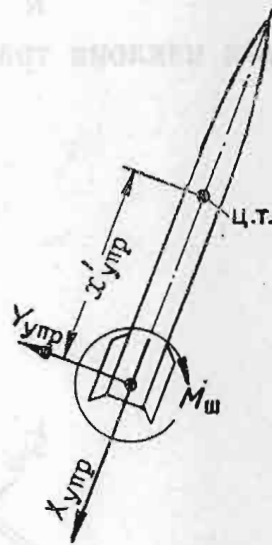
Более подробно об этих величинах будет сказано ниже.

Если ракета имеет органы управления (воздушные или газовые рули или поворотную камеру двигателя), то к системе сил, показанных на фиг. 7.5, должна быть добавлена система сил от органов управления. Эти силы приводятся к шарниру управляющего органа, расположенного на расстоянии  $x'_{упр}$  от центра тяжести ракеты, в виде двух составляющих сил и момента.

Одна из составляющих  $X_{упр}$  (фиг. 7.6) направлена по оси ракеты, вторая —  $Y_{упр}$  перпендикулярна ей.



Фиг. 7.5. Силы и момент, действующие на ракету (при приведении аэродинамических сил к центру тяжести).



Фиг. 7.6. Управляющие усилия.

Первая из сил по аналогии с аэродинамическими силами называется *сопротивлением рулей* и не является управляющей силой. Вторая сила —  $Y_{упр}$  называется *подъемной силой рулей* и представляет собой управляющее усилие.

Момент  $M_{ш}$  называется *шарнирным моментом рулей*.

На фиг. 7.7 показана полная система сил, действующих на ракету.

Для того, чтобы составить уравнения движения, воспользуемся принципом Даламбера и введем инерционные силы.

Тангенциальное ускорение ракеты (ускорение по касательной к траектории) будет

$$\frac{dv}{dt} = \dot{v}.$$

Соответствующая инерционная сила направлена в сторону, противоположную ускорению, и равна

$$M\dot{v}$$

Нормальное ускорение, обусловленное кривизной траектории, равно, как известно

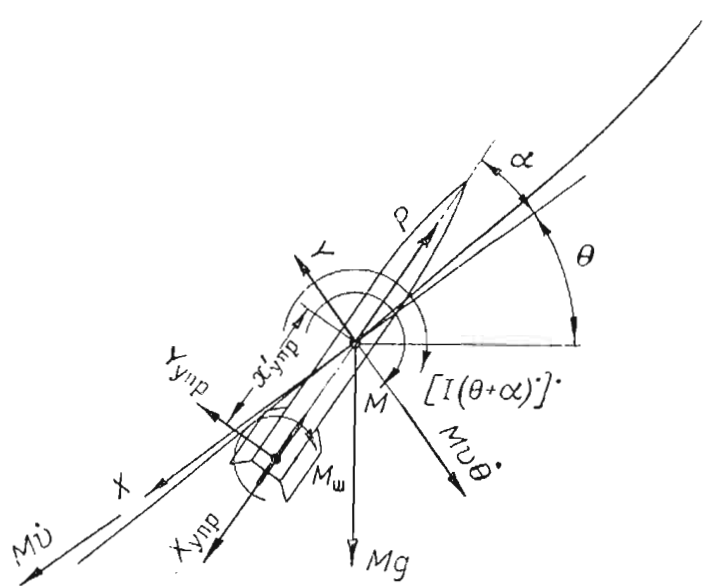
$$\frac{v^2}{R},$$

где  $R$  — радиус кривизны траектории.

Но

$$\frac{1}{R} = \frac{d\theta}{ds} = \frac{d\theta}{dt} \frac{dt}{ds} = \frac{\dot{\theta}}{v},$$

где  $\theta$  — угол наклона траектории (см. фиг. 7.3).



Фиг. 7.7. К выводу уравнений движения.

Таким образом, нормальное ускорение, направленное к центру кривизны, оказывается равным

$$v\dot{\theta}.$$

Инерционная сила, направленная в противоположную сторону, равна

$$Mv\dot{\theta}.$$

Сила  $Mv\dot{\theta}$  показана на фиг. 7.7.

Введем, наконец, инерционный момент, равный производной от момента количества движения ракеты по времени и направленный в сторону, обратную угловому ускорению  $\ddot{\varphi}$ , т. е. по часовой стрелке (см. фиг. 7.7),

$$[J(\theta + \alpha)]' = (J\dot{\varphi})'.$$

Момент инерции ракеты  $J$  относительно центральной оси, перпендикулярной к плоскости траектории, есть также функция времени. Поэтому момент  $(J\dot{\varphi})'$  может быть представлен в виде суммы

$$(J\dot{\varphi})' = J\ddot{\varphi} + \dot{J}\dot{\varphi}.$$

Первое слагаемое представляет собой собственно инерционный момент. Второе слагаемое есть следствие изменения момента инерции ракеты во времени. Это слагаемое, пропорциональное угловой скорости, может быть включено в газодинамический демпфирующий момент. При составлении уравнений движения присоединим его к рассмотренному ранее моменту  $M$ . В дальнейшем, при анализе демпфирующих моментов, мы вернемся к этому вопросу снова.

### Уравнения движения

Проектируя все силы, приложенные к ракете, на касательную к траектории полета, получим

$$M\dot{v} + X - (P - X_{\text{упр}}) \cos \alpha + Mg \sin \theta + Y_{\text{упр}} \sin \alpha = 0.$$

Ввиду малости угла  $\alpha$  значение  $\cos \alpha \approx 1$ . Пренебрегая  $Y_{\text{упр}} \sin \alpha$ , получим

$$\dot{v} = \frac{P - X - X_{\text{упр}}}{M} - g \sin \theta. \quad (7.1)$$

Спроектируем теперь все силы на нормаль к траектории полета

$$Y + Y_{\text{упр}} \cos \alpha - Mv\dot{\theta} + (P - X_{\text{упр}}) \sin \alpha - Mg \cos \theta = 0.$$

При малых значениях  $\alpha$

$$\dot{\theta} = \frac{1}{Mv} [(P - X_{\text{упр}}) \alpha + Y + Y_{\text{упр}}] - \frac{g}{v} \cos \theta. \quad (7.2)$$

В этих уравнениях под величиной  $g$  должно пониматься ускорение земного тяготения на высоте полета.

Наконец, взяв сумму моментов относительно центра тяжести, получим

$$J\ddot{\phi} + M + Y_{\text{упр}}x_{\text{упр}} + M_{\text{ш}} = 0. \quad (7.3)$$

Система уравнений (7.1), (7.2) и (7.3) описывает движение ракеты только в одной плоскости и не учитывает возможности движения по пространственной траектории. Тем не менее в ряде случаев этими уравнениями свободно можно пользоваться для определения параметров траектории ракеты, особенно баллистической.

В тех случаях, когда траектория полета представляет собой пространственную кривую, как например, у зенитной управляемой ракеты, преследующей маневрирующий самолет, система уравнений значительно усложняется. При составлении этой системы необходимо рассматривать силы и моменты, действующие по трем координатным осям, и ввести добавочные координаты, определяющие положение ракеты. Вместо трех уравнений получилось бы шесть.

Существенно отметить, что для управляемой ракеты к уравнениям движения должны быть присоединены еще и уравнения управ-

ления, дающие зависимость управляющих усилий или углов отклонения рулей от времени или параметров движения. Число этих уравнений и их вид зависят от системы управления и способов наведения и управления ракетой.

Для баллистической ракеты дальнего действия в идеальном случае уравнение управления выглядит чрезвычайно просто. К уравнениям (7.1) — (7.3) мы должны присоединить условие

$$\varphi = \theta + \alpha = f(t),$$

где  $f(t)$  — заданная функция времени.

Это условие управления определяется тем, что на участке управляемого полета ракета ориентируется определенным образом относительно неизменной по направлению оси гироскопа. На вопросах управления мы остановимся более подробно в гл. IX.

Для того, чтобы проинтегрировать уравнения движения, необходимо знать, как меняются во времени и вообще от чего зависят величины, входящие в эти уравнения.

Совершенно ясно, что аэродинамические силы для данной ракеты зависят от скорости и высоты полета. Сила тяги двигателя не остается постоянной и меняется хотя бы уже потому, что на траектории полета изменяется внешнее атмосферное давление, входящее в выражение тяги. Масса ракеты со временем уменьшается в соответствии с расходом топлива. Наконец, даже ускорение силы тяжести  $g$ , если речь идет о больших высотах, должно рассматриваться как величина переменная.

Все эти вопросы мы и рассмотрим ниже. Начнем со свойств атмосферы.

## 2. ЗЕМНАЯ АТМОСФЕРА И ЕЕ СВОЙСТВА

Рассмотрим свойства атмосферы, имея в виду, что от этих свойств зависят величины аэродинамических сил, действующих на ракету в полете.

Основным параметром атмосферы, влияющим на аэродинамические силы, является плотность воздуха  $\rho$ . Некоторое влияние оказывает также и температура  $T$ , поскольку с изменением температуры изменяется, как мы уже знаем, скорость звука

$$a = \sqrt{kgRT},$$

а в зависимости от отношения скорости полета к скорости звука (от числа  $M$ ), как будет показано ниже, изменяется характер обтекания и вследствие этого — величины аэродинамических сил.

Можно также считать, что скорость звука находится в зависимости от предполагаемого изменения химического состава атмосферы с высотой. Это скажется на величине газовой постоянной  $R$  и показателе адиабаты  $k$ . Однако в пределах высот, при которых в расчете траектории ракеты еще имеет смысл учитывать аэродинамические силы, т. е. до высот порядка 100—120 км, не обнару-

живается сколько-нибудь существенных изменений в составе атмосферы.

Таким образом, на величины аэродинамических сил влияют главным образом параметры состояния воздуха — плотность  $\rho$ , температура  $T$  и связанное с ними давление  $p$ . Рассмотрим зависимость этих величин от высоты.

Давление  $p$  по мере увеличения высоты должно уменьшаться, поскольку величина давления определяется весом расположенных выше слоев воздуха. Составим уравнение равновесия элементарного столба с площадью основания  $dF$  и высотой  $dh$ , выделенного из атмосферы (фиг. 7.8).

Снизу на столб действует давление  $p$ , сверху — соответственно приращению высоты  $dh$  — давление  $p+dp$ . Пусть  $\gamma$  — удельный вес воздуха на высоте  $h$ . Условие равновесия будет следующим:

$$dpdF + \gamma dh dF = 0,$$

откуда

$$\frac{dp}{dh} = -\gamma,$$

или

$$\frac{dp}{dh} = -g\rho. \quad (7.4)$$

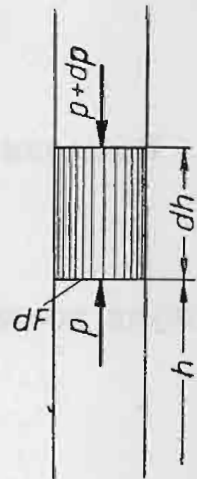
Производная  $\frac{dp}{dh}$  получилась отрицательной, что и означает падение давления по мере увеличения высоты. Нетрудно сообразить, что при отсутствии подвода тепла извне будет падать также и температура.

При перемещении какой-либо массы воздуха вверх происходит расширение и соответствующее понижение температуры газа. Наоборот, воздух, перемещающийся вниз, сжимается, и температура его повышается. Таким образом, в атмосфере устанавливается температурное равновесие, при котором нижележащие слои будут иметь более высокую температуру, чем вышележащие. Конечно, это утверждение верно лишь в той мере, в какой можно считать малым подвод тепла к верхним слоям извне (путем солнечной радиации).

Распределение температуры по высоте можно принять зависящим от того термодинамического процесса, которому соответствуют упомянутые расширение и сжатие газа при медленном вертикальном перемещивании с сохранением температурного равновесия. Допустим, что это расширение происходит по политропе с показателем  $n$ , не зависящим от высоты  $h$

$$\frac{p}{p_0} = \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^n, \quad (7.5)$$

где  $p_0$  и  $\rho_0$  — давление и плотность воздуха у поверхности земли.



Фиг. 7.8.  
К выводу зависимости давления воздуха от высоты.

Приняв этот закон, мы имеем возможность установить в первом приближении закон изменения давления, плотности и температуры воздуха по высоте.

Найдем с помощью (7.5) выражение для плотности  $\rho$  и подставим это выражение в уравнение равновесия (7.4). Получим

$$\frac{dp}{dh} = -g\rho_0 \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{n}}.$$

Разделим переменные

$$p^{-\frac{1}{n}} dp = -g\rho_0 p_0^{-\frac{1}{n}} dh,$$

откуда после интегрирования найдем

$$\frac{n}{n-1} p^{\frac{n-1}{n}} = -g\rho_0 p_0^{-\frac{1}{n}} h + C.$$

Постоянная  $C$  определяется из условия: при  $h=0$  значение  $p=p_0$ . Следовательно,

$$C = \frac{n}{n-1} p_0^{\frac{n-1}{n}}$$

и

$$p^{\frac{n-1}{n}} = p_0^{\frac{n-1}{n}} - g\rho_0 p_0^{-\frac{1}{n}} \frac{n-1}{n} h,$$

или

$$p = p_0 \left(1 - g \frac{\rho_0}{p_0} \frac{n-1}{n} h\right)^{\frac{n}{n-1}}.$$

Так как

$$\frac{p_0}{\rho_0} = gRT_0,$$

то окончательно зависимость давления от высоты получим в виде

$$p = p_0 \left(1 - \frac{n-1}{nRT_0} h\right)^{\frac{n}{n-1}}. \quad (7.6)$$

Плотность будет связана с высотой соотношением

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{n-1}{nRT_0} h\right)^{\frac{1}{n-1}}. \quad (7.7)$$

Согласно принятому политропическому процессу

$$T = T_0 \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{n-1}{n}}$$

или с учетом (7.6)

$$T = T_0 - \frac{n-1}{nR} h. \quad (7.8)$$

Таким образом, температура с высотой падает по линейному закону. Градиент падения температуры равен

$$\frac{n-1}{nR}.$$

Если принять для воздуха  $n=k=1,4$ , т. е. предположить, что в состоянии температурного равновесия расширение и сжатие воздуха при вертикальном перемешивании происходят по адиабате, то получим

$$\frac{n-1}{nR} = \frac{1,4-1}{1,4 \cdot 29,27} = 0,0098 \text{ град/м},$$

т. е. падение температуры воздуха примерно на  $1^\circ$  на каждые 100 м высоты. На самом деле температура падает в нижних слоях атмосферы в среднем на  $0,65^\circ$  на 100 м высоты, что соответствует  $n=1,23$  и подводу тепла при расширении.

Величина  $n$ , однако, не остается постоянной и изменяется с высотой, поэтому зависимости (7.6) — (7.8) следует рассматривать как приближенные.

Исследования атмосферы показывают, что до высоты  $h=11-12$  км выведенные законы изменения параметров воздуха по высоте достаточно хорошо согласуются с наблюдаемыми. При больших высотах имеют место резкие отклонения от выведенных законов и прежде всего в распределении температуры.

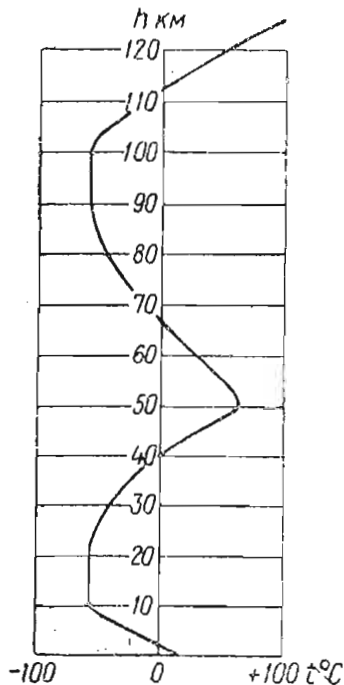
Начиная с высоты 11 км температура уже не падает и остается примерно постоянной и равной в среднем  $-56^\circ \text{C}$ . Затем от высоты 20 км наблюдается повышение температуры до максимума, соответствующего высотам около 50 км. Далее начинается новое понижение температуры. На высоте 80—100 км температура равна примерно  $-60^\circ \text{C}$ . На больших высотах температура постоянно возрастает. Таким образом, температура с высотой изменяется примерно так, как показано на фиг. 7.9.

Первое повышение температуры на высотах 20—50 км объясняется в настоящее время наличием слоя озона, расположенного на этих высотах и интенсивно поглощающего коротковолновое (ультрафиолетовое) солнечное излучение. Дальнейшее понижение температуры можно объяснить теми же причинами, что и первое. Наконец, повышение температуры в самых верхних слоях связано с



бомбардировкой земной атмосферы космическими частицами и с солнечной радиацией. Поэтому температура этих слоев атмосферы должна сильно колебаться в течение суток. Ночью она ниже, а днем — выше и, по предположениям, достигает величин порядка сотен градусов.

Не следует, однако, полагать, что столь высокая температура может в какой-либо мере вызвать осложнения при освоении этого



Фиг. 7.9. График зависимости температуры воздуха от высоты.

участка атмосферы. Температура летательного аппарата, находящегося длительное время на этих высотах, будет оставаться существенно меньшей, чем температура окружающей среды. Ввиду необычайной разреженности газа теплопередача от воздуха к аппарату будет очень незначительной, и баланс между теплом, подводимым газом, и теплом, потерянным телом через радиацию, установится при сравнительно низкой температуре корпуса летательного аппарата. В этом смысле несравненно большую опасность представляют температуры, возникающие в результате высоких скоростей движения ракеты в атмосфере. (На этом вопросе мы специально остановимся несколько позже.)

Нижние слои воздуха, до 11 км, где справедливы выведенные выше уравнения, принято называть *тропосферой*. Слои, расположенные выше 11 км, называют *стратосферой*. Самые верхние слои, начиная с 60—70 км, называют *ионосферой*. Воздух здесь сильно ионизирован.

При расчете траектории ракеты чрезвычайно важно знать закон распределения плотностей и давлений воздуха по высоте.

В тропосфере, а в значительной мере и в верхних слоях атмосферы, параметры состояния воздуха изменяются в зависимости от времени суток, времени года, от широты местности и, наконец, в зависимости от общей метеорологической обстановки. Однако все параметры колеблются около некоторых средних значений, определенных на основании результатов наблюдения за атмосферой в течение ряда лет.

Средние параметры приняты за параметры так называемой международной стандартной атмосферы (МСА), т. е. некоторой условно введенной атмосферы, параметры которой считаются не зависящими от времени года и суток и от широты местности.

Для тропосферы и стратосферы, в частности, приняты следующие константы и соотношения, связывающие параметры воздуха с высотой:

1. Воздух — идеальный газ с газовой постоянной  $R = 29,27$  кгм/кг град.

2. Давление на уровне моря  $p_0 = 760$  мм рт. ст.

Плотность  $\rho_0 = 0,125$  кгсек<sup>2</sup>/м<sup>4</sup>.

Температура  $T_0 = 288^\circ$  абс.

3. Температурный градиент в тропосфере постоянен и равен  $0,0065$  град/м.

4. Температура в нижних слоях стратосферы постоянна и равна  $-56,5^\circ$  С.

При этом для тропосферы законы изменения давления, плотности и температуры по высоте согласно выражениям (7.6), (7.7) и (7.8) имеют вид

$$p = p_0 \left(1 - \frac{h}{44\,300}\right)^{5,256};$$

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{h}{44\,300}\right)^{4,256};$$

$$T = T_0 - 0,0065h.$$

При баллистических расчетах используется обычно таблица изменения параметров воздуха по высоте, полученная путем экстраполяции данных международной стандартной атмосферы на область больших высот.

Т а б л и ц а  
значений параметров воздуха в зависимости от высоты  
над уровнем моря

$h$ м	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$	$h$ м	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$
0	1,000	1,000	1,000	2400	0,742	0,779	
200	0,976	0,980		2600	0,723	0,763	
400	0,953	0,960		2800	0,705	0,747	
600	0,930	0,940		3000	0,687	0,731	1,032
800	0,907	0,921		3200	0,670	0,715	
1000	0,885	0,902	1,010	3400	0,653	0,700	
1200	0,863	0,884		3600	0,636	0,685	
1400	0,842	0,866		3800	0,619	0,670	
1600	0,821	0,848		4000	0,603	0,655	1,043
1800	0,800	0,831		4200	0,587	0,641	
2000	0,780	0,813	1,021	4400	0,572	0,627	
2200	0,761	0,796		4600	0,557	0,613	

Продолжение

$h$ м	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$	$h$ м	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$
4800	0,542	0,600		11600	0,201	0,258	
5000	0,527	0,586	1,054	11800	0,195	0,251	
5200	0,513	0,573		12000	0,189	0,243	1,133
5400	0,499	0,560		12200	0,183	0,236	
5600	0,486	0,548		12400	0,178	0,229	
5800	0,473	0,535		12600	0,172	0,222	
6000	0,460	0,523	1,066	12800	0,167	0,215	
6200	0,448	0,511		13000	0,162	0,208	1,133
6400	0,435	0,499		13200	0,157	0,202	
6600	0,423	0,487		13400	0,152	0,195	
6800	0,412	0,476		13600	0,148	0,189	
7000	0,400	0,465	1,078	13800	0,143	0,183	
7200	0,389	0,454		14000	0,139	0,177	1,133
7400	0,378	0,443		14200	0,135	0,172	
7600	0,367	0,433		14400	0,130	0,167	
7800	0,356	0,422		14600	0,126	0,162	
8000	0,346	0,412	1,091	14800	0,122	0,157	
8200	0,336	0,402		15000	0,118	0,152	1,133
8400	0,327	0,393		15200	0,114	0,148	
8600	0,317	0,383		15400	0,111	0,143	
8800	0,308	0,374		15600	0,107	0,139	
9000	0,299	0,365	1,104	15800	0,104	0,134	
9200	0,291	0,356		16000	0,101	0,130	1,133
9400	0,282	0,347		16200	0,980 · 10 <sup>-1</sup>	0,126	
9600	0,274	0,339		16400	0,950	0,122	
9800	0,266	0,330		16600	0,923	0,118	
10000	0,258	0,323	1,118	16800	0,895	0,115	
10200	0,250	0,314		17000	0,867	0,111	1,133
10400	0,243	0,306		17200	0,841	0,108	
10600	0,235	0,298		17400	0,815	0,105	
10800	0,228	0,290		17600	0,790	0,101	
11000	0,221	0,282	1,133	17800	0,766	0,980 · 10 <sup>-1</sup>	
11200	0,214	0,274		18000	0,742	0,952	1,133
11400	0,207	0,266		19000	0,635	0,814	1,133

Продолжение

$h$ м	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$	$h$ м	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$
20000	$0,543 \cdot 10^{-1}$	$0,697 \cdot 10^{-1}$	1,133	41000	$0,249 \cdot 10^{-2}$	$0,260 \cdot 10^{-2}$	1,022
21000	0,465	0,594	1,130	42000	0,219	0,224	1,011
22000	0,398	0,507	1,128	43000	0,194	0,194	1,000
23000	0,341	0,432	1,125	44000	0,172	0,168	0,999
24000	0,299	0,369	1,123	45000	0,153	0,147	0,979
25000	0,251	0,316	1,121	46000	0,136	0,128	0,969
26000	0,216	0,270	1,118	47000	0,122	0,112	0,960
27000	0,185	0,231	1,116	48000	0,109	$0,984 \cdot 10^{-3}$	0,951
28000	0,159	0,198	1,114	49000	$0,977 \cdot 10^{-3}$	0,866	0,942
29000	0,137	0,169	1,112	50000	0,878	0,764	0,933
30000	0,118	0,145	1,109	55000	0,508	0,473	0,963
31000	0,102	0,125	1,107	60000	0,284	0,282	0,997
32000	$0,876 \cdot 10^{-2}$	0,107	1,105	65000	0,152	0,163	1,034
33000	0,756	$0,919 \cdot 10^{-2}$	1,102	70000	$0,774 \cdot 10^{-4}$	$0,895 \cdot 10^{-4}$	1,075
34000	0,652	0,790	1,100	75000	0,372	0,468	1,122
35000	0,563	0,679	1,098	80000	0,167	0,229	1,176
36000	0,487	0,573	1,084	85000	$0,721 \cdot 10^{-5}$	$0,990 \cdot 10^{-5}$	1,176
37000	0,423	0,485	1,071	90000	0,310	0,429	1,176
38000	0,369	0,413	1,058	95000	0,134	0,185	1,176
39000	0,322	0,352	1,046	100000	$0,580 \cdot 10^{-6}$	$0,800 \cdot 10^{-6}$	1,176
40000	0,283	0,302	1,034				

## 3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

## Коэффициенты аэродинамических сил

Предположим, что ракета имеет две плоскости симметрии, образующие в своем пересечении ось ракеты.

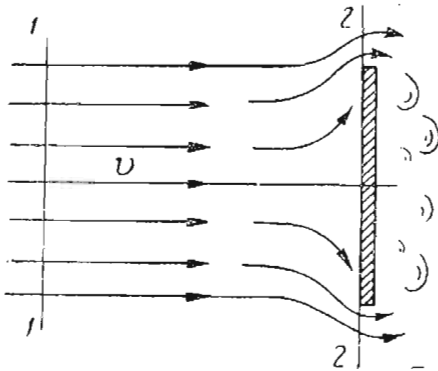
Если направление полета ракеты совпадает с ее осью, подъемная сила  $Y$  отсутствует. Это вытекает со всей очевидностью из условия симметрии обтекания. Подъемная сила будет появляться лишь по мере того, как ось ракеты будет отклоняться от касательной к траектории (от направления скорости) и образовывать с ней угол атаки  $\alpha$ .

Таким образом, величина подъемной силы  $Y$  обращается в нуль при  $\alpha=0$ . В отличие от подъемной силы сила лобового сопротивления существует при любых углах атаки.

Рассмотрение аэродинамических сил мы начнем с силы лобового сопротивления  $X$ , поскольку при расчете траектории полета ракет роль этой силы по сравнению с прочими аэродинамическими силами является наиболее существенной.

Первой исторически появившейся и наиболее естественной попыткой определения лобового сопротивления была попытка выразить его через величину скоростного напора.

Если рассмотреть обращенное движение и считать в первом приближении газ несжимаемым, то для простейших тел, имеющих форму, близкую к форме пластинки, величину силы лобового сопротивления  $X$  можно, казалось бы, определить следующим образом.



Фиг. 7.10. Поперечное обтекание пластинки.

Обозначим через  $v$  скорость невозмущенного воздушного потока и напишем уравнение Бернулли (см. стр. 181) для струйки газа в сечении 1—1, достаточно удаленном от тела ( $v_1 = v$ ), и в сечении 2—2 у передней поверхности тела (фиг. 7.10)

$$\frac{\rho v_1^2}{2} + p_1 = \frac{\rho v_2^2}{2} + p_2.$$

Но  $v_2 = 0$ , поэтому

$$p_2 - p_1 = \frac{\rho v_1^2}{2} = \frac{\rho v^2}{2}.$$

Если принять, что сзади пластинки давление равно давлению окружающей среды, т. е.  $p_1$ , то силу лобового сопротивления получим, умножая  $p_2 - p_1$  на площадь пластинки  $S$

$$X = (p_2 - p_1) S = \frac{\rho v^2}{2} S. \quad (7.9)$$

Опыт, однако, не подтверждает полученного соотношения даже в этом простейшем случае. Это и понятно. В выводе сделано упрощающее предположение, что  $v_2 = 0$ . Это верно только в критической передней точке, в то время как растекающийся от этой точки воздух имеет скорость, отличную от нуля. Затем предполагалось, что непосредственно за пластинкой давление равно давлению невозмущенного потока. Это также неправильно. Давление здесь будет несколько ниже.

Для круглой пластинки из опыта получается значение  $X$  примерно на 11% выше того, что дает формула (7.9). Причем оказывается, что это отклонение при не очень больших скоростях остается постоянным, независимо от скорости потока и абсолютных размеров пластинки.

Таким образом, если ввести поправочный коэффициент 1,11, то для круглой пластинки сила лобового сопротивления

$$X = 1,11 \frac{\rho v^2}{2} S.$$

В общем случае, вводя поправочный коэффициент  $c_x$ , называемый коэффициентом лобового сопротивления, можем написать

$$X = c_x \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (7.10)$$

где  $c_x$  зависит от формы пластинки.

По формуле (7.10) определяется лобовое сопротивление любого тела. За площадь  $S$  при этом для осесимметричного тела принимается площадь проекции тела на плоскость, перпендикулярную оси симметрии (миделево сечение), или любая другая так называемая характерная площадь.

Произвол в выборе площади  $S$  сказывается на величине  $c_x$ . Поэтому в каждом случае, когда приводятся численные значения  $c_x$ , необходимо оговаривать, какая площадь принята за характерную.

Аналогично выражению (7.10) составляется формула и для подъемной силы

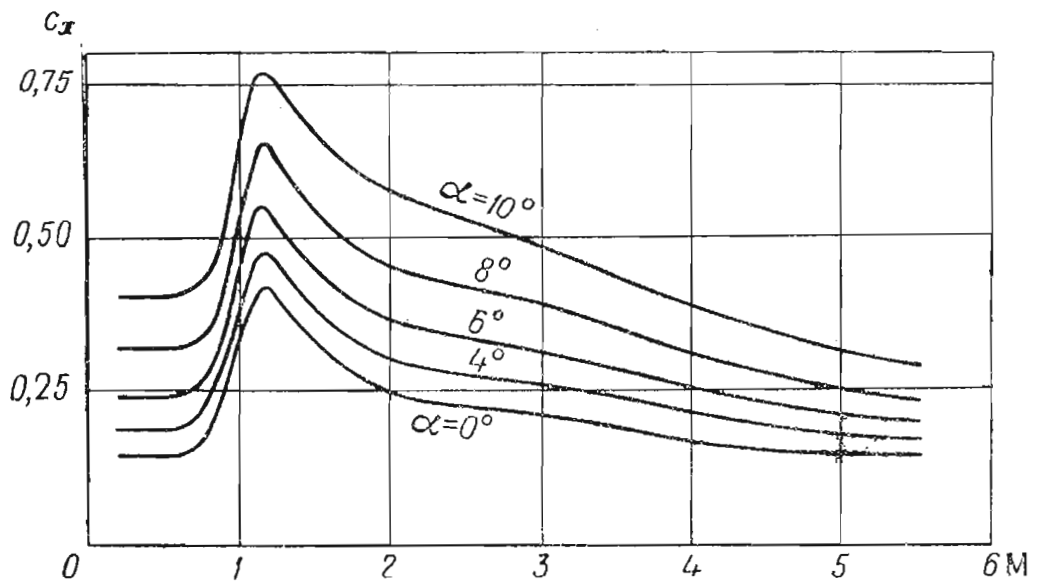
$$Y = c_y \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (7.11)$$

где  $c_y$  — коэффициент подъемной силы, а  $S$  — та же характерная площадь, что и в выражении (7.10).

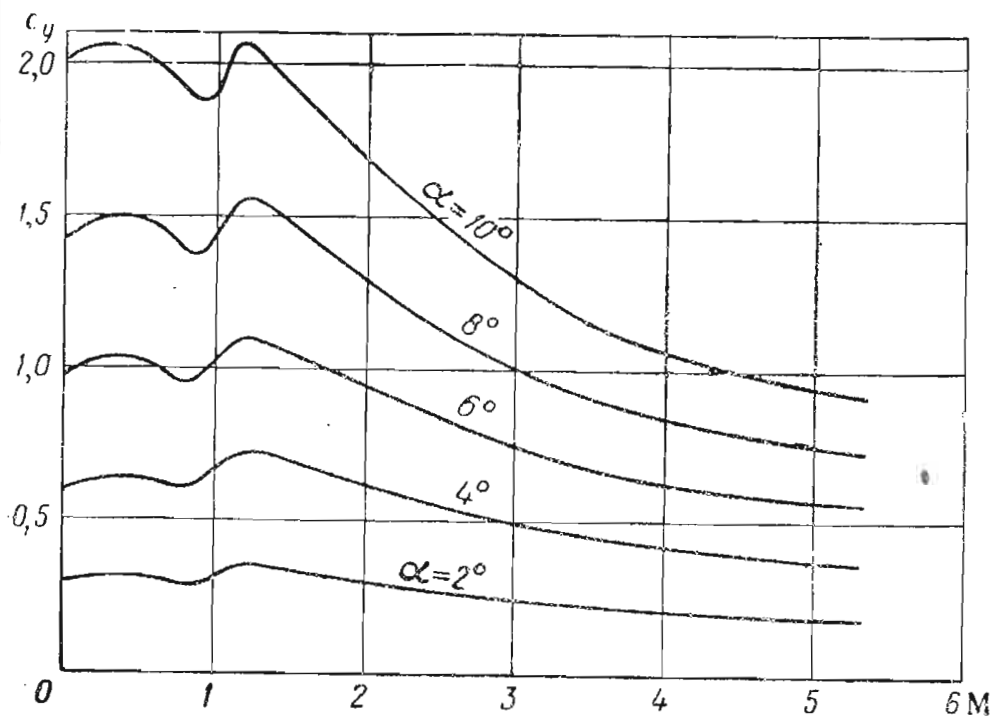
При не очень больших скоростях полета, соответствующих числам  $M$ , не превышающим 0,5—0,6, коэффициенты  $c_x$  и  $c_y$  можно считать не зависящими от скорости. Указанный предел скоростей до недавнего времени как раз соответствовал скоростям, освоенным в авиации, и  $c_x$  и  $c_y$  определялись как постоянные величины для заданной формы самолета в целом или какой-либо его части.

Эти коэффициенты прежде так и рассматривались как коэффициенты формы тела. В дальнейшем, однако, выяснилось, что они зависят и от скорости. По мере приближения скорости полета к скорости звука значения  $c_x$  и  $c_y$  резко возрастают. При больших сверхзвуковых скоростях значения  $c_x$  и  $c_y$  уменьшаются, асимптотически приближаясь к некоторому постоянному значению. Характер изменения  $c_x$  и  $c_y$  в зависимости от числа  $M$  и угла атаки  $\alpha$  показан на фиг. 7.11 и на фиг. 7.12. Нужно вместе с тем указать, что  $c_x$  и  $c_y$  в практических случаях в какой-то мере зависят и от других факторов — от линейных размеров тела, плотности воздуха и пр.

Так или иначе, в ракетной технике, где приходится иметь дело с полным диапазоном скоростей от малых до больших сверхзвуковых, аэродинамические коэффициенты  $c_x$  и  $c_y$  рассматриваются как



Фиг. 7.11. Зависимость коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  баллистической ракеты от числа  $M$  и угла атаки  $\alpha$  (коэффициент  $c_x$  отнесен к миделеву сечению ракеты; реактивная струя отсутствует).



Фиг. 7.12. Зависимость коэффициента подъемной силы ракеты  $c_y$  от числа  $M$  и угла атаки  $\alpha$  (коэффициент  $c_y$  отнесен к миделеву сечению ракеты).

функции скорости  $v$  или, точнее, числа  $M$ . В этом смысле формулы (7.11) и (7.12) утрачивают свое основное содержание, устанавливающее пропорциональность между аэродинамическими силами и скоростным напором. Однако в силу их простоты, удобства и некоторых установившихся в авиации традиций они остаются основными расчетными формулами, независимо от того, идет ли речь о малых или больших скоростях.

Механизм возникновения аэродинамических сил весьма сложен. Определение сил  $X$  и  $Y$  расчетным путем даже в простейших случаях зачастую представляет собой неразрешимую задачу. Поэтому при определении аэродинамических сил (величин  $c_x$  и  $c_y$ ) руководствуются в настоящее время приближенными расчетами, корректируемыми затем результатами продувок в аэродинамических трубах.

Так как продувка ракет в натуральную величину возможна только для очень малых ракет, испытания проводят с моделями, геометрически подобными исследуемым ракетам. Поскольку речь идет о больших скоростях полета, при испытании должно быть непременно соблюдено так называемое условие подобия по числу  $M$ . Иначе говоря, модель должна продуваться в трубе при том же числе  $M$ , при котором необходимо получить  $c_x$  для натуре.

Желательным является соблюдение также подобия по числу Рейнольдса  $Re$ , учитывающему совместное действие сил вязкости и инерционных сил

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu},$$

где  $\mu$  — коэффициент вязкости;

$l$  — некоторый характерный размер ракеты.

Выполнение последнего условия, т. е. равенства  $Re$  для модели и натуре, наталкивается на весьма большие трудности и в практике аэродинамических продувок, как правило, не соблюдается.

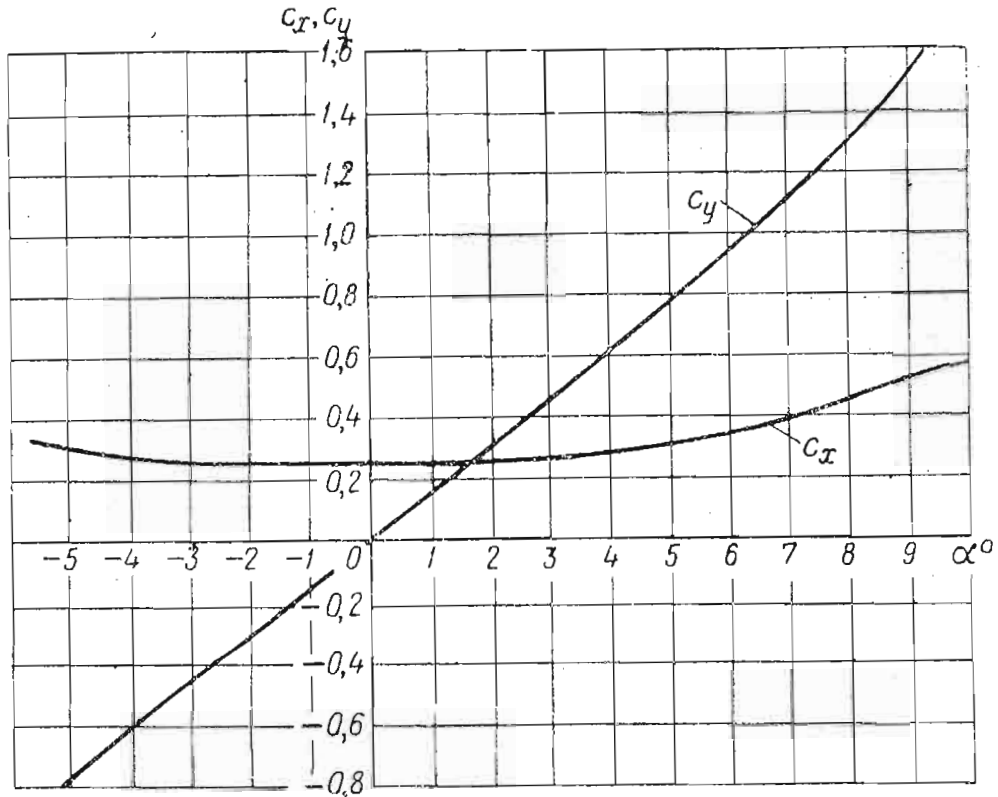
Зависимость аэродинамических сил от угла атаки  $\alpha$  выражается через коэффициенты  $c_x$  и  $c_y$  в функции  $\alpha$  при неизменном  $S$ . Для симметричной ракеты, очевидно, эта зависимость для  $c_x$  будет четной, а для  $c_y$  — нечетной

$$c_x(-\alpha) = c_x(\alpha),$$

$$c_y(-\alpha) = -c_y(\alpha).$$

Зависимости  $c_x$  и  $c_y$  от угла атаки  $\alpha$  показаны на фиг. 7.13 для ракеты V-2 при  $M=2$ , а также на кривых фиг. 7.11 и 7.12.





Фиг. 7.13. Зависимость коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы баллистической ракеты от угла атаки при  $M=2$ .

Существенно заметить, что при малых углах атаки коэффициент лобового сопротивления можно считать не зависящим от угла атаки.

#### Составляющие аэродинамических сил и дозвуковое обтекание

Характер обтекания и механизм образования аэродинамических сил различен в зависимости от того, является ли скорость полета дозвуковой или сверхзвуковой. Однако как в том, так и в другом случае силу лобового сопротивления можно разделить на две основные составляющие: составляющую трения и составляющую давления

$$X = X_{\text{тр}} + X_{\text{д}}.$$

Под силой  $X_{\text{тр}}$  понимается результирующая сил сопротивления, касательных к поверхности тела  $p_t$ , а под силой  $X_{\text{д}}$  — результирующая сил, нормальных к поверхности  $p_n$  (фиг. 7.14)

$$X_{\text{тр}} = \int_S p_t \sin \alpha ds;$$

$$X_{\text{д}} = \int_S p_n \cos \alpha ds,$$

где  $ds$  — элемент поверхности ракеты;

$\alpha$  — местный угол нормали.

Силы  $p_t$  и  $p_n$  отнесены здесь к единице площади поверхности тела.

Можно написать далее, что

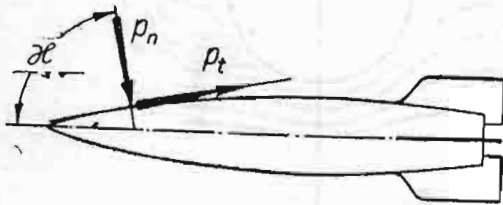
$$X_{\text{тр}} = c_{x \text{ тр}} \frac{\rho v^2}{2} S;$$

$$X_{\text{д}} = c_{x \text{ д}} \frac{\rho v^2}{2} S$$

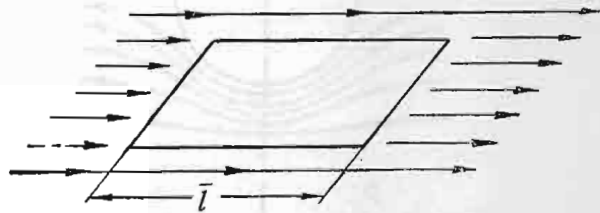
и получить отсюда выражение для общего коэффициента лобового сопротивления в виде

$$c_{x0} = c_{x \text{ тр}} + c_{x \text{ д}}.$$

Теория пограничного слоя позволяет в простейших случаях подсчитать величину  $c_{x \text{ тр}}$  в зависимости от числа  $Re = \frac{\rho v l}{\mu}$ . Так, на-



Фиг. 7.14. Нормальные и касательные аэродинамические силы, действующие на поверхность ракеты.



Фиг. 7.15. Продольное обтекание пластинки.

пример, для продольного обтекания пластинки (фиг. 7.15) коэффициент  $c_{x \text{ тр}}$  при турбулентном потоке может быть определен по формуле

$$c_{x \text{ тр}} = \frac{0,074}{\sqrt{Re}},$$

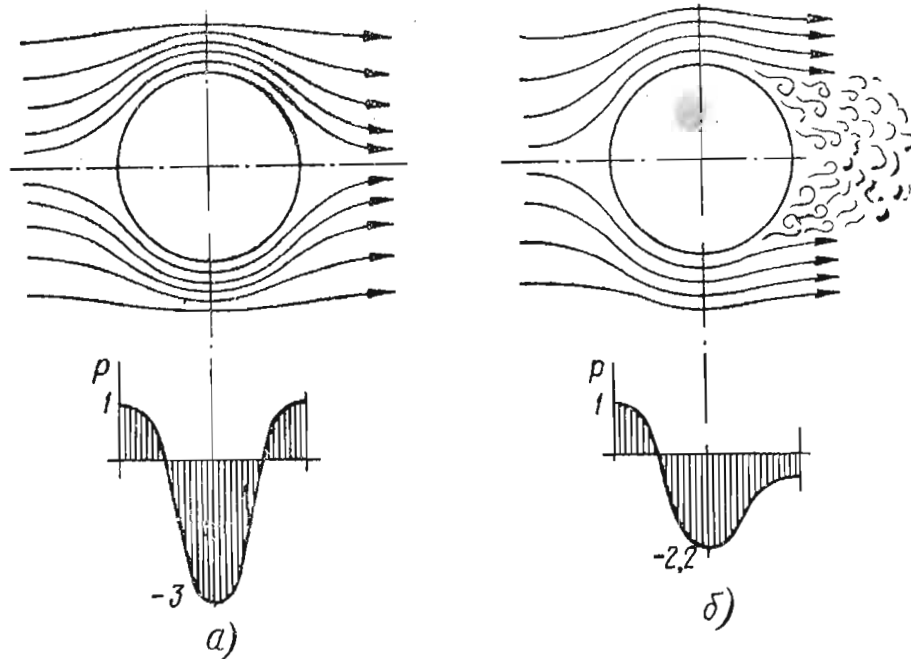
которая справедлива до значений  $Re = 10^7$ .

Формула для  $c_{x \text{ тр}}$  пластинки позволяет оценивать порядок величины коэффициента  $c_{x \text{ тр}}$  для любого тела, если предположить, что величина «смоченной» поверхности определяет силу трения независимо от формы этой поверхности.

Влияние вязкости на лобовое сопротивление не ограничивается простым трением, о котором только что говорилось. Наличие вязкости существенно влияет также на закон распределения нормальных давлений, образующих второе слагаемое сопротивления  $X$ . В зависимости от величины вязкости, особенно у плохо обтекаемых тел, в пограничном слое при большей или меньшей скорости происходит срыв потока, что непосредственно сказывается на законе распределения давлений.

Теория, рассматривающая жидкость как идеальную, лишенную вязкости, приводит к неожиданным результатам. Известен, в частности, так называемый парадокс Эйлера — Даламбера: симметрич-

ное тело (шар, цилиндр) при не очень быстром движении в идеальной жидкости не должно испытывать лобового сопротивления. Так, например, цилиндр при поперечном обтекании (фиг. 7.16,а) воспринимает силы давления, симметричные относительно плоскости, перпендикулярной направлению потока. Эти силы взаимно уравновешиваются и не дают результирующей силы. Наличие вязкости приводит не только к возникновению касательных сил  $p_t$ , но, что еще более важно, к изменению самого характера обтекания.



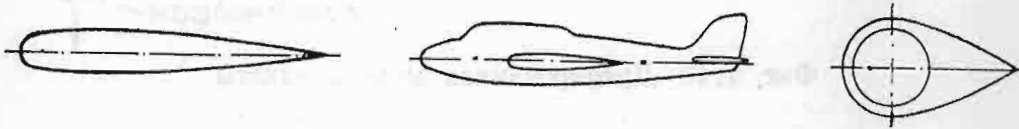
Фиг. 7.16. Возникновение сопротивления давления при дозвуковых скоростях.

В некоторой зоне поток отрывается от поверхности тела, в результате чего возникает интенсивное вихреобразование позади цилиндра. Давление, действующее на цилиндр сзади, оказывается меньше, чем давление окружающей среды (фиг. 7.16,б). Силы давления образуют равнодействующую, направленную против движения цилиндра.

Возникновение в этом случае лобовой силы и ее отсутствие в первом случае понятно и с энергетической точки зрения. При движении цилиндра в идеальной жидкости струйки последней, замыкаясь перед цилиндром, сходятся за ним и остаются неподвижными. Следовательно, сила, движущая цилиндр в жидкости, не производит работы и не сообщает жидкости кинетической энергии. Иначе обстоит дело во втором случае. Здесь за цилиндром образуется вихревой след, обладающий кинетической энергией. На соображение частицам жидкости или газа этой энергии и расходуется работа силы, движущей тело в вязкой среде.

Из сказанного следует, что отрыв пограничного слоя и вихреобразование увеличивают лобовое сопротивление. Для уменьшения силы лобового сопротивления в дозвуковом потоке необходимо придать профилю тела плавные очертания, способствующие обтеканию без срыва потока, т. е. сделать, как говорят, форму тела удобообтекаемой. На фиг. 7.17 показаны такие удобообтекаемые формы: а) профиля крыла самолета, предназначенного для полета при дозвуковых скоростях; б) фюзеляжа самолета; в) цилиндра, закрытого обтекателем.

Существенно отметить, что все удобообтекаемые тела имеют плавно сходящиеся обводы в задней части, не допускающие срыва потока и округлые очертания в передней части. Остроносые формы в дозвуковом потоке невыгодны. Острая кромка турбулизирует поток и увеличивает опасность его отрыва.



Фиг. 7.17. Примеры тел, имеющих удобообтекаемую форму.

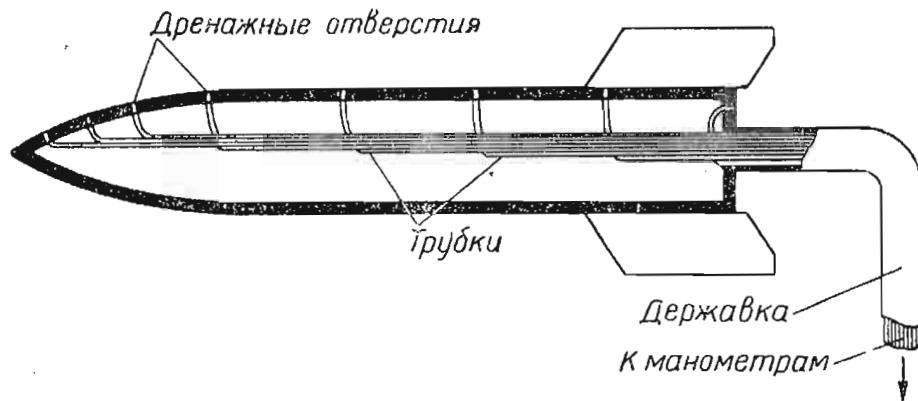
При небольших скоростях полета сопротивление трения удобообтекаемого тела составляет основную часть общего сопротивления, а сопротивление формы (давления) при этом играет второстепенную роль. Для тел плохообтекаемых, таких, как шар, цилиндр, сопротивление формы имеет величину, существенно большую, чем сопротивление трения. При больших же скоростях даже у хорошо обтекаемых тел сопротивление давления приобретает решающее значение.

Рассматривая эпюру распределения давлений, показанную на фиг. 7.16,б, мы замечаем, что давление на поверхности тела может быть как положительным, так и отрицательным. В связи с этим для тел вращения (корпуса ракеты) сопротивление давления разделяют на две части: головное сопротивление (сопротивление от давления, распределенного по корпусу) и донное, возникающее вследствие разрежения за дном (донный подсос). Так же разделяют сопротивление и при сверхзвуковых скоростях.

При полете ракеты воздух впереди не уплотняется. Здесь создается повышенное давление, величина которого определяет «сопротивление от давления». Это сопротивление с ростом скорости возрастает неограниченно. За ракетой образуется разрежение — донный вакуум, определяющий сопротивление подсоса. Эта составляющая сопротивления также возрастает со скоростью, однако не беспредельно. Она не может быть больше величины, соответствующей абсолютному донному вакууму.

Разделение сопротивления давления на головное и донное производится обычно на основании аэродинамических продувок. Мо-

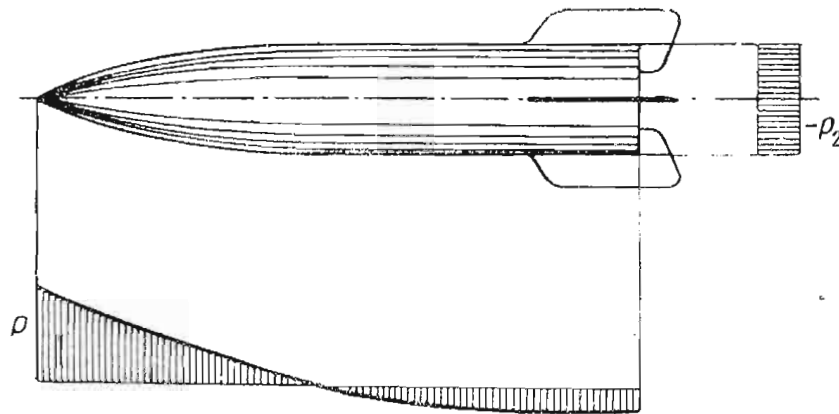
дель, как говорят, дренируют, т. е. засверливают во многих точках. Через полученные отверстия давление подводится к манометрам (фиг. 7.18). В результате продувки получается полная картина распределения давления по поверхности модели. После этого нетрудно определить головное и донное сопротивления.



Фиг. 7.18. Дренированная модель ракеты.

На фиг. 7.19 показан закон распределения давления по поверхности корпуса ракеты (без учета оперения).

При наличии угла атаки  $\alpha$  характер обтекания ракеты будет отличным от того, который имеет место при  $\alpha=0$ . В этом случае появляется боковое перетекание воздуха из зоны повышенного давления в зону более низкого давления, что приводит к дополнительному образованию вихрей и дополнительной затрате энергии на их

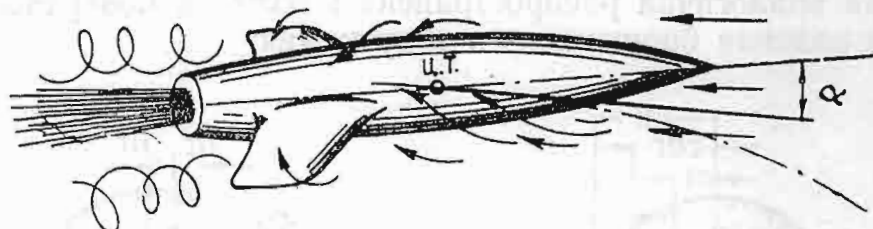


Фиг. 7.19. Распределение аэродинамического давления по корпусу ракеты.

образование. Соответствующая добавочная сила сопротивления носит название индуктивного сопротивления. На фиг. 7.20 стрелками показаны линии дополнительных токов воздуха и образующиеся от них вихри.

Указанное здесь деление силы сопротивления на отдельные составляющие остается справедливым как для дозвукового, так и

для сверхзвукового обтекания. Однако при переходе за скорость звука появляется дополнительная составляющая силы сопротивления



Фиг. 7.20. Образование вихрей, приводящее к индуктивному сопротивлению при полете ракеты с углом атаки.

ния, резко меняется сам характер обтекания и соответственно этому изменяется и подход к выбору наиболее рациональных аэродинамических форм.

### Особенности сверхзвукового обтекания

Вернемся к преобразованиям, которые были проведены в гл. VI [формула (6.19)] для определения скорости звука.

Для скорости распространения волны сжатия было получено выражение

$$a_{y1} = \sqrt{\frac{\rho + \Delta\rho}{\rho} \frac{\Delta p}{\Delta\rho}}$$

При очень слабых (звуковых) возмущениях, когда  $\rho + \Delta\rho \approx \rho$ , это выражение переходит в формулу для скорости звука

$$a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta\rho}}$$

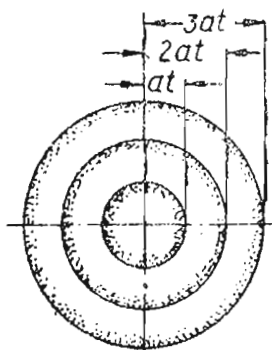
откуда в предположении адиабатического процесса сжатия газа при звуковых колебаниях получается

$$a = \sqrt{k \frac{p}{\rho}} = \sqrt{kgRT}$$

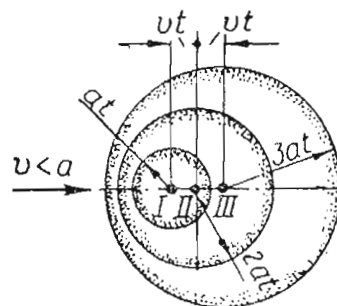
Из сравнения выражений для скорости распространения ударной волны и скорости звука следует, что сильные возмущения всегда распространяются быстрее звука.

Предположим, что в неподвижной газовой среде имеется постоянный источник слабых возмущений. Представим себе, что в некоторый момент этот источник создал местное уплотнение газа. Вследствие этого возникает звуковая сферическая волна, которая начнет распространяться равномерно во все стороны со скоростью звука  $a$ . Через время  $t$  фронт волны отойдет от источника возмущения на расстояние  $at$ . Если источник возмущений посылает сигналы периодически, фронты всех волн расположатся

в виде концентрических сферических поверхностей с центром у источника возмущений (фиг. 7.21). Картина распространения этих волн аналогична распространению волн на поверхности воды от места падения брошенного в воду камня.

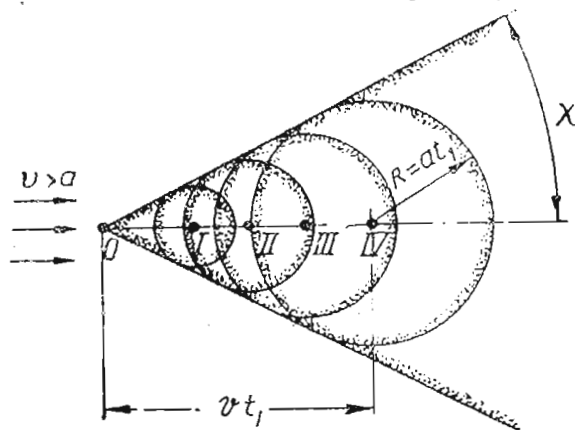


Фиг. 7.21. Распространение слабых волн в неподвижной среде.



Фиг. 7.22. Распространение слабых волн в среде, движущейся со скоростью  $v < a$ .

Представим теперь, что источник возмущений неподвижен, а газовая среда движется относительно него со скоростью  $v$ , причем  $v < a$ . За время  $t$  между двумя сигналами источника возмущений первая волна будет снесена на величину  $vt$  и центры сферических волн будут смещены друг относительно друга на ту же величину  $vt$ . Вместе с тем, поскольку  $v < a$ , центр каждой последующей сферы остается вписанным в предыдущую (фиг. 7.22).



Фиг. 7.23. Распространение слабых волн в среде, движущейся со скоростью  $v > a$ .

Иначе обстоит дело при  $v > a$ , т. е. в том случае, когда поток, обтекающий тело, будет сверхзвуковым. В этом случае центр каждой последующей сферы окажется за пределами предыдущей (фиг. 7.23), и мы получим семейство сфер, имеющих коническую огибающую поверхность.

Таким образом, характер распространения возмущений оказывается различным в зависимости от скорости потока.

Пока скорость потока была меньше скорости звука, возмущения распространялись во все стороны, пусть неравномерно, но как по потоку, так и против него. Когда же скорость потока оказалась больше скорости звука, возмущения стали распространяться только в одну сторону — по потоку. Огибающая коническая поверхность — так называемый конус Маха — является при этом поверх-

ностью, разграничивающей область точек, достижимую для звуковых сигналов, от области, не достижимой для них.

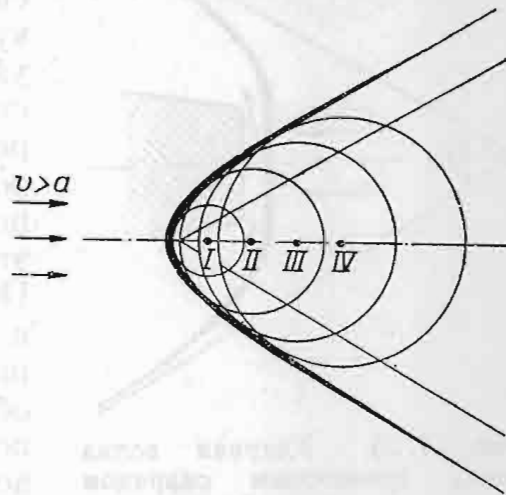
Находясь за пределами этого конуса, мы не можем получить сигналов, посылаемых источником возмущений. Угол при вершине конуса (угол Маха) зависит от отношения скорости потока к скорости звука. Из фиг. 7.23 видно, что

$$\sin \chi = \frac{a}{v} = \frac{1}{M}.$$

При уменьшении скорости потока угол  $\chi$  увеличивается и при  $v=a$  делается равным  $90^\circ$ . Это означает, что конус возмущений превращается в плоскость. При этом сигналы, посланные источником возмущения, достигают любой точки, расположенной сзади источника.

Предположим теперь, что источник возмущений способен непрерывно посылать не только слабые, акустические, но и сильные, ударные, волны. Посмотрим, как будут распространяться эти волны в сверхзвуковом потоке.

Ударная волна, как мы уже знаем, распространяется со скоростью  $a_{уд}$ , большей скорости звука. Поэтому в первый момент волна, отходящая от источника возмущений, может распространяться при достаточной начальной мощности против сверхзвукового потока. По мере распространения эта волна будет ослабевать и скорость ее будет уменьшаться, приближаясь в пределе к скорости звука. При этих условиях огибающая семейства сферических волн уже не будет представлять собой простую коническую поверхность. Это будет поверхность, напоминающая в своей головной части гиперболоид и переходящая затем в конус слабых возмущений. На фиг. 7.24 показана такая огибающая поверхность. Там, где сила ударной волны больше (непосредственно впереди источника), огибающая вычерчена более толстой линией.



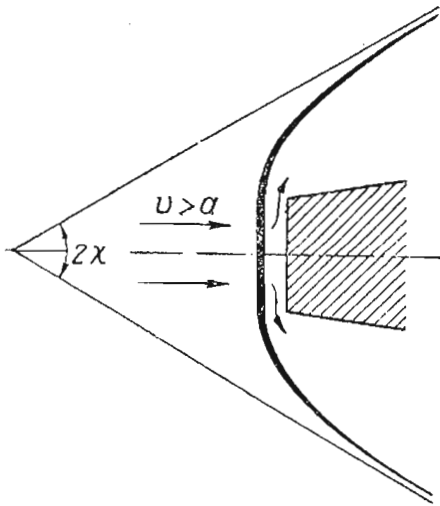
Фиг. 7.24. Огибающая семейства ударных сферических волн при движении со скоростью  $v > a$ .

Употреблявшееся до сих пор понятие «источник возмущений» включает в себя не только специальное устройство, посылающее звуковые сигналы. Каждая точка, каждый выступ обтекаемого тела, движущегося в потоке, может быть таким источником, сообщаящим потоку непрерывные возмущения. При этом можно встретить источники как слабых, так и сильных возмущений.



Рассмотрим обтекание некоторого тупоносого тела сверхзвуковым потоком (фиг. 7.25). Каждая точка тела может рассматриваться как источник слабых возмущений. Сигнал от этого источника может распространяться только внутри конуса слабых возмущений.

Возмущения в окрестности точек, расположенных на передней плоской части обтекаемого тела, образуют впереди тела зону повышенного давления. Но если впереди тела образовалась зона повышенного давления со свободной передней поверхностью, то образовалась ударная волна, которая обладает свойством распро-



Фиг. 7.25. Ударная волна перед тупоносным снарядом при сверхзвуковой скорости полета.

страняться со скоростью, большей скорости звука. Таким образом, появляется волна, движущаяся навстречу потоку. Однако она не имеет возможности уйти далеко вперед. Как только расстояние между фронтом волны и передней кромкой увеличится, возникает возможность перетекания газа из зоны повышенного давления в стороны (как это показано стрелками на фиг. 7.25). При этом сила ударной волны упадет и скорость ее распространения уменьшится. Таким образом, впереди тела, обдуваемого сверхзвуковым потоком, постоянно будет находиться ударная волна, движущаяся вперед со скоростью сверхзвукового потока. Расстояние между волной и телом зависит от формы тела, определяющей возмож-

ность перетекания газа в стороны, и от скорости набегающего потока.

За пределами носовой части обтекаемого тела фронт ударной волны наклоняется, интенсивность волны уменьшается. В пределе угол наклона ударной волны к направлению скорости становится равным углу Маха, а сама ударная волна переходит в обычную акустическую волну.

Наличие ударных волн является характерной особенностью сверхзвукового обтекания. В сверхзвуковой аэродинамике ударные волны принято называть скачками уплотнения.

Скачки уплотнения возникают не только впереди, но и сзади обтекаемого тела.

Рассмотрим хвостовую часть тела, обдуваемого сверхзвуковым потоком, или, что одно и то же, тела, летящего со сверхзвуковой скоростью (фиг. 7.26).

Примем угол заднего среза тела за источник слабых возмущений.

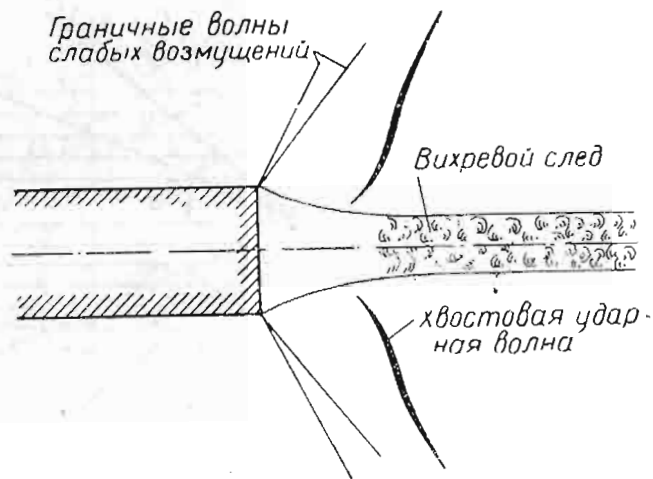


потока это означает уменьшение скорости, например, до значения  $v_3$ . Соответствующий этой скорости угол Маха

$$\chi_3 = \arcsin \frac{a}{v_3} . .$$

Так как  $v_3 < v_2$ , то  $\chi_3 > \chi_2$ . На фиг. 7.26 прямая  $O'B'$  располагается левее прямой  $O'A'$ .

Мы приходим, таким образом, к противоречию: граница, где должно начинаться искривление потока, расположена за той линией, где это искривление должно заканчиваться. Выходом из это-



Фиг. 7.27. Хвостовая ударная волна и вихревой след за плоским дном снаряда, летящего со сверхзвуковой скоростью.

го противоречия может быть только скачкообразное изменение скорости газа  $v_2$  до  $v_3$  со скачкообразным поворотом потока. Давление и другие параметры потока при этом также изменяются скачком. Граница скачка располагается между прямыми  $O'A'$  и  $O'B'$ .

Представленная картина образования хвостового скачка является схематичной. В действительности непосредственно за плоским дном тянется вихревой след и точка  $O'$  как источник возмущения является условной. Скачок появляется на некотором удалении от оси. На фиг. 7.27 изображена схема действительного расположения хвостовой ударной волны.

Возникновение скачков при сверхзвуковом обтекании приводит к дополнительному сопротивлению, называемому волновым сопротивлением. Действительно, сила, движущая тело со сверхзвуковой скоростью, должна дополнительно совершать работу на поддержание ударных волн. Важно подчеркнуть, что работа затрачивается не на продвижение волн (они и сами движутся), а именно на под-

держание постоянной интенсивности ударных волн. Если бы к волнам не подводилась добавочная энергия за счет движущей силы, их скорость сделалась бы меньше скорости звука и они отстали бы от ракеты, летящей со сверхзвуковой скоростью.

Поскольку за скачком уплотнения образуется зона повышенного давления, волновое сопротивление может трактоваться как следствие возникновения добавочного давления, действующего на поверхность ракеты при наличии головного скачка. Очевидно, чем интенсивнее скачок, тем больше будут потери, тем больше будет волновое сопротивление.

Мы уже заметили (см. фиг. 7.24), что сила скачка (перепад давлений на скачке) зависит от того угла, который составляет фронт волны с вектором потока. Ясно, что для того, чтобы волна шла прямо против потока (так называемая прямая волна, или прямой скачок), она должна обладать большей силой, чем в том случае, когда она движется наклонно к потоку (косой скачок). В пределе, когда волна составляет с потоком угол Маха, сила ее вообще может быть ничтожно малой.

Так как волновое сопротивление представляет в сверхзвуковом полете значительную и даже — при больших скоростях — большую часть общего сопротивления, необходимо принимать специальные меры для его уменьшения.

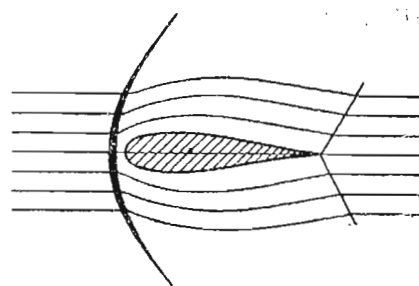
Для снижения общего сопротивления в сверхзвуковом потоке ракете необходимо придавать такую форму, чтобы скачки, раз уж они неизбежны, были косые, чтобы угол их по возможности приближался к углу Маха. Наименее подходящими являются формы, при которых возникают прямые скачки.

После сказанного становится ясным, что так называемые удобообтекаемые тела, дающие наименьшее лобовое сопротивление в дозвуковом потоке, в сверхзвуковом становятся плохообтекаемыми. На фиг. 7.28 показана картина обтекания дозвукового профиля сверхзвуковым потоком. Перед крылом устанавливается криволинейный скачок, близкий к прямому, в результате чего волновое сопротивление такого крыла оказывается значительным.

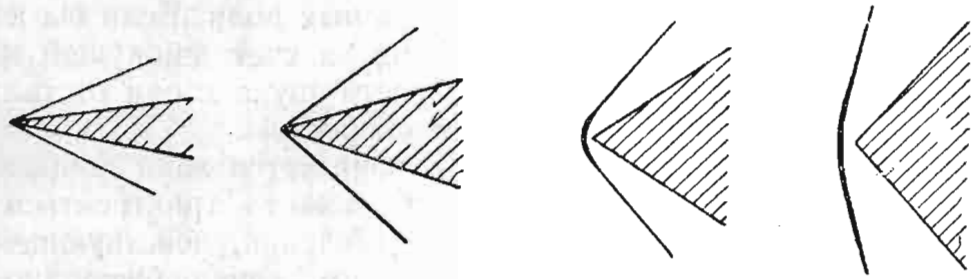
Для полетов со сверхзвуковыми скоростями наиболее выгодными оказываются тонкие, удлиненные, остrokонечные профили.

При остrokонечной форме профиля или конусообразной головной части ракеты головной скачок получается косым и при очень остром угле передней кромки приближается к волне слабых возмущений. Потери энергии в таком скачке будут минимальными.

По мере утолщения передней кромки или увеличения угла конуса увеличивается и угол скачка. Когда угол конуса или клина



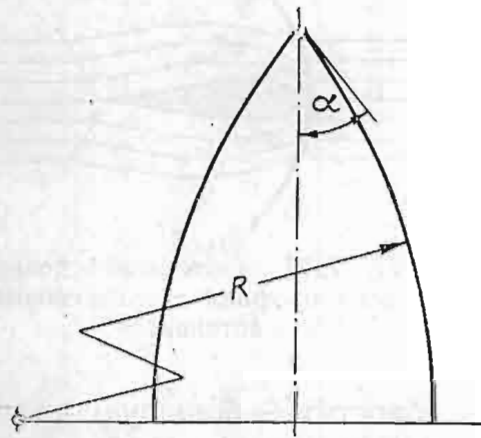
Фиг. 7.28. Обтекание дозвукового профиля сверхзвуковым потоком.



Фиг. 7.29. Зависимость формы скачка от угла заострения передней кромки при неизменной скорости потока.

у передней кромки станет равным так называемому критическому углу, скачок в центральной части делается прямым и отойдет от носка. Потери в этом скачке будут значительно большими.

На фиг. 7.29 показано изменение формы скачка в зависимости от угла заострения передней кромки при неизменной скорости обтекания.



Фиг. 7.30. Форма оживала.

Таким образом, максимальная заостренность головной части ракеты является условием получения минимального волнового сопротивления. Однако чрезмерное удлинение головной части приводит к увеличению сопротивления трения и к затруднениям конструктивного характера.

Обычно передней части ракет и снарядов придается так называемая оживальная форма, которая очерчивается дугами окружности или дугами параболы (фиг. 7.30).

### Волновой кризис

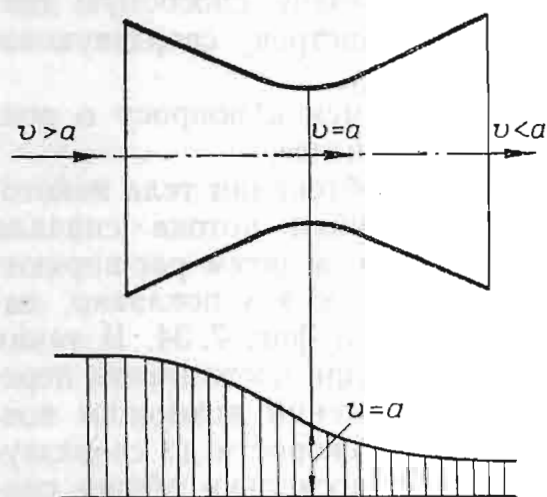
Волновое сопротивление, являющееся следствием возникновения скачков уплотнения, имеет место и при дозвуковых скоростях полета, близких к скорости звука. Дело в том, что в этих условиях местная скорость потока при обтекании крыльев, оперения или других частей самолета или ракеты может превышать скорость звука и в соответствующих местах могут возникать скачки уплотнения.

Скорость полета, при которой у поверхности тела возникает местная скорость звука, носит название *критической скорости полета*, а явление возникновения первых скачков принято называть *волновым кризисом*.

Для того, чтобы разобраться в картине возникновения скачков при дозвуковой скорости полета, убедимся сначала в том, что

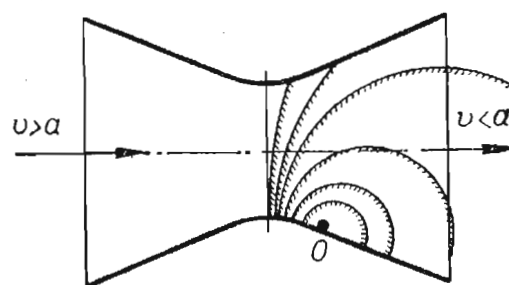
сверхзвуковой поток переходит в дозвуковой только через скачок. Поток, в котором осуществляется постепенный переход от сверхзвуковой скорости к дозвуковой, — неустойчив.

Действительно, для того, чтобы уменьшить скорость сверхзвукового потока, площадь сечения потока необходимо уменьшить. После того как скорость потока станет равной скорости звука, площадь сечения для дальнейшего торможения потока должна увеличиваться.



Фиг. 7.31. Плавное торможение сверхзвукового потока в обратном (обращенном) сопле Лавалья.

Таким образом, мы приходим к схеме обращенного сопла Лавалья (фиг. 7.31). Течение через сопло Лавалья было описано ранее (см. стр. 189).



Фиг. 7.32. Распространение слабых волн возмущения в дозвуковой части потока.

Допустим, что скорость потока плавно меняется от сверхзвуковой до дозвуковой (см. фиг. 7.31). В критическом, самом узком, сечении сопла скорость потока будет равна местной скорости звука.

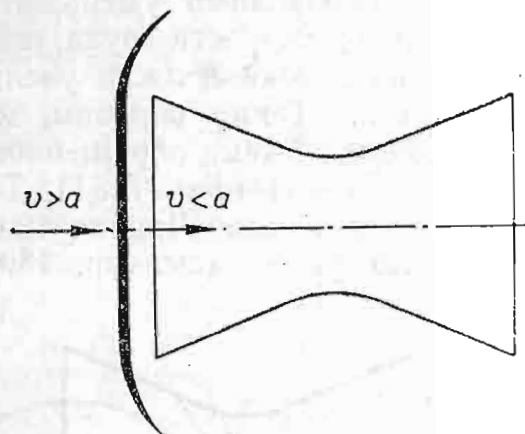
Каждая точка стенки сопла, да и самого газа, может рассматриваться как источник слабых возмущений. Возьмем какую-либо точку, расположенную в дозвуковой области потока, например, точку  $O$  на фиг. 7.32. Возмущения, отходящие от этой точки, будут распространяться во все стороны, на любое расстояние по потоку и только до критического сечения против потока. И так будет обстоять дело с возмущениями от всех точек, расположенных в дозвуковой части потока. В результате возмущения от различных источников будут суммироваться в окрестности критического сечения и возникающая таким образом волна приобретает способность двигаться навстречу потоку со скоростью, большей скорости звука.

В некотором сечении, в зависимости от формы сверхзвукового потока, скорости потока и волны (скачка) сравниваются и положение скачка должно стабилизироваться.

В практических случаях для жесткого диффузора описанное торможение сверхзвукового потока приводит к тому, что скачок выходит за пределы диффузора и располагается непосредственно

перед входом, а за скачком устанавливается сразу дозвуковая скорость (фиг. 7.33).

Таким образом, переход от сверхзвуковой скорости к дозвуковой происходит скачком и объясняется это тем, что в потоке всегда имеется достаточное количество источников возмущений, образующих интегральным образом волну, способную двигаться навстречу сверхзвуковому потоку.

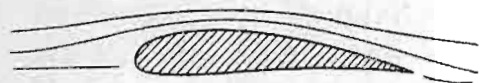


Фиг. 7.33. Скачок перед входом в диффузор.

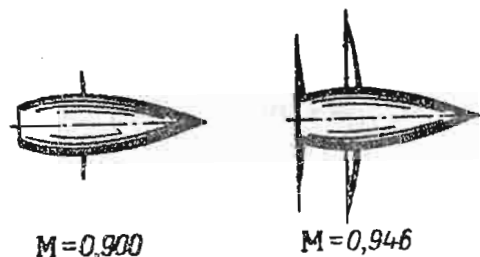
Вернемся к вопросу о волновом кризисе. При обтекании тела некоторые струйки потока сначала сужаются, а затем расширяются так, как это показано, например, на фиг. 7.34. В таких струйках при достаточном перепаде давлений возможно возрастание скорости до сверхзвуковой, как в сопле Лавалья. Далее, однако, поскольку общая скорость потока меньше звуковой, должен иметь место обратный переход к скорости, меньшей скорости звука. Но теперь мы уже знаем, что этот переход происходит через скачок. Таким образом возникают скачки при дозвуковой скорости полета.

На фиг. 7.35 показаны скачки, образующиеся на поверхности летящей пули. Эти скачки образуются при скоростях, близких к скорости звука ( $M=0,900$  и  $M=0,946$ ).

В современной авиации, осваивающей предзвуковые и звуковые



Фиг. 7.34. Изменение сечения струек при обтекании тела (крылового профиля).



Фиг. 7.35. Скачки, образующиеся на поверхности пули при больших дозвуковых скоростях полета.

В современной авиации, осваивающей предзвуковые и звуковые скорости полета, вопрос волнового кризиса является весьма серьезным. При появлении первых скачков резко возрастают аэродинамические нагрузки и происходит качественное изменение характера обтекания с перераспределением сил давления по поверхности летательного аппарата. Все это приводит к большим силовым перегрузкам конструкции и изменению степени устойчивости и управляемости самолета.

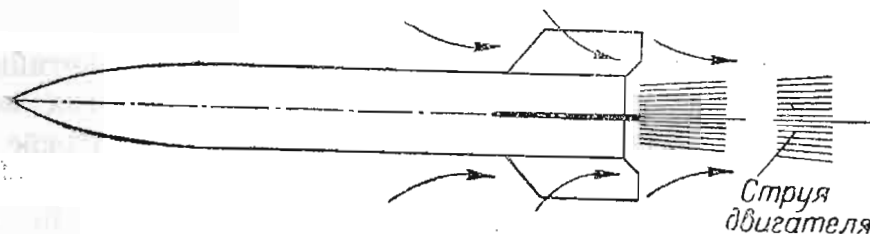
Возникающие затруднения преодолеваются в настоящее время, с одной стороны, исследованием и решением вопросов устойчивости и управляемости в стадии волнового кризиса, а с другой,— применением конструктивных форм, отодвигающих наступление волнового кризиса. К последним относится, например, переход на тонкие симметричные профили крыла и на стреловидные крылья.

Для тех ракет, большая часть траектории которых проходит со сверхзвуковой скоростью (таких ракет большинство), отодвигание волнового кризиса не имеет смысла. Здесь необходимо отыскивать наиболее рациональные формы с точки зрения минимального волнового сопротивления.

### Влияние струи ракетного двигателя на аэродинамические силы

Наличие газовой струи работающего двигателя вносит некоторые специфические особенности в аэродинамику ракеты.

Рассмотрим влияние струи на каждую из составляющих лобового сопротивления. На сопротивление давления струя двигателя не может оказать сколько-нибудь заметного воздействия. При сверхзвуковой скорости полета такое воздействие просто невозможно, а при дозвуковой,— если оно и есть, то остается крайне незначительным.



Фиг. 7. 36. Увлечение внешнего потока газовой струей двигателя.

Сопротивление трения при сверхзвуковой скорости полета от наличия газовой струи также не меняется. При дозвуковой скорости оно несколько увеличивается вследствие того, что газовая струя эжектирует (подсасывает) окружающий воздух и ускоряет поток вдоль боковой поверхности ракеты (фиг. 7. 36). Ускоренный около хвостовой части обтекающий поток имеет пониженное давление, что приводит еще к дополнительному лобовому сопротивлению, особенно в том случае, если ракета к хвостовой части сужается.

Основное влияние оказывает газовая струя на донное сопротивление. За ракетой с работающим двигателем против соплового отверстия нет разреженного пространства. Поэтому полное сопротивление ракеты и при дозвуковой, и при сверхзвуковой скорости полета включает в себя только часть донного сопротивления, соответствующую площади донного среза, окружающего сопло. Так,



например, при расчете лобовой силы для ракеты типа V-2 при работающем двигателе сохраняется только 50% донного сопротивления.

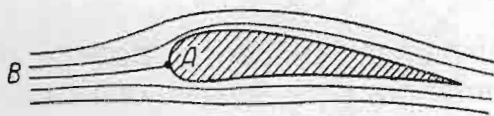
При малых скоростях полета указанное обстоятельство снижает лобовое сопротивление на заметную величину. Изменением же сопротивления вследствие эжектирования обтекающего потока пренебрегают. При больших скоростях уменьшение лобового сопротивления, связанное с наличием газовой струи, становится незаметным, поскольку при этом донное сопротивление играет малую роль и основным является волновое сопротивление.

Таким образом, при расчетах траектории ракеты лобовое сопротивление берется различным в зависимости от того, идет ли речь при всех прочих равных условиях об активном или пассивном участках траектории, т. е. об участках траектории, проходимых с работающим или неработающим двигателем. Следует отметить, что так как у ракет вообще сила тяги во много раз превышает лобовое сопротивление, то при оценке аэродинамических сил ракеты нет нужды в больших уточнениях. В этом смысле ракета заметно отличается от самолета, у которого при равномерном полете по горизонтали сила тяги равна силе сопротивления.

### Нагревание корпуса ракеты при больших скоростях полета

Аэродинамическое воздействие среды на корпус летящей ракеты не является чисто силовым. При больших скоростях возникает еще и тепловое воздействие, проявляющееся в нагреве поверхности ракеты.

Из выведенного выше (в гл. VI) уравнения энергии следует, что при движении газа в трубе или при обтекании им каких-либо



Фиг. 7. 37. К определению температуры торможения.

тел происходит превращение одних видов энергии в другие. Кинетическая энергия переходит в тепловую и наоборот. Уменьшение кинетической энергии (уменьшение скорости) обязательно приводит к повышению температуры газа, а следовательно, и температуры обтекаемого тела.

Скорость газа может уменьшаться при встрече им препятствия в виде обтекаемого тела, а также вследствие трения в пограничном слое. Повышение температуры газа не зависит при этом, естественно, от причин, вызвавших торможение потока.

Рассмотрим тело, обтекаемое газом (фиг. 7. 37).

У передней кромки этого тела поток разделяется на две части. Часть струек уходит вверх, а часть — вниз. Очевидно, что в некоторой точке А у переднего края тела скорость потока равна нулю.

Здесь, как говорят, происходит полное торможение потока и вся кинетическая энергия газа переходит в его теплосодержание. Эту точку называют точкой торможения, или критической точкой. Нетрудно определить в этой точке температуру газа.

Выделим из всего потока струйку газа  $AB$ , где точка  $B$  относится к сечению невозмущенного потока, и напишем для этой струйки уравнение энергии (6.10)

$$\frac{v_B^2}{2} + \frac{k}{k-1} \left( \frac{p}{\rho} \right)_B = \frac{v_A^2}{2} + \frac{k}{k-1} \left( \frac{p}{\rho} \right)_A.$$

Так как

$$\frac{p}{\rho} = gRT,$$

то

$$\frac{v_B^2}{2} + \frac{k}{k-1} gRT_B = \frac{v_A^2}{2} + \frac{k}{k-1} gRT_A.$$

Но  $v_B = v$  и  $v_A = 0$ , поэтому приращение температуры при торможении потока от точки  $B$  до точки  $A$  будет

$$\Delta T = T_A - T_B = \frac{v^2}{2} \frac{k-1}{kgR}.$$

Температура в критической точке  $T_A$  представляет собой температуру торможения.

Для воздуха  $k=1,4$ ,  $R=29,27$  кгм/кг град

и

$$\frac{k-1}{2kgR} v^2 \approx \frac{v^2}{2000};$$

температура торможения при этом

$$T_{\text{торм}} = T + \frac{v^2}{2000}.$$

При малых скоростях температура торможения невелика. Однако при достижимых для ракеты сверхзвуковых скоростях она может оказаться весьма значительной. Так, например, при скорости полета 1500 м/сек

$$T_{\text{торм}} = T + \frac{1500^2}{2000} = T + 1125^\circ;$$

при температуре окружающей среды  $T=275^\circ$  абс. это составит  $1400^\circ$  абс.

Температура ракеты будет, естественно, заметно ниже температуры торможения вследствие частичного отвода тепла внутрь тела и теплового излучения в атмосферу. Однако она остается все-таки достаточно высокой, что вынуждает принимать соответствующую

щие конструктивные меры. В частности, у баллистических ракет дальнего действия на носовой части устанавливается наконечник из термостойкого материала (кварц, графит).

Если торможение газа является неполным, то, понятно, температура потока будет ниже температуры полного торможения. Для хорошо обтекаемых тел температура потока в пограничном слое равняется 40—70% от температуры полного торможения.

Разогрев корпуса ракеты вследствие торможения воздуха у твердых стенок является основным препятствием в освоении сверхвысоких скоростей полета в атмосфере. Преодолеть это препятствие можно путем создания особо жаростойких материалов и введения искусственного охлаждения наиболее опасных мест подобно тому, как это делается с внутренней оболочкой камеры сгорания и сопла ЖРД. Однако первоочередной и естественно необходимой мерой является во всех случаях соблюдение правильности аэродинамических форм, не допускающих сильного торможения потока.

Если вернуться к вопросу истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя, то следует указать, что и там имеет место торможение потока и вследствие этого повышение температуры у стенок сопла в пограничном слое. Это, как уже упоминалось, приводит к увеличению теплового потока через стенку.

При полном торможении газа в сопле ЖРД и отсутствии тепловых потерь кинетическая энергия потока преобразуется обратно в теплосодержание, которое имел газ в камере сгорания. Следовательно, при отсутствии тепловых потерь температура торможения потока в сопле ЖРД будет равна температуре в камере сгорания. Подобное полное торможение газа и соответствующий разогрев имеют место, например, на передних кромках газовых рулей.

#### 4. СТАБИЛИЗИРУЮЩИЙ И ДЕМПФИРУЮЩИЙ МОМЕНТЫ

##### Стабилизирующий аэродинамический момент

Выше уже указывалось, что система распределенных по поверхности аэродинамических сил может быть приведена к любой точке ракеты в виде равнодействующей силы и момента, величина которого зависит от того, к какой точке приведена система сил.

Если систему аэродинамических сил привести к центру тяжести ракеты, то при угле атаки, не равном нулю, мы, кроме сил  $X$  и  $Y$ , рассмотренных выше, получим результирующий момент — так называемый *восстанавливающий*, или *стабилизирующий*, момент  $M_{ст}$ , направленный в сторону уменьшения угла атаки  $\alpha$  (фиг. 7.38).

Величина стабилизирующего момента определяется по формуле, аналогичной формулам, по которым определялись сила лобового сопротивления  $X$  и подъемная сила  $Y$

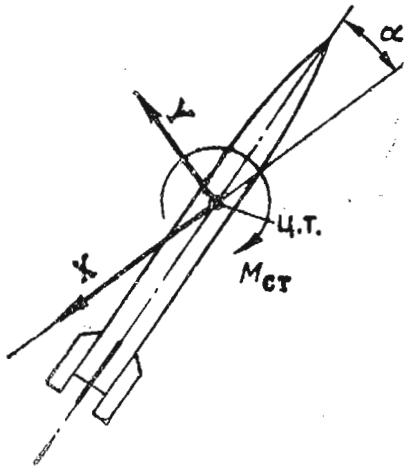
$$M_{ст} = c_m \frac{\rho v^2}{2} Sl, \quad (7.12)$$

где  $\rho$ ,  $v$  и  $S$  — соответственно плотность воздуха, скорость полета и характерная площадь;

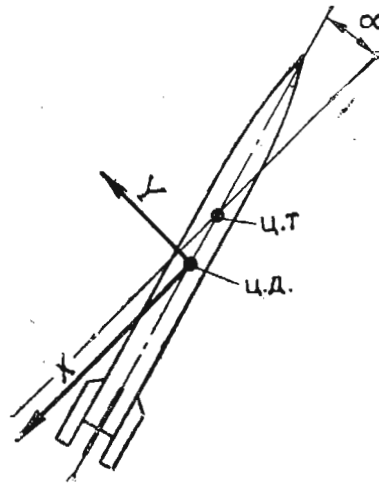
$l$  — некоторый характерный линейный размер (обычно длина ракеты);

$c_m$  — безразмерный коэффициент момента.

При небольших дозвуковых скоростях полета величина  $c_m$  не зависит от скорости. При больших скоростях  $c_m$  подобно коэффициентам  $c_x$  и  $c_y$  рассматривается как функция скорости.



Фиг. 7.38. Приведение аэродинамических сил к центру тяжести ракеты.



Фиг. 7.39. Приведение аэродинамических сил к центру давления ракеты.

Коэффициент  $c_m$  в первом приближении (при малых  $\alpha$ ) пропорционален углу атаки

$$c_m = c_m^\alpha \alpha.$$

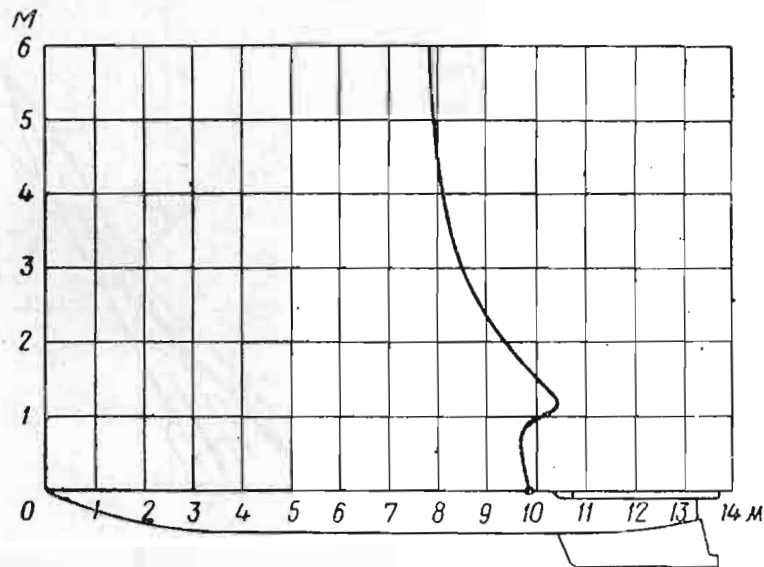
Величина  $c_m^\alpha$  зависит не просто от скорости полета, как все прочие аэродинамические характеристики. Поскольку аэродинамические силы приведены к центру тяжести ракеты, а сам центр тяжести перемещается вдоль оси по мере расходования топлива, то получается, что величина  $c_m^\alpha$  зависит еще от внутреннего распределения масс ракеты. В связи с этим в качестве мерил стабилизирующего момента удобно избирать вместо  $c_m^\alpha$  другую характеристику.

На оси ракеты существует такая точка, приводя к которой систему аэродинамических сил, мы получаем момент, равный нулю. Эта точка называется *центром давления*.

Центр давления может рассматриваться как точка пересечения равнодействующей аэродинамических сил с осью ракеты (фиг. 7.39). Положение центра давления зависит исключительно от внешней аэродинамики ракеты.

Взаимное расположение центра давления и центра тяжести является существенным для стабилизации ракеты в полете.

Если центр давления расположен сзади центра тяжести, то при отклонении оси ракеты от направления полета аэродинамические силы создадут момент, уменьшающий угол атаки и восстанавливающий первоначальное направление оси. Если центр давления будет впереди центра тяжести, то аэродинамические силы при отклонении оси от направления полета создадут момент, уводящий ось в сторону. Во втором случае, как говорят, ракета не стабили-



Фиг. 7.40. Зависимость положения центра давления ракеты от числа  $M$  полета.

зированной, или статически неустойчива. Для того, чтобы сместить центр давления назад, ракета снабжается оперением. Неоперенная ракета, как правило, бывает статически неустойчивой.

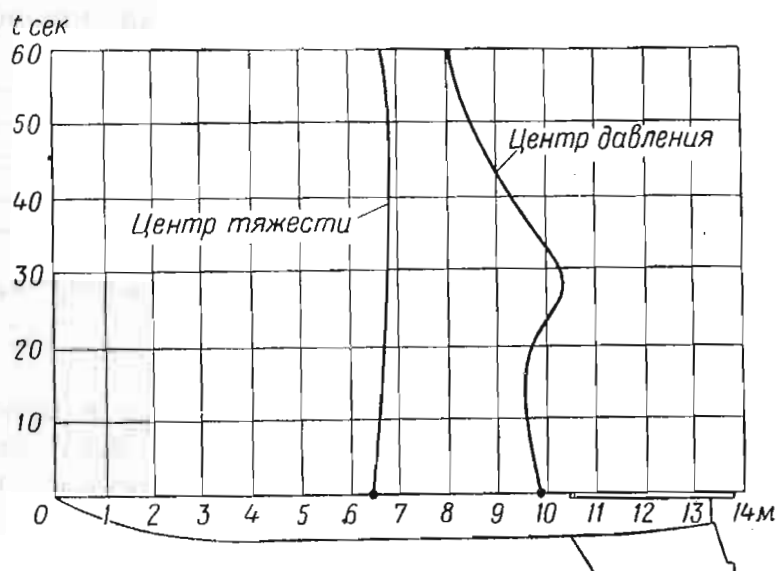
На фиг. 7.40 показана зависимость положения центра давления баллистической ракеты дальнего действия от скорости полета (от числа  $M$ ). Этот график, однако, является мало показательным, так как не дает представления о стабилизации ракеты. Предпочтительнее строить зависимость положения центра тяжести и центра давления совместно в функции времени полета ракеты. На фиг. 7.41 показана такая зависимость для той же ракеты.

Из приведенных кривых видно, что в течение всего управляемого полета ( $t=64$  сек.) центр давления остается постоянно сзади центра тяжести ракеты. Таким образом, ракета на всем участке управляемого полета статически стабилизирована.

Стабилизация ракеты оценивается степенью стабилизации или, как говорят, запасом статической устойчивости — отношением расстояния между центром давления и центром тяжести к общей длине ракеты. Эта величина для оперенных ракет колеблется в пределах от 5 до 15%.

Следует, однако, отметить, что стабилизация при помощи оперения не может достичь цели при полете вне атмосферы. Оперение сохраняет свое значение только для атмосферных участков траектории ракеты и в некоторых случаях может быть вовсе выброшено.

При построении графика, подобно показанному на фиг. 7.41, положение центра тяжести определяется простыми подсчетами веса и расположения остающегося в ракете к данному моменту топлива.



Фиг. 7.41. Зависимость положения центра тяжести и центра давления ракеты от времени на активном участке полета.

Положение центра давления определяется путем приближенных подсчетов при помощи продувок моделей в аэродинамических трубах. Причем здесь возможно несколько способов решения задачи.

Можно дренировать модель и находить распределение давлений по поверхности ракеты. Приводя полученную систему сил к некоторой точке, можно найти момент и полную аэродинамическую силу, а затем и положение центра давления. Момент и аэродинамические силы могут быть определены также непосредственно, при помощи аэродинамических весов. Наконец, положение центра давления можно найти, подбирая точку подвеса модели так, чтобы момент, необходимый для поворота модели в потоке, обращался в нуль.

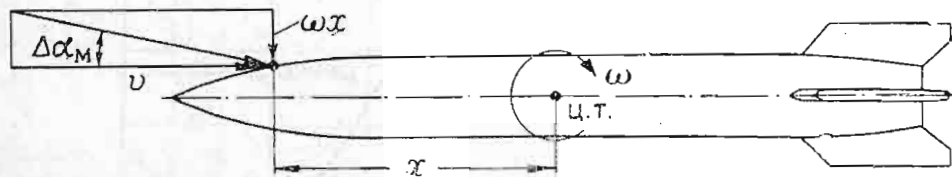
### Демпфирующий момент

Под демпфирующими понимаются моменты, величины которых зависят от угловой скорости вращения ракеты относительно некоторой оси. Можно говорить о демпфирующих моментах отно-

сительно продольной и двух поперечных осей ракеты. Демпфирующие моменты направлены в сторону, противоположную вращению, и в первом приближении пропорциональны угловой скорости.

Возникновение и величины демпфирующих моментов зависят от условий обтекания ракеты внешним потоком и от условий течения жидкостей и газов внутри ракеты и двигателя. В соответствии с этим различают *аэродинамические внешние* и *внутренние* демпфирующие моменты.

Внешний демпфирующий момент является очевидным следствием простого сопротивления воздуха повороту ракеты.



Фиг. 7.42. Возникновение местного дополнительного угла атаки при повороте ракеты.

При повороте ракеты с угловой скоростью  $\omega$  в точке, расположенной на расстоянии  $x$  от центра тяжести, обтекание встречным потоком будет происходить с изменением местного угла атаки на величину

$$\alpha_m = \frac{\omega x}{v}$$

(фиг. 7.42). Вследствие этого возникает местный аэродинамический момент, направленный в сторону, противоположную вращению. Демпфирующий момент определяется суммированием элементарных моментов по поверхности ракеты.

Расчетное выражение для демпфирующего момента можно составить по аналогии с теми выражениями, которые составлялись ранее для аэродинамических сил  $X$  и  $Y$  и момента  $M_{ст}$ . Суммарный демпфирующий момент будем считать пропорциональным скоростному напору  $\frac{\rho v^2}{2}$ , характерной площади  $S$  и отношению  $\frac{\omega}{v}$ . Вводя еще из соображений размерности квадрат длины ракеты  $l$ , получим

$$M_d = c_d \frac{\rho v^2}{2} \frac{\omega}{v} S l^2. \quad (7.13)$$

Безразмерный коэффициент демпфирующего момента  $c_d$ , как и все до сих пор встречавшиеся аэродинамические коэффициенты, при малых скоростях не зависит от скорости полета. При больших же скоростях эта величина рассматривается как функция скорости. На фиг. 7.43 показан в качестве примера график зависимости

коэффициента  $c_d$  от числа  $M$  для ракеты V-2 при повороте ее относительно поперечной оси.

Внутренний демпфирующий момент обусловлен наличием кориолисова ускорения, которое возникает при повороте потока жидкости, движущейся по бакам и трубопроводам ракеты, и потока газов, движущихся по камере и соплу двигателя. Этот момент легко определить, если принять, что указанные потоки полностью следуют за поворачивающимся корпусом ракеты.

На расстоянии  $x'$  от центра тяжести ракеты (фиг. 7.44) выделим элемент потока длиной  $dx$  и с поперечным сечением  $S_x$  и, следовательно, с массой  $\rho S_x dx'$ .

Кориолисово ускорение, как известно, равняется

$$2\omega\omega,$$

где  $\omega$  — скорость движущегося в ракете потока;

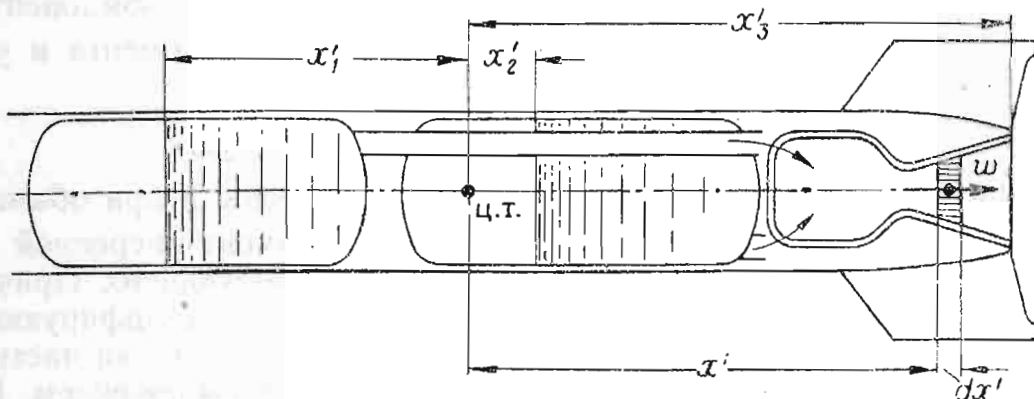
$\omega$  — угловая скорость поворота ракеты.

Элементарный момент кориолисовой силы

$$dM = 2\omega\omega\rho S_x dx'x'.$$

Демпфирующий момент определяется путем интегрирования этого выражения по  $x'$

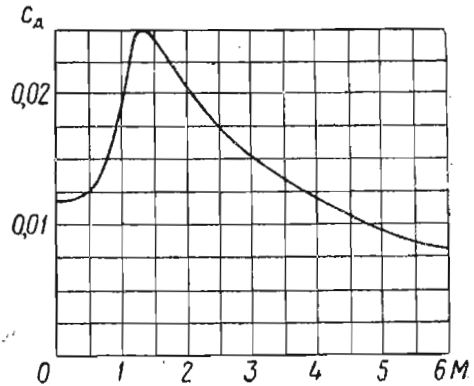
$$M_d = 2\omega \int_{x_2}^{x_3} \rho\omega S_x x' dx'. \quad (7.14)$$



Фиг. 7.44. К определению демпфирующего момента, создаваемого струей двигателя.

Но из условия постоянства расхода

$$\rho\omega S_x = m = \text{const},$$



Фиг. 7.43. Зависимость коэффициента демпфирующего момента от числа  $M$  полета при повороте ракеты относительно поперечной оси.



поэтому

$$M_d = 2\omega m \int_{x_2}^{x_3} x' dx' = \omega m (x_3'^2 - x_2'^2).$$

Пределы интегрирования этого выражения  $x_2'$  и  $x_3'$  для жидкостной ракеты должны быть установлены от зеркала нижнего компонента в баке до среза сопла (см. фиг. 7.44). На этом интервале расход обоих компонентов в сумме равен  $m$ . К полученному выражению нужно прибавить такое же, в котором суммарный расход  $m$  заменен массовым расходом верхнего компонента  $m_1$ , а интегрирование проведено от  $x_1'$  до  $x_2'$  (см. фиг. 7.44), т. е. от зеркала верхнего до зеркала нижнего компонента. В итоге получим

$$M_d = \omega [m(x_3'^2 - x_2'^2) + m_1(x_2'^2 - x_1'^2)].$$

Часть массы движется по направлению к центру тяжести, а не от него. Вследствие этого демпфирующий момент будет частично уменьшаться.

К полученному выражению может быть присоединен еще пропорциональный угловой скорости  $\dot{\varphi}$  момент  $\dot{J}\varphi$ , выделенный выше из инерционного (см. стр. 218).

Скорость изменения момента инерции ракеты  $\dot{J}$  определяется из простых соображений.

За время  $\Delta t$  распределение масс в ракете изменится только вблизи зеркала первого и второго компонентов топлива (см. фиг. 7.44). Следовательно,

$$\Delta J = (-m_1 x_1'^2 - m_2 x_2'^2) \Delta t$$

и

$$\dot{J} = -m_1 x_1'^2 - m_2 x_2'^2,$$

где  $m_1$  и  $m_2$  — секундные расходы первого и второго компонентов.

Добавляя  $\dot{J}\varphi$  к полученному выше выражению момента и учитывая, что  $m = m_1 + m_2$ , получим

$$M_d = \omega [m_1(x_3'^2 - 2x_1'^2) + m_2(x_3'^2 - 2x_2'^2)].$$

При полете ракеты в плотных слоях атмосферы и при обычных соотношениях между  $\varphi$  и  $\dot{\varphi}$  демпфирующий момент оперенной ракеты составляет примерно 10% от стабилизирующего. Причем, в числе этих 10% большая часть приходится на демпфирующий момент от внешних аэродинамических сил и только малая часть — на внутренний момент, определяемый последним выражением. Поэтому при расчете траектории ракеты в плотных слоях атмосферы демпфирующим моментом от внутренних сил можно пренебречь. Лишь при полете ракеты за пределами атмосферы, где аэродинамические силы отсутствуют, этот момент приобретает самостоятельное значение.

## 5. УПРАВЛЯЮЩИЕ УСИЛИЯ

В качестве основных исполнительных управляющих органов рассмотрим сначала газовые (струйные) рули.

На газовый руль, находящийся в струе двигателя, действуют газодинамические силы потока в виде лобовой силы  $X_{г.р}$ , подъемной силы  $Y_{г.р}$  и момента  $M_{г.р}$  (фиг. 7.45).

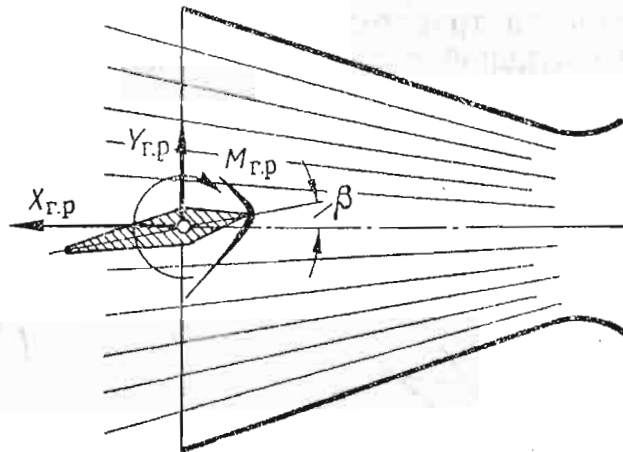
Руль в струе газа ведет себя подобно воздушному рулю самолета в потоке воздуха.

Лобовая и подъемная силы руля, а также момент  $M_{г.р}$  могут быть определены по обычным аэродинамическим формулам

$$X_{г.р} = c_{x_{г.р}} \frac{\rho \omega^2}{2} S;$$

$$Y_{г.р} = c_{y_{г.р}} \frac{\rho \omega^2}{2} S;$$

$$M_{г.р} = c_{m_{г.р}} \frac{\rho \omega^2}{2} Sl,$$



Фиг. 7.45. Газовый руль в струе двигателя.

где  $\omega$  — скорость газового потока, обдувающего руль;

$\rho$  — плотность газа в потоке;

$S$  — характерная площадь руля;

$l$  — характерная длина руля.

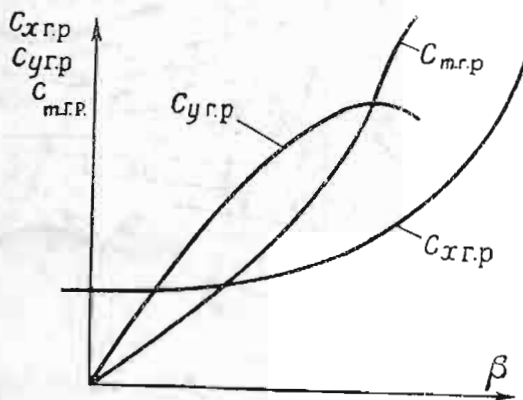
Коэффициенты  $c_{x_{г.р}}$ ,  $c_{y_{г.р}}$  и  $c_{m_{г.р}}$  в данном случае можно рассматривать как величины, не зависящие от скорости потока  $\omega$ , поскольку поток является существенно сверхзвуковым ( $M \approx 2,4$ ), а при таких скоростях аэродинамические коэффициенты с изменением скорости меняются незначительно. Наконец, и сама скорость истечения газов из сопла для всех жидкостных двигателей примерно одинакова и равна обычно 2000—2200 м/сек.

Коэффициенты  $c_{x_{г.р}}$ ,  $c_{y_{г.р}}$  и  $c_{m_{г.р}}$ , как и все аэродинамические коэффициенты, зависят от формы рулей и угла атаки, т. е. от угла поворота рулей  $\beta$  в потоке (см. фиг. 7.45). Надо сказать, что этот угол меняется в довольно широких пределах. Так, например, для баллистических ракет дальнего действия струйные рули имеют возможность поворачиваться в потоке в пределах  $\pm 25^\circ$ , рабочие же повороты рулей происходят в интервале  $\pm 15^\circ$ . Это приводит к тому, что силы, действующие на руль, на участке управляемого полета ракеты меняются в довольно широких пределах. Типичная зависимость коэффициентов  $c_{x_{г.р}}$ ,  $c_{y_{г.р}}$  и  $c_{m_{г.р}}$  от угла поворота руля  $\beta$  представлена на фиг. 7.46.

Величина рабочего угла  $\beta$  в полете может рассматриваться как состоящая из двух слагаемых. Первое слагаемое обусловлено про-

граммой наведения ракеты на цель, т. е. той формой траектории, которую необходимо сообщить ракете в идеальных условиях невозмущенного полета. Этот угол отклонения рулей может быть вычислен заранее. По виду траектории подсчитываются необходимые управляющие силы, а по ним — и искомые углы.

Второе слагаемое представляет собой угол, возникающий как реакция автомата стабилизаций, а следовательно, и рулей на случайные возмущения. В число их включаются постоянно действующие на траектории факторы, как несоосность аэродинамической и реактивной сил и переменные порывы ветра. Их величина не может быть заранее установлена точно. Она определяется на основании допусков на соосность изделия и из статистических данных по наблюдениям за состоянием атмосферы. По возможным порывам ветра назначается дополнительный интервал рабочего хода рулей сверх того, который определяется из программных условий.



Фиг. 7. 46. Зависимость коэффициентов  $C_{xг.р}$ ,  $C_{yг.р}$  и  $C_{mг.р}$  от угла поворота руля  $\beta$ .

Первое из двух упомянутых слагаемых рабочего угла  $\beta$  является основным и приводит к систематически действующим силам, учитываемым в баллистических расчетах. Таким образом, управляющие силы  $X_{г.р}$ ,  $Y_{г.р}$  и  $M_{г.р}$  прежде всего рассматриваются как определенные функции времени, поскольку угол  $\beta$  как функция времени известен. Что касается второго слагаемого угла  $\beta$ , то оно приводит к случайным, не систематически действующим силам, не учитываемым в баллистических расчетах.

Рассмотрим силы  $X_{г.р}$ ,  $Y_{г.р}$  и момент  $M_{г.р}$  отдельно.

Суммарная сила газовых рулей  $X_{г.р}$  не является управляющей силой и рассматривается как потеря тяги на газовых рулях. Эта потеря является довольно значительной. Так, например, для ракеты V-2 при  $\beta=0$  она составляет примерно 640 кг (по 160 кг на каждый руль) и возрастает по мере поворота рулей. Фактором, несколько уменьшающим величину  $X_{г.р}$  для графитовых рулей, является выгорание рулей с поверхности за время работы двигателя.

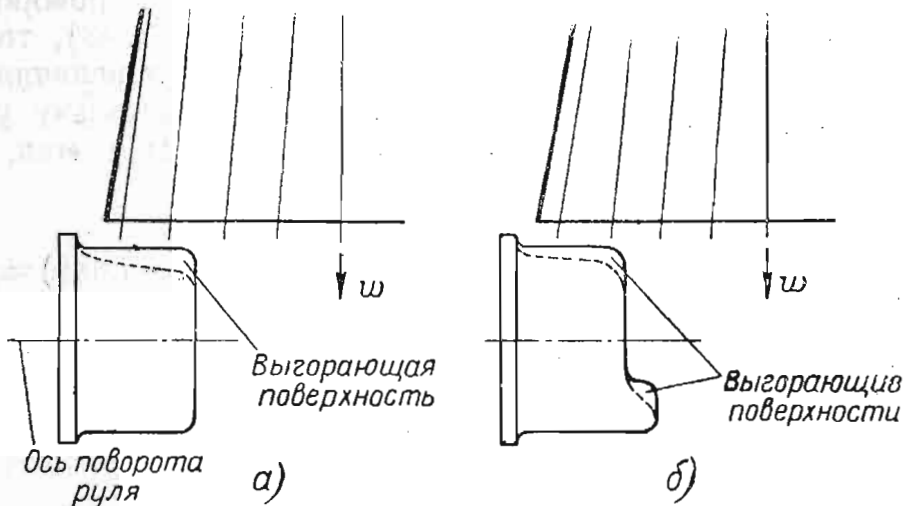
Момент  $M_{г.р}$  представляет собой сумму стабилизирующего и демпфирующего моментов, пропорциональных соответственно углу поворота руля  $\beta$  и угловой скорости  $\dot{\beta}$ . Если к этому моменту добавить еще инерционный момент руля  $J_{г.р}\dot{\beta}$ , то получим величину

шарнирного момента  $M_{ш}$  (см. стр. 217):

$$M_{ш} = a_0 \beta + a_1 \dot{\beta} + a_2 \ddot{\beta}, \quad (7.15)$$

где  $a_0, a_1, a_2$  — коэффициенты пропорциональности.

Для графитовых рулей эти коэффициенты за время работы двигателя несколько меняются вследствие выгорания графита с поверхности. Наиболее существенно меняется коэффициент  $a_0$ , так как выгорание графита идет в основном с передней наиболее интенсивно обдуваемой кромки (фиг. 7.47,а). Центр давления для руля при этом заметно смещается назад (коэффициент  $a_0$  возрастает). С тем, чтобы этого избежать, графитовому рулю придается форма,



Фиг. 7.47. Изменение формы графитового руля за время работы двигателя.

показанная на фиг. 7.47,б. Здесь выгорание идет с одной стороны оси поворота руля и с другой, поэтому центр давления не смещается.

Шарнирный момент, входящий в уравнение (7.3), много меньше величины  $Y_{упр} x_{упр}'$ , и им в уравнении движения можно пренебречь. Величина шарнирного момента важна лишь для оценки необходимой мощности рулевых машинок, поворачивающих газовые рули.

Подъемная сила газовых рулей  $Y_{гр}$  создает основной управляющий момент  $Y_{упр} x_{упр}'$ , поворачивающий ракету в нужном направлении [(см. уравнение (7.3)]. Сама подъемная сила  $Y_{гр}$  в уравнении (7.2) включается обычно в подъемную аэродинамическую силу  $Y$ . Делается это следующим образом.

Предположим, что ракета летит с неизменным программным углом  $\varphi$ . Тогда из уравнения (7.3), пренебрегая величиной  $M_{ш}$ , получим

$$M + Y_{упр} x_{упр}' = 0.$$

Но момент

$$M = Ye,$$

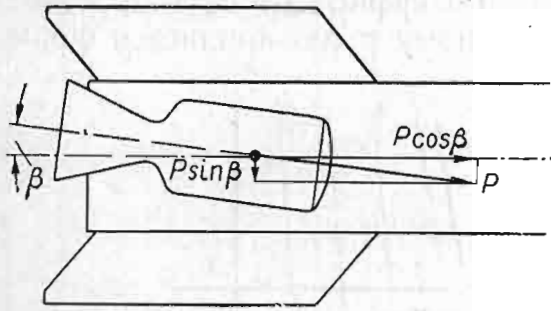
где  $e$  — расстояние от центра давления до центра тяжести ракеты.

Поэтому

$$Y_{\text{упр}} = -Y \frac{e}{x_{\text{упр}}}.$$

Таким образом, уравнение (7.2) приводится к виду

$$\dot{\theta} = \frac{1}{Mv} \left[ (P - X_{\text{упр}}) \alpha + Y \left( 1 - \frac{e}{x_{\text{упр}}} \right) \right] - \frac{g}{v} \cos \theta. \quad (7.16)$$



Фиг. 7.48. Возникновение управляющей силы при повороте камеры двигателя.

Если управление ракетой осуществляется поворотом камеры (фиг. 7.48), то потеря тяги  $X_{\text{упр}}$  будет величиной весьма малой, поскольку угол поворота камеры  $\beta$  мал, а величина

$$X_{\text{упр}} = P(1 - \cos \beta) \approx P \frac{\beta^2}{2}.$$

Сила  $Y_{\text{упр}}$  в этом случае определяется по формуле

$$Y_{\text{упр}} = P \sin \beta \approx P \beta.$$

## 6. ИЗМЕНЕНИЕ СИЛЫ ТЯГИ И ВЕСА РАКЕТЫ НА ТРАЕКТОРИИ

Из всех сил, входящих в уравнения движения (7.1), (7.2) и (7.3), у нас остались не рассмотренными только две: сила тяги двигателя и вес ракеты.

Основной причиной, вызывающей изменение силы тяги во время полета, является изменение давления окружающей среды. При подъеме на высоту меняется атмосферное давление, а вместе с ним и осевая составляющая внешнего статического давления. Это следует из выражения (1.6)

$$P = m\omega + S_a(p_a - p).$$

Иными словами, тяга по мере набора высоты ракетой возрастает в соответствии с падением атмосферного давления.

Для жидкостных ракет существует вторая причина, по которой происходит некоторое изменение тяги в полете. Этой причиной является изменение расхода компонентов топлива вследствие непостоянства условий подачи.

Давление компонентов топлива на входе в турбонасосный агрегат складывается из давлений  $p_1$  и  $p_2$  над зеркалом жидкости в баках (давление наддува) и давлений столбов жидкости высотой  $H_1$  и  $H_2$  (фиг. 7.49).

У неподвижной ракеты давление на входе в ТНА для компонента, помечаемого индексом «1», будет

$$p_{вх1} = p_1 + \gamma_1 H_1,$$

где  $\gamma_1$  — удельный вес компонента.

Если ракета движется с осевым ускорением  $j$ , а ее ось составляет с горизонтом угол  $\varphi$  (фиг. 7.50), то

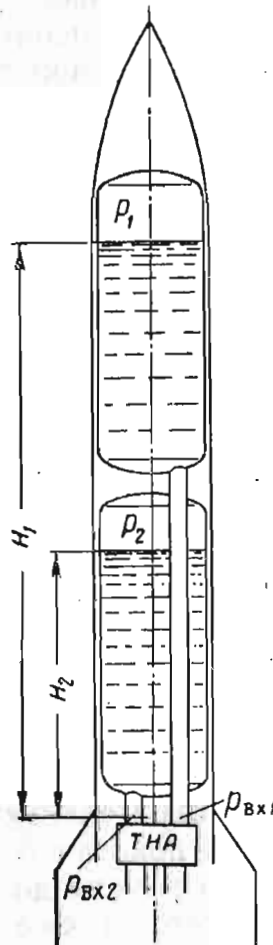
$$p_{вх1} = p_1 + \gamma_1 H_1 \frac{j + g_h \sin \varphi}{g},$$

где  $g_h$  — ускорение силы тяжести на высоте  $h$ .

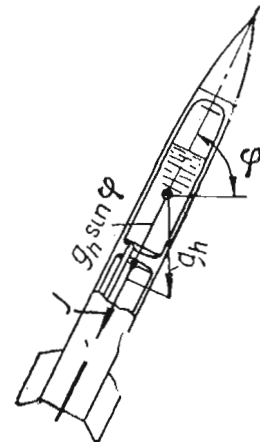
В этом выражении переменными по траектории являются величины  $p_1$ ,  $j$ ,  $g_h$ ,  $H_1$  и  $\varphi$ . Причем со временем  $j$  возрастает;  $g_h$ ,  $H$  и  $\varphi$  уменьшаются, а  $p_1$  изменяется в зависимости от условий наддува. Иногда, например, наддув осуществляется за счет скоростного напора встречного потока. В этом случае давление  $p_1$  равняется давлению атмосферы на данной высоте плюс скоростной напор с поправкой на сжимаемость воздуха. При таком наддуве давление на входе в ТНА сначала возрастает, а затем падает. Аналогичные рассуждения относятся и ко второму компоненту.

Увеличение давлений  $p_{вх}$  вызовет примерно такое же повышение давления компонентов на входе в камеру сгорания, поскольку центробежный насос создает примерно неизменный перепад давлений. Точно такая же картина будет и при вытеснительной подаче, для которой за  $p_{вх}$  можно просто принимать давление на входе в форсунки.

Тяга двигателя является сложной функцией давлений  $p_{вх}$  для каждого из компонентов. При изменении давлений подачи меняется как суммарный расход топлива, так и процентное соотношение компонентов.

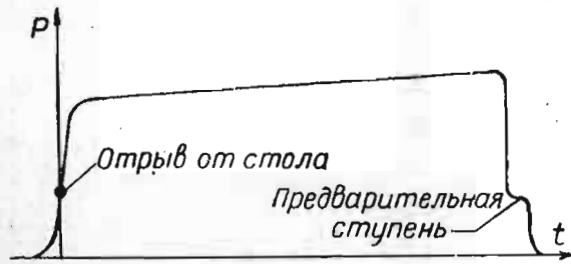


Фиг. 7.49. К определению давления на входе в турбо-насосный агрегат (ТНА).



Фиг. 7.50. Возникновение осевой перегрузки при полете ракеты с осевым ускорением  $j$ .

Нужно, однако, сказать, что описанная сложная зависимость силы тяги от условий подачи приводит в количественном отношении к сравнительно небольшим изменениям, во всяком случае к значительно меньшим, чем те, которые получаются вследствие изменения внешнего давления в статической составляющей тяги. В баллистических ракетах дальнего действия изменение атмосферного давления приводит к изменению тяги примерно на 15%, в то время как условия подачи изменяют тягу лишь на 1—2%.



Фиг. 7.51. Зависимость силы тяги от времени для баллистической ракеты дальнего действия.

Говоря о силе тяги, нельзя не упомянуть о ее изменении при запуске и выключении двигателя.

Некоторые двигатели набирают полную мощность не сразу после воспламенения топлива, а по истечении более или менее продолжительного времени, составляющего некоторую небольшую долю от общего времени работы. Точно так же и при выключении жидкостного двига-

теля тяга исчезает не мгновенно, а наблюдается, как говорят, явление последействия. После отсечки за счет догорания остатков топлива продолжает создаваться некоторая сила тяги. Величина этой тяги остается довольно неопределенной, что приводит у баллистических ракет дальнего действия к ощутимому разбросу по дальности. Чтобы уменьшить указанный разброс, можно перед отсечкой топлива переводить двигатель на предварительную ступень с уменьшенной подачей топлива. На фиг. 7.51 показан типичный график изменения тяги двигателя баллистической ракеты дальнего действия.

На траектории изменяется также вес ракеты  $Mg_h$ . Это происходит как вследствие изменения массы  $M$ , так и вследствие изменения ускорения силы тяжести  $g_h$ .

Масса ракеты в данный момент полета равняется начальной массе  $M_0$  за вычетом массы сгоревшего топлива

$$M = M_0 - \int_0^t m dt.$$

Если расход остается неизменным, то

$$M = M_0 - mt.$$

Ускорение силы тяжести на высоте  $h$  над поверхностью Земли

$$g_h = g \frac{R^2}{(R+h)^2},$$

где  $g$  — ускорение силы тяжести у поверхности Земли;  
 $R$  — радиус Земли.

## Глава VIII

### ТРАЕКТОРИЯ ПОЛЕТА РАКЕТЫ

#### 1. УЧАСТКИ ТРАЕКТОРИИ

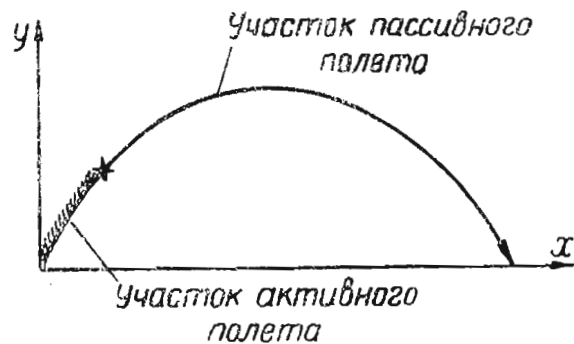
Траектория ракеты с момента начала движения и кончая моментом падения или взрыва в полете делится обычно на два участка: участок активного полета, т. е. полета с работающим двигателем, и участок свободного, пассивного, полета с неработающим двигателем (фиг. 8.1). Таким образом, с точки зрения динамики полета разница между участками траектории заключается в том, что из числа сил, действующих на ракету, на пассивном участке исключается сила тяги и управляющие силы.

Активный участок может быть в свою очередь также разделен на участки.

В тех случаях, когда пуск ракеты осуществляется с направляющих, рассматривается отдельно движение в направляющих. Этот участок свойственен главным образом неуправляемым ракетам, в частности, пороховым ракетам ближнего действия. При движении в направляющих к внешним силам добавляются силы связи со стороны ползьев пусковой установки.

Для управляемых зенитных ракет активный участок может быть в зависимости от способов управления разделен на участки свободного неуправляемого и управляемого полета, а в случае, если ракета имеет органы самонаведения, еще и на участок самонаведения.

Баллистические ракеты дальнего действия стартуют вертикально с пускового стола и в течение нескольких первых секунд движутся прямо вверх. Этот участок полета может быть назван стартовым участком. Далее начинается выведение ракеты на траекторию. Ракета отклоняется от вертикали и, описывая дугу на участке наведения, выходит на последний наклонный участок (участок

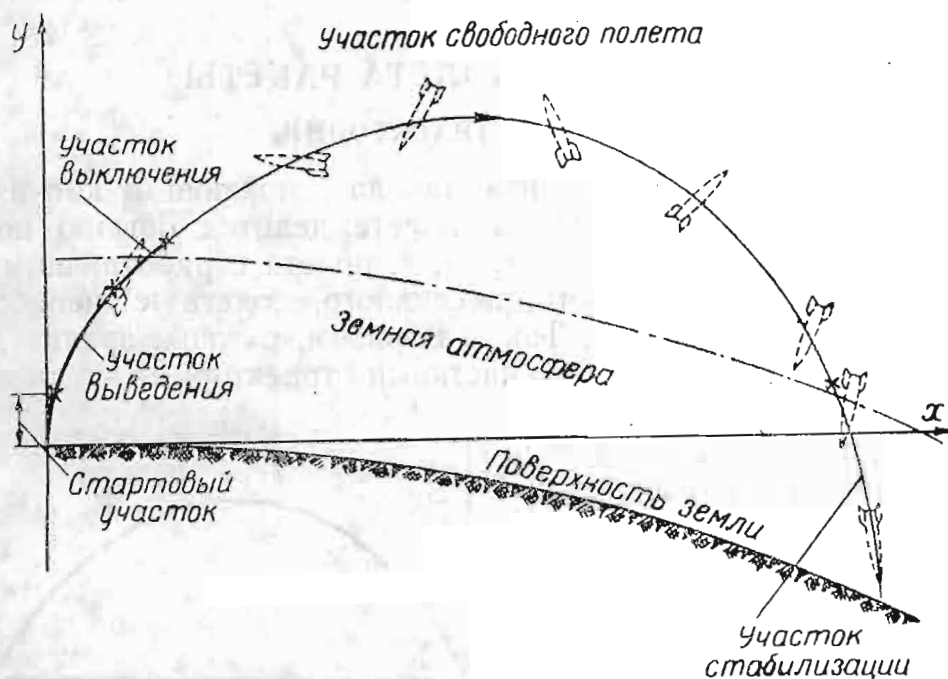


Фиг. 8.1. Активный и пассивный участки траектории ракеты.



выключения), на котором происходит выключение двигателя. Далее начинается пассивный участок полета (свободный полет).

Пассивный участок баллистической ракеты дальнего действия делится на две части. Первая часть пассивного участка располагается в столь разреженных слоях атмосферы, что аэродинамические силы оказываются ничтожно малыми по сравнению с силой веса ракеты. На второй части пассивного участка, при движении в более плотных слоях атмосферы, происходит заметное



Фиг. 8.2. Траектория баллистической ракеты дальнего действия.

торможение и стабилизация ракеты, двигавшейся до того без определенной угловой ориентации (фиг. 8.2).

Резюмируя все вышесказанное, надо отметить, что деление траектории на участки является условным. Оно производится, главным образом, по признаку наличия тех или иных сил, определяющих движение ракеты и обуславливающих в значительной мере подход к интегрированию дифференциальных уравнений движения.

Вернемся теперь к уравнениям движения (7.1), (7.2) и (7.3). Выпишем их, учитывая, что уравнение (7.2) приведено к виду (7.16) и что в уравнении (7.3) может быть отброшена величина  $M_{ш}$ , а момент  $M$  заменен суммой  $M_{ст} + M_d$

$$\dot{v} = \frac{P - X - X_{упр}}{M} - g \sin \theta; \quad (8.1)$$

$$\dot{\theta} = \frac{1}{Mv} \left[ (P - X_{упр}) \alpha + Y \left( 1 - \frac{e}{x_{упр}} \right) \right] - \frac{g}{v} \cos \theta; \quad (8.2)$$

$$J(\theta + \alpha)'' + M_{ст} + M_{д} + Y_{упр} x'_{упр} = 0. \quad (8.3)$$

Аналитическое интегрирование этих уравнений в общем виде не представляется возможным. Поэтому мы остановимся на простейших частных случаях.

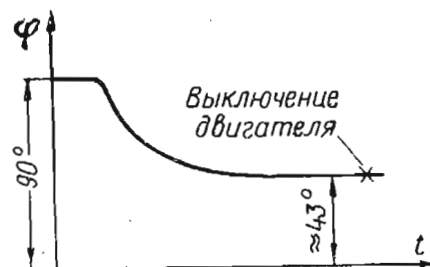
## 2. АКТИВНЫЙ УЧАСТОК

### Активный участок баллистической ракеты дальнего действия

Наиболее просто определить закон движения на активном участке баллистической ракеты дальнего действия при условии идеального управления, т. е. управления, полностью обеспечивающего соблюдение заданного режима выведения на траекторию свободного полета.

Для того, чтобы ракета достигла заданной точки, ей в конце активного участка необходимо сообщить определенную скорость и направление полета, при заданных координатах конца активного участка. Обеспечивается это прежде всего программой выведения.

Ракета, как говорилось выше, стартует вертикально. Затем ее ось отклоняется от вертикали. Это отклонение происходит постепенно и прекращается незадолго до конца работы двигателя. Поворот ракеты осуществляется органами управления, сигнал на которые подается от программного устройства. Ракета поворачивается относительно неподвижной вертикали, зафиксированной гироскопом, по заданному закону в функции времени. Угол наклона оси ракеты к горизонту  $\varphi = \theta + \alpha$  (см. стр. 215) называется *программным углом*, а закон его изменения во времени — *программой ракеты*



Фиг. 8.3. Вид программы ракеты V-2.

$$\varphi = \theta + \alpha = f(t).$$

Программа баллистической ракеты дальнего действия имеет вид кривой, показанной на фиг. 8.3.

В конце активного участка угол  $\varphi$  выдерживается постоянным с тем, чтобы выключение двигателя, которое может быть произведено несколько раньше или позже, произошло с возможно меньшим отклонением от заданного направления полета. Достижение заданной скорости фиксируется специальным прибором, так называемым интегратором ускорений, который в момент достижения заданной скорости подает сигнал на выключение двигателя.

Вернемся к уравнениям движения. Предположим, что программа ракеты задана и управление является идеальным.

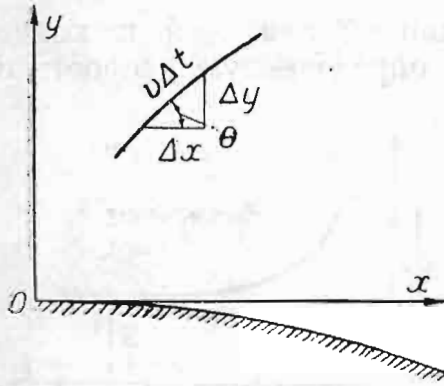
При расчете траектории в первом приближении можно считать, что угол  $\alpha$  мал и что подъемная сила  $Y$  в связи с этим мала по сравнению с проекцией силы веса на нормаль к траектории  $Mg \cos \theta$ . В то же время

$$\theta \approx \varphi = f(t),$$

т. е. угол  $\theta$  оказывается заданной функцией времени. Уравнение (8.1) в этом случае может быть довольно просто проинтегрировано численно, независимо от уравнений (8.2) и (8.3). Перепишем это уравнение в следующем виде:

$$\Delta v = \left( \frac{P - X - X_{\text{упр}}}{M} - g \sin \theta \right) \Delta t. \quad (8.4)$$

Для определения координат движущейся ракеты к этому уравнению присоединяются еще два очевидных:



$$\left. \begin{aligned} \Delta x &= v \cos \theta \Delta t; \\ \Delta y &= v \sin \theta \Delta t, \end{aligned} \right\} \quad (8.5)$$

где  $\Delta x$  и  $\Delta y$  — перемещения центра тяжести ракеты по осям  $x$  и  $y$  за время  $\Delta t$  (фиг. 8.4). Текущие координаты  $x$  и  $y$  определяют положение ракеты на траектории в любой момент времени.

При интегрировании нужно прежде всего выбрать шаг интегрирования  $\Delta t$ , например,  $\Delta t = 1$  сек. Чем мельче будет шаг, тем выше точность интегрирования.

Интегрирование производится следующим образом.

Полагаем для начального момента времени скорость ракеты равной нулю и  $\theta = 90^\circ$ . По формуле (8.4) находим скорость через промежуток времени  $\Delta t$  после старта

$$v_1 = \Delta v = \left( \frac{P_0 - X_{\text{упр}}}{M_0} - g \right) \Delta t.$$

Здесь лобовое сопротивление  $X$  принято равным нулю. Далее, очевидно, что

$$\Delta x = 0$$

и

$$y_1 = \Delta y = v_1 \Delta t.$$

Таким образом, спустя время  $\Delta t$  после старта, ракета находится на высоте  $y_1$ . Соответственно этой высоте по таблице стандартной атмосферы определяем плотность воздуха  $\rho$ , по графику  $c_x = f(M)$

находим коэффициент  $c_x$  и по скорости  $v_1$  вычисляем лобовое сопротивление

$$X_1 = c_{x1} \frac{\rho_1 v_1^2}{2} S.$$

Тяга  $P$  за время  $\Delta t$  также изменяется: по мере набора высоты уменьшается давление окружающей среды и тяга увеличивается. Тяга может измениться, кроме того, вследствие изменения режима подачи.

Масса ракеты уменьшится на величину расхода топлива за время  $\Delta t$  и примет значение  $M_1$ .

Угол  $\theta$  по программе может принять значение, отличное от  $90^\circ$ , и будет равен  $\theta_1$ .

Таким образом, в конце второго шага интегрирования с помощью формулы (8.4) получаем

$$v_2 = v_1 + \left( \frac{P_1 - X_1 - X_{1\text{упр}}}{M_1} - g \sin \theta_1 \right) \Delta t$$

и затем по формулам (8.5) находим

$$x_2 = x_1 + v_1 \cos \theta_1 \Delta t;$$

$$y_2 = y_1 + v_1 \sin \theta_1 \Delta t.$$

Далее определяем параметры в конце третьего шага

$$v_3 = v_2 + \left( \frac{P_2 - X_2 - X_{2\text{упр}}}{M_2} - g \sin \theta_2 \right) \Delta t;$$

$$x_3 = x_2 + v_2 \cos \theta_2 \Delta t;$$

$$y_3 = y_2 + v_2 \sin \theta_2 \Delta t.$$

Подобные расчеты проделываем для всего заданного участка траектории.

Как и всегда при численном интегрировании уравнений, результаты вычислений должны сводиться в таблицы и приводиться в систему, требующую минимальной затраты труда.

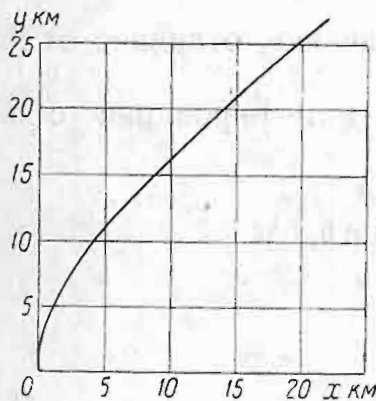
В результате вычислений может быть получена зависимость скорости и ускорения ракеты, аэродинамических и инерционных сил от времени, а также координат ракеты  $x$  и  $y$  на траектории.

На фиг. 8.5 показана траектория ракеты V-2 на активном участке, а на фиг. 8.6 — зависимость скорости, ускорения и лобового сопротивления той же ракеты от времени. Как видно из кривых, лобовое сопротивление вначале быстро возрастает, что обусловлено ростом скорости ракеты. Далее лобовое сопротивление уменьшается вследствие уменьшения плотности воздуха  $\rho$  на траектории.

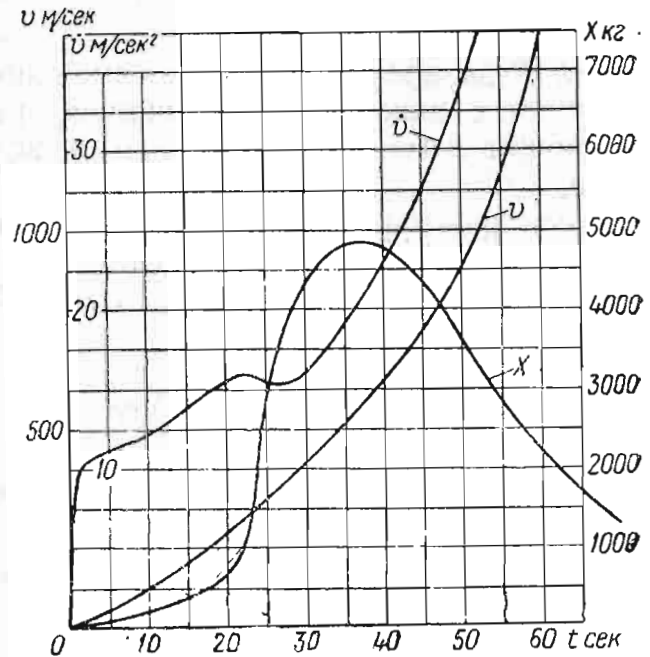
Ускорение ракеты во время полета на активном участке траектории возрастает. Происходит это потому, что масса ракеты умень-

шается, а сила тяги увеличивается. Лишь на небольшом участке (в области скоростей, близких к скорости звука) ускорение несколько уменьшается, так как здесь резко возрастает лобовое сопротивление.

Из уравнения (8.2) можно при заданном законе изменения угла  $\varphi$  определить и угол атаки  $\alpha$  как функцию времени.



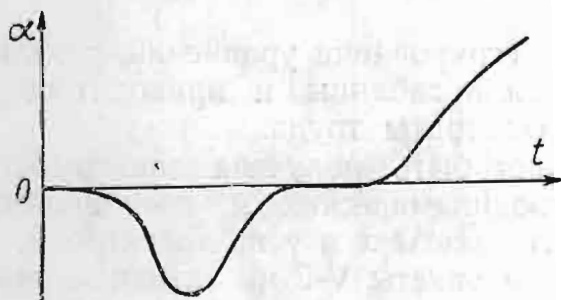
Фиг. 8.5. Траектория ракеты V-2 на активном участке.



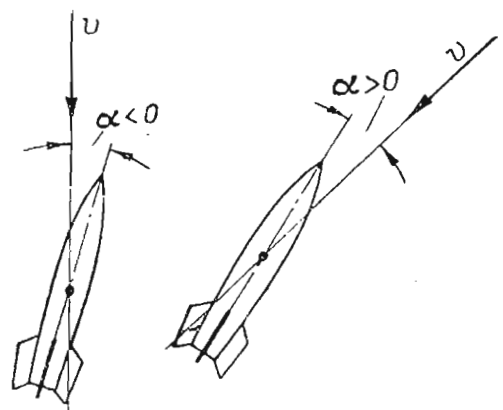
Фиг. 8.6. Зависимость скорости, ускорения и лобового сопротивления ракеты V-2 от времени на активном участке траектории.

На фиг. 8.7 показан примерный закон изменения угла атаки для дальней баллистической ракеты. Форма этой кривой почти целиком определяется программой ракеты.

Вначале, пока ракета по условиям программы движется вертикально вверх, угол атаки равен нулю. При отклонении ракеты от



Фиг. 8.7. Примерная зависимость угла атаки дальней баллистической ракеты от времени для активного участка траектории.



Фиг. 8.8. Отрицательный угол атаки в начале и положительный — в конце активного участка траектории.

вертикали угол атаки по необходимости принимает отрицательное значение (фиг. 8.8). Величина угла атаки на этом участке зависит

опять-таки от программы. Если ракета будет резко отклоняться от вертикали, угол атаки по абсолютной величине будет большим. Обычно абсолютная величина  $\alpha$  не превышает 2,5—3°.

Программа ракеты выбирается с таким расчетом, чтобы к моменту, когда скоростной напор достигнет наибольшей величины, угол атаки был равен нулю. Это необходимо для устранения боковых аэродинамических сил, под действием которых ракета может сломаться.

В дальнейшем угол атаки становится положительным и в конце активного участка быстро нарастает, поскольку сохраняется неизменным программный угол  $\varphi = \theta + \alpha$ , а угол  $\theta$  уменьшается из-за действия ускорения силы тяжести.

После того как угол  $\alpha$  в виде функции времени определен, приведенный выше баллистический расчет может быть повторен при уточненных данных, с учетом того, что

$$\theta = \varphi - \alpha.$$

Расчет траектории на активном участке нужен не только для определения дальности полета. При интегрировании уравнений движения могут быть определены силы, действующие на ракету в зависимости от времени. Это даст возможность на базе баллистического расчета произвести также и прочностной расчет узлов ракеты. В частности, зная величины ускорения и лобового сопротивления, можно рассчитать корпус ракеты на сжатие осевыми силами. После определения угла атаки  $\alpha$  могут быть приблизительно рассчитаны также поперечные аэродинамические силы и по ним произведен расчет на прочность на участке выведения, когда на корпус ракеты действуют заметные изгибающие моменты.

### Неуправляемая идеально стабилизирующаяся ракета

В качестве второго примера интегрирования уравнений движения на активном участке рассмотрим полет неуправляемого идеально стабилизирующегося ракетного снаряда, пуск которого осуществляется с направляющих.

Будем пренебрегать инерционными моментами, возникающими при повороте ракеты относительно поперечной оси. Это равносильно предположению, что стабилизирующий момент, если ракета статически устойчива (см. стр. 252), всегда повернет ракету так, что ее ось будет совпадать с вектором скорости и угол атаки  $\alpha$  обратится в нуль, а угловая скорость поворота вектора скорости  $\dot{\theta}$  достаточно мала.

В таком случае уравнение (8.3) будет удовлетворяться для всех точек траектории, поскольку по предположению  $\dot{\theta}$  — величина исчезающе малая,  $M_{ст}$  и  $M_d$  обращаются в нуль, а сила  $Y_{упр}$  для неуправляемой ракеты отсутствует. В уравнении (8.2) обратится в нуль сила  $Y$ , так как равен нулю угол атаки.

Уравнения (8.1) и (8.2) перепишутся в виде

$$\left. \begin{aligned} \dot{v} &= \frac{P-X}{M} - g \sin \theta; \\ \dot{\theta} &= -\frac{1}{v} g \cos \theta. \end{aligned} \right\} \quad (8.6)$$

Интегрировать эти уравнения наиболее рационально численным способом

$$\left. \begin{aligned} \Delta v &= \left( \frac{P-X}{M} - g \sin \theta \right) \Delta t; \\ \Delta \theta &= -\frac{1}{v} g \cos \theta \Delta t. \end{aligned} \right\} \quad (8.7)$$

К уравнениям (8.7) добавляются уравнения (8.5)

$$\Delta x = v \cos \theta \Delta t;$$

$$\Delta y = v \sin \theta \Delta t.$$

При движении ракеты по направляющим величина угла  $\theta$  постоянна и равна углу наклона  $\theta_0$  направляющих к горизонту. В этом случае первое уравнение (8.7) интегрируется независимо от второго.

Если еще на направляющих ракета получает такую скорость, что сопротивление трения в направляющих и лобовое сопротивление  $X$  становятся значительными, интегрирование первого уравнения (8.7) нужно производить численным способом. Задаваясь шагом интегрирования  $\Delta t$ , находим

$$v_1 = \Delta v = \left( \frac{P_0}{M_0} - g \sin \theta_0 \right) \Delta t.$$

Затем по найденной скорости  $v_1$  определяем лобовое сопротивление  $X$ , находим новое значение массы ракеты  $M_1 = M_0 - m \Delta t$  ( $m$  — расход топлива в единицу времени) и делаем следующий шаг:

$$v_2 = v_1 + \left( \frac{P_1 - X_1}{M_1} - g \sin \theta_0 \right) \Delta t.$$

Значение силы тяги  $P_1$  может отличаться от значения  $P_0$ .

Таким образом рассчитывается и строится график изменения скорости ракеты на направляющих в функции времени.

Если силой  $X$  можно пренебречь по сравнению с силой тяги  $P$ , то уравнения (8.6) интегрируются особенно просто.

Полагая расход массы  $m$  и величину силы тяги  $P$  постоянными, с помощью первого из уравнений (8.6) получаем

$$v = \int \left( \frac{P}{M_0 - mt} - g \sin \theta_0 \right) dt,$$

откуда

$$v = -\frac{P}{m} \ln (M_0 - mt) - gt \sin \theta_0 + C.$$

Постоянная  $C = \frac{P}{m} \ln M_0$ , так как только в этом случае выполняется начальное условие:  $v=0$  при  $t=0$ . Таким образом,

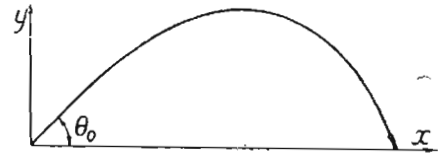
$$v = -\frac{P}{m} \ln \left( 1 - \frac{mt}{M_0} \right) - gt \sin \theta_0.$$

Итак, тем или иным способом скорость ракеты при сходе с направляющих может быть вычислена. Обозначим эту скорость через  $v_0$ .

Далее уравнения (8.7) интегрируются совместно. Снова выбирается шаг интегрирования  $\Delta t$  и определяется скорость  $v_1$ , которую будет иметь ракета через промежуток времени  $\Delta t$  после схода с направляющих, а также угол  $\theta_1$

$$v_1 = v_0 + \left( \frac{P_0 - X_0}{M_0} - g \sin \theta_0 \right) \Delta t,$$

$$\theta_1 = \theta_0 - \frac{1}{v_0} g \cos \theta_0 \Delta t.$$



Фиг. 8.9. Вид траектории неуправляемой пороховой ракеты.

Понятно, что здесь уже за  $P_0$ ,  $X_0$ ,  $M_0$  принимаются величины, соответствующие не моменту трогания на направляющих, а моменту схода с них.

Далее по формулам (8.5) определяются величины  $x_1$  и  $y_1$

$$x_1 = x_0 + v_0 \cos \theta_0 \Delta t;$$

$$y_1 = y_0 + v_0 \sin \theta_0 \Delta t$$

и делается второй шаг

$$v_2 = v_1 + \left( \frac{P_1 - X_1}{M_1} - g \sin \theta_1 \right) \Delta t;$$

$$\theta_2 = \theta_1 + \frac{1}{v_1} g \cos \theta_1 \Delta t;$$

$$x_2 = x_1 + v_1 \cos \theta_1 \Delta t;$$

$$y_2 = y_1 + v_1 \sin \theta_1 \Delta t.$$

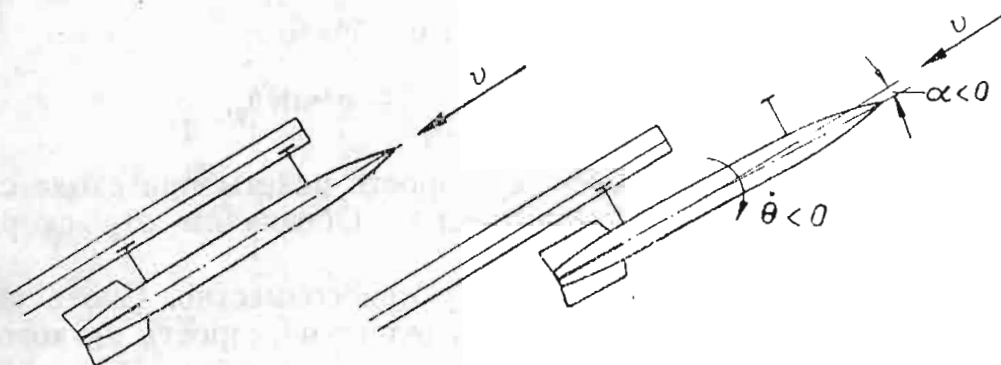
Таким образом определяются закон движения ракеты и вид ее траектории.



Указанное интегрирование уравнений движения можно продолжать и на пассивном участке траектории, просто полагая, что с момента прекращения работы двигателя  $P=0$  и  $M=\text{const}$ .

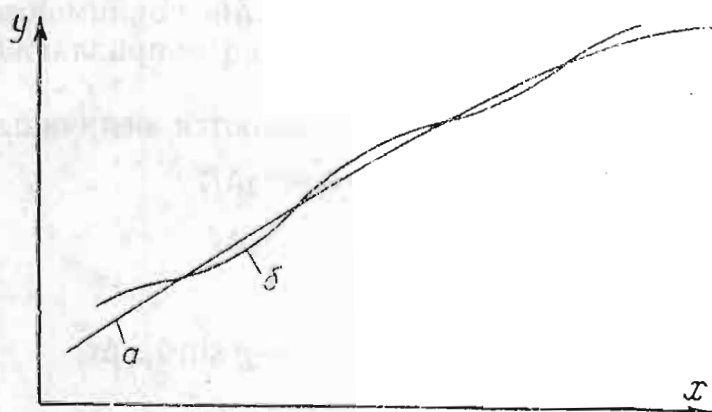
Вид траектории ракеты типа порохового снаряда показан на фиг. 8.9.

Пренебрежение инерционным моментом при повороте, сделанное выше для упрощения уравнений движения, приводит главным образом к тому, что в полученном решении исключается колебательное движение ракеты. В действительности начальный поворот-



Фиг. 8.10. Движение ракеты при сходе с направляющих.

ный импульс сообщается ракете сразу же при сходе с направляющих (фиг. 8.10). Ракета получает вращение в сторону уменьшения угла  $\theta$  и сходит с направляющих с отрицательным углом атаки. В дальнейшем ракета стабилизируется, совершая угловые колебательные движения. Центр тяжести ракеты также получает поперечные колебательные смещения вследствие периодического изменения



Фиг. 8.11. Траектория центра тяжести ракеты.

*a*—при отсутствии угловых колебаний, *b*—при наличии угловых колебаний.

подъемной силы  $Y$ . Вид траектории центра тяжести с учетом угловых колебаний ракеты показан на фиг. 8.11. В первом приближении этим колебательным движением можно пренебречь, что и было сделано выше.

### 3. ПОЛЕТ ЗА ПРЕДЕЛАМИ АТМОСФЕРЫ В ПОЛЕ ЗЕМНОГО ТЯГОТЕНИЯ

#### Уравнения движения

Ракета дальнего действия, как и высотная метеорологическая ракета, большую часть своей траектории проходит в столь разреженных слоях атмосферы, что на этом участке полета представляется возможным пренебречь аэродинамическими силами, действующими на ракету. Если к тому же полет совершается при неработающем двигателе, то уравнения движения ракеты как материальной точки могут быть проинтегрированы в замкнутом виде при любом сколь угодно большом удалении ракеты от поверхности Земли.

Из курса физики известно, что всякое тело, брошенное под углом  $\theta_0$  к горизонту со скоростью  $v_0$ , движется (если не учитывать сил сопротивления воздуха) по параболе. Действительно, спустя время  $t$  после начала движения, координаты брошенного тела будут

$$x = v_0 t \cos \theta_0;$$

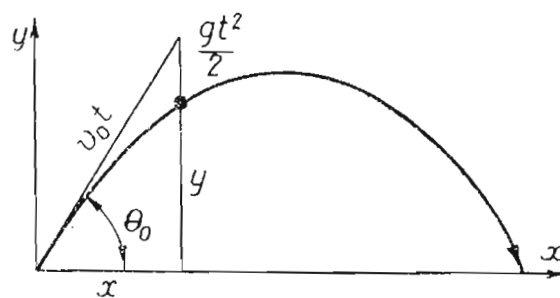
$$y = v_0 t \sin \theta_0 - \frac{g t^2}{2}.$$

Исключая отсюда  $t$ , найдем уравнение параболы, показанной на фиг. 8.12

$$y = x \operatorname{tg} \theta_0 - \frac{g}{2v_0^2 \cos^2 \theta_0} x^2.$$

Полученное выражение, однако, справедливо лишь в ограниченных пределах. При его выводе предполагалось, что вектор ускорения силы тяжести  $g$  для всех точек траектории остается параллельным оси  $y$  и не изменяется по величине. На самом деле это не так. Ускорение силы тяжести  $g$  по мере набора высоты уменьшается пропорционально квадрату расстояния до центра Земли. Кроме того, сила притяжения Земли направлена постоянно к ее центру и векторы  $g$  в различных точках траектории не будут параллельны друг другу. Эти особенности земного тяготения не могут иметь существенного значения, если речь идет о малых высотах и малых дальностях бросания тела. Но если нас интересуют большие дальности и высоты, характерные для дальних баллистических и многих метеорологических ракет, указанное обстоятельство необходимо принимать во внимание.

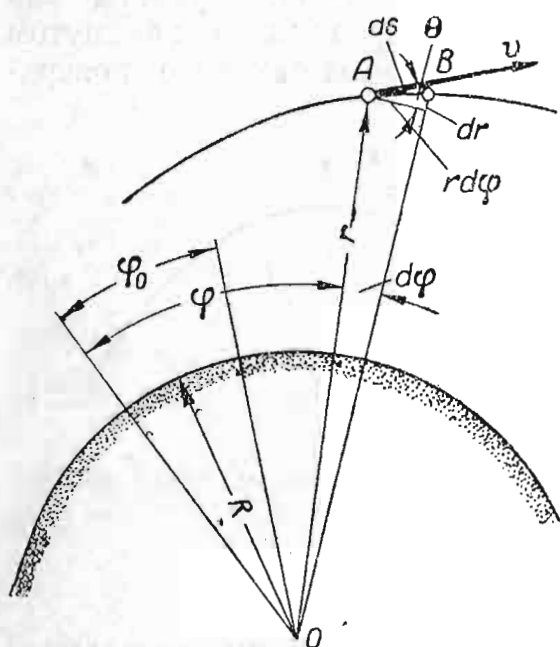
Задача об определении траектории полета ракеты в такой постановке совпадает с задачей определения траектории свободно



Фиг. 8.12. Траектория тела, брошенного под углом к горизонту (парабола).

летающего астрономического тела (задача Кеплера). Теория движения тела в этих условиях носит название «эллиптической» в отличие от элементарной упомянутой выше задачи о полете тела по параболе. Наибольший интерес эллиптическая теория представляет при решении основных задач космонавтики, таких, как определение траектории ракеты — спутника Земли и траектории космического корабля при его выходе из сферы земного тяготения.

Рассмотрим движение ракеты в полярной системе координат с полюсом в центре Земли.



Фиг. 8.13. К выводу уравнения движения ракеты в полярной системе координат.

Пусть ракета, изображенная на фиг. 8.13 точкой A, движется по инерции по некоторой траектории и находится в данный момент на расстоянии  $r$  от центра Земли. При переходе из точки A в точку B кинетическая энергия ракеты  $\frac{Mv^2}{2}$  изменится на величину  $d\left(\frac{Mv^2}{2}\right)$ .

Потенциальная энергия изменится на величину  $d(Mg_r r)$ . Ускорение силы тяжести  $g_r$  при этом не является величиной постоянной.

Изменение кинетической энергии равно изменению потенциальной энергии, поскольку двигатель ракеты не работает

$$d\left(\frac{Mv^2}{2} - Mg_r r\right) = 0.$$

Так как масса  $M$  остается постоянной, то

$$\frac{v^2}{2} - g_r r = \text{const.}$$

Ускорение силы тяжести изменяется обратно пропорционально квадрату расстояния до центра Земли

$$g_r = g \frac{R^2}{r^2},$$

где  $R$  — радиус Земли;

$g$  — ускорение силы тяжести на ее поверхности.

Таким образом,

$$\frac{v^2}{2} - g \frac{R^2}{r} = \text{const.}$$

В начальной точке траектории при  $r=r_0$   $v=v_0$ . Отсюда

$$\frac{v^2}{2} - g \frac{R^3}{r} = \frac{v_0^2}{2} - g \frac{R^3}{r_0}. \quad (8.8)$$

Но скорость

$$v = \frac{ds}{dt} = \frac{\sqrt{dr^2 + r^2 d\varphi^2}}{dt} = \sqrt{\dot{r}^2 + r^2 \dot{\varphi}^2}$$

и тогда вместо выражения (8.8) получим

$$\frac{1}{2} (\dot{r}^2 + r^2 \dot{\varphi}^2) - g \frac{R^3}{r} = \frac{v_0^2}{2} - g \frac{R^3}{r_0}. \quad (8.9)$$

Составим, далее, второе уравнение. Его мы получим из условия, что момент количества движения ракеты относительно центра Земли при пассивном полете является величиной постоянной

$$Mrv \cos \theta = \text{const.} \quad (8.10)$$

Угол  $\theta$  показан на фиг. 8.13;  $v \cos \theta$  — составляющая скорости, перпендикулярная радиусу.

Из выражения (8.10) следует, что

$$rv \cos \theta = r_0 v_0 \cos \theta_0.$$

Но из фиг. 8.13 видно, что

$$\cos \theta = \frac{rd\varphi}{ds},$$

поэтому

$$rv \cos \theta = r \frac{ds}{dt} \frac{rd\varphi}{ds} = r^2 \dot{\varphi}$$

и

$$r^2 \dot{\varphi} = v_0 r_0 \cos \theta_0. \quad (8.11)$$

Если уравнения (8.9) и (8.11) решать совместно и исключить из них время  $t$ , то получится зависимость  $r$  от  $\varphi$ , т. е. уравнение траектории ракеты.

### Траектория полета

Согласно уравнению (8.11)

$$\dot{\varphi} = \frac{v_0 r_0 \cos \theta_0}{r^2}.$$

Но

$$\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt} = \frac{d\varphi}{dr} \frac{dr}{dt} = \frac{d\varphi}{dr} \dot{r}.$$

Учитывая это, получим

$$\dot{r} = \frac{dr}{d\varphi} \frac{v_0 r_0 \cos \theta_0}{r^2},$$

или

$$\dot{r} = \frac{dr}{d\varphi} \frac{k}{r^2},$$

где

$$k = v_0 r_0 \cos \theta_0.$$

Подставим это выражение для  $\dot{r}$  и выражение для  $\dot{\varphi}$ , получаемое из (8.11), в уравнение (8.9), тогда

$$\left(\frac{dr}{d\varphi}\right)^2 \frac{k^2}{r^4} + \frac{k^2}{r^2} - \frac{2gR^2}{r} = v_0^2 - \frac{2gR^2}{r_0}.$$

Отсюда

$$\frac{dr}{d\varphi} \frac{k}{r^2} = \sqrt{v_0^2 - \frac{2gR^2}{r_0} - \frac{k^2}{r^2} + \frac{2gR^2}{r}},$$

или

$$d\varphi = \frac{-d\left(\frac{k}{r}\right)}{\sqrt{v_0^2 - \frac{2gR^2}{r_0} - \frac{k^2}{r^2} + \frac{2gR^2}{r}}}.$$

В подкоренном выражении прибавим и вычтем постоянную величину  $\frac{g^2 R^4}{k^2}$ , введем также величину  $-\frac{gR^2}{k}$  под знак дифференциала в числителе и после этого получим

$$d\varphi = \frac{-d\left(\frac{k}{r} - \frac{gR^2}{k}\right)}{\sqrt{\left(v_0^2 - \frac{2gR^2}{r_0} + \frac{g^2 R^4}{k^2}\right) - \left(\frac{k}{r} - \frac{gR^2}{k}\right)^2}}.$$

Интегрирование последнего выражения дает

$$\varphi - \varphi_0 = \arccos \frac{\frac{k}{r} - \frac{gR^2}{k}}{\sqrt{v_0^2 - \frac{2gR^2}{r_0} + \frac{g^2 R^4}{k^2}}},$$

откуда и получается искомое уравнение траектории

$$r = \frac{\frac{k^2}{gR^2}}{1 + \left(\frac{k}{gR^2} \sqrt{v_0^2 - \frac{2gR^2}{r_0} + \frac{g^2 R^4}{k^2}}\right) \cos(\varphi - \varphi_0)}. \quad (8.12)$$

Постоянная интегрирования  $\varphi_0$  зависит от начала отсчета угла  $\varphi$  (см. фиг. 8.13).

Введем следующие обозначения

$$p = \frac{k^2}{gR^2} = \frac{v_0^2 r_0^2 \cos^2 \theta_0}{gR^2}, \quad (8.13)$$

$$e = \frac{k}{gR^2} \sqrt{v_0^2 - \frac{2gR^2}{r_0} + \frac{g^2 R^4}{k^2}},$$

или

$$e = \sqrt{1 - \frac{2v_0^2 r_0 \cos^2 \theta_0}{gR^2} + \frac{v_0^4 r_0^2 \cos^2 \theta_0}{g^2 R^4}}. \quad (8.14)$$

В итоге уравнение траектории полета (8.12) примет вид

$$r = \frac{p}{1 + e \cos(\varphi - \varphi_0)}. \quad (8.15)$$

Проанализируем полученное выражение.

Из курса аналитической геометрии известно, что уравнение (8.15) есть уравнение кривой второго порядка в полярной системе координат с полюсом в одном из фокусов кривой. Коэффициент  $e$  является эксцентриситетом кривой. При  $e < 1$  уравнение (8.15) представляет собой уравнение эллипса, при  $e > 1$  — уравнение гиперболы и, наконец, при  $e = 1$  — уравнение параболы.

Не следует смешивать параболу, даваемую уравнением (8.15) при  $e = 1$ , с той, которая была получена ранее для тела, свободно брошенного и движущегося в поле земного тяготения с постоянным по абсолютной величине и направлению вектором ускорения силы тяжести.

Положим сначала  $e = 0$ . Уравнение (8.15) примет вид

$$r = p = \text{const.}$$

В этом случае тело совершает движение по окружности.

Из (8.14) получим

$$v_0^2 = \frac{gR^2}{r_0} \left( 1 \pm \sqrt{1 - \frac{1}{\cos^2 \theta_0}} \right).$$

Нетрудно видеть, что скорость  $v_0$ , определяемая последней формулой, имеет вещественное значение только в том случае, если  $\cos^2 \theta_0 = 1$  и  $\theta_0 = 0$ . Это означает, что движение тела по окружности возможно лишь при условии, что направление вектора начальной скорости параллельно горизонту.

Для скорости полета получается выражение

$$v_0 = \sqrt{\frac{gR^2}{r_0}} = v_1.$$

Это уже знакомое нам из гл. I выражение для первой космической скорости. При  $r_0 \approx R$  численное значение для первой космической скорости

$$v_1 \approx 8000 \text{ м/сек.}$$

Выясним теперь, при каких условиях эксцентриситет  $e$  окажется больше единицы.

Из выражения (8.14) можно без труда установить, что независимо от угла наклона вектора начальной скорости  $\theta_0$  при

$$v_0 \geq \sqrt{\frac{2gR^2}{r_0}}$$

величина

$$e \geq 1.$$

Траекторией движения при этом будет гипербола.

При

$$v_0 = \sqrt{\frac{2gR^2}{r_0}}$$

движение происходит по параболе, а при

$$v_0 < \sqrt{\frac{2gR^2}{r_0}}$$

— по эллипсу.

Скорость

$$v_2 = \sqrt{\frac{2gR^2}{r_0}}$$

называют *параболической скоростью*, или *второй космической скоростью*. Иногда ее называют также скоростью убегания.

Полагая  $r_0 \approx R$ , получим для второй космической скорости следующее численное значение:

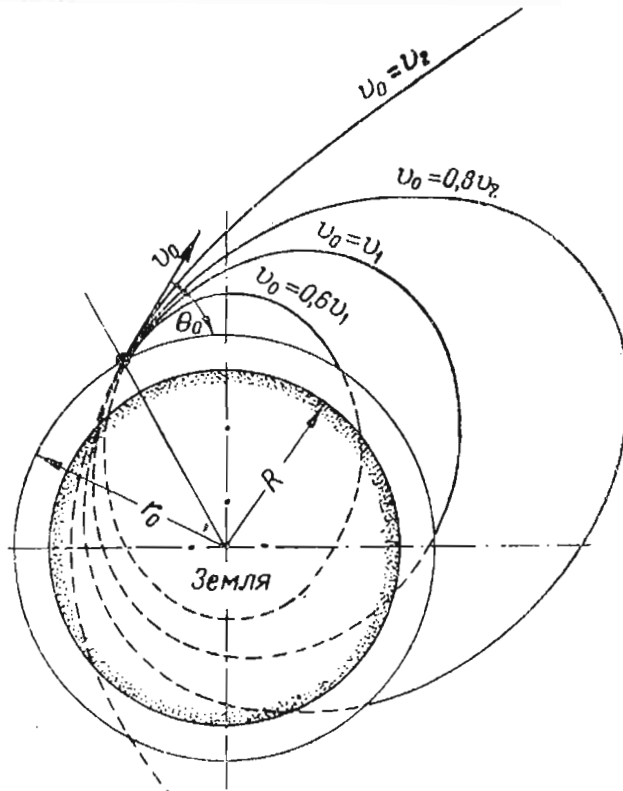
$$v_2 = \sqrt{2gR} \approx 11300 \text{ м/сек.}$$

На фиг. 8.14 показано изменение вида траектории полета тела в зависимости от скорости при неизменном угле бросания  $\theta_0 = 30^\circ$ .

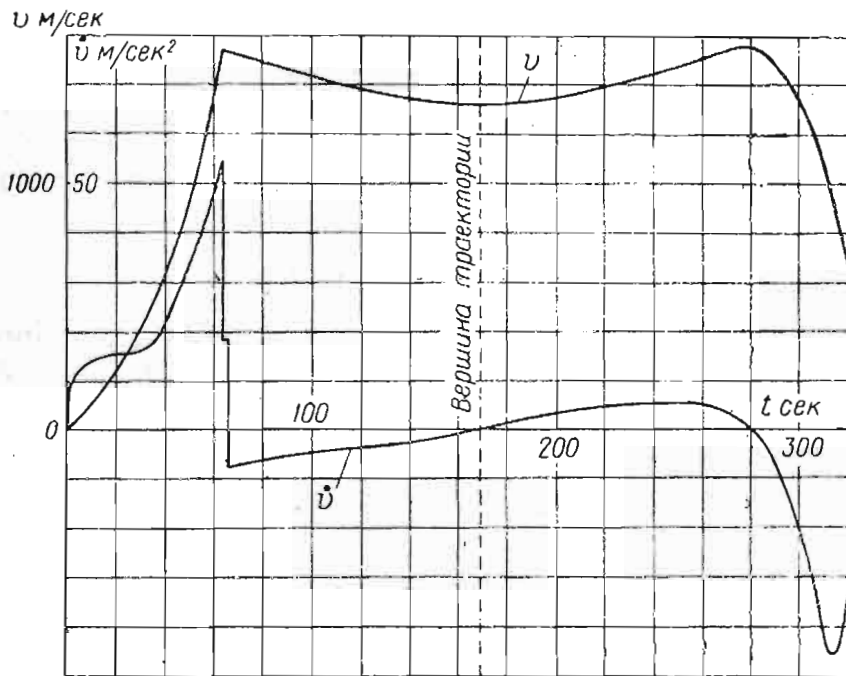
При малой скорости брошенное под углом  $\theta_0$  к горизонту тело, описав дугу эллипса, возвращается на Землю. По мере увеличения начальной скорости дальность полета возрастает. Увеличивается также и дуга, описываемая летящим телом.

При скорости  $v_0 = v_2$  траектория превращается в параболу. Тело, брошенное с Земли со скоростью  $v_0 \geq v_2$ , на Землю не возвращается. Отсюда и название для  $v_2$  — скорость убегания.

До сих пор столь высокие скорости не достигнуты. Однако при уже освоенных скоростях полета баллистических ракет дальнего



Фиг. 8.14. Траектории полета тела в зависимости от скорости бросания при  $\theta_0 = 30^\circ$ .



Фиг. 8.15. Скорость и тангенциальное ускорение баллистической ракеты на траектории.



действия расчет траектории по элементарной «параболической» теории не может дать достаточно точных результатов и расчет необходимо вести по формулам «эллиптической» теории.

При этом можно поступать следующим образом.

До некоторой высоты, пока влияние аэродинамических сил еще существенно, расчет траектории можно вести описанным выше методом численного интегрирования. С того момента, когда представляется возможным пренебречь лобовым сопротивлением, расчет следует вести по формулам (8.13), (8.14) и (8.15), выведенным выше. Таким образом можно получить для всей траектории полную картину изменения скоростей и ускорений в зависимости от времени полета.

На фиг. 8.15 показаны графики скорости и тангенциального ускорения баллистической ракеты для всей траектории полета.

Скорость возрастает до момента выключения двигателя. После выключения скорость падает, поскольку ракета по инерции набирает высоту. После прохождения ракетой вершины траектории скорость снова начинает возрастать. В дальнейшем под действием силы сопротивления воздуха скорость уменьшается.

Ускорение вначале нарастает по закону активного участка, показанному на фиг. 8.6. При переходе двигателя на предварительную ступень ускорение скачком уменьшается. Затем при полном выключении двигателя ускорение становится отрицательным. Оно равняется, очевидно,  $-g \sin \theta$ . Далее тангенциальное ускорение изменяется вследствие изменения  $\theta$  и  $g$ . В вершине траектории оно обращается в нуль. На нисходящем участке траектории сила земного притяжения ускоряет движение ракеты. При входе в верхние слои атмосферы начинается торможение ракеты вследствие сопротивления воздуха. В самом конце траектории скорость ракеты заметно падает и сила лобового сопротивления уменьшается. Ускорение по абсолютной величине при этом также уменьшается.

### Дальность полета

При небольших скоростях дальность полета тела, брошенного под углом  $\theta_0$  к горизонту, определяется по элементарной формуле, получающейся из выражений, приведенных на стр. 273.

$$L = \frac{v_0^2}{g} \sin 2\theta_0.$$

Максимальная дальность имеет место при  $\theta_0 = 45^\circ$ . Этот результат хорошо известен.

Сложнее обстоит дело при больших скоростях бросания.

В этом случае дальность полета ракеты целесообразно выражать углом  $2\beta$ , образованным полярными радиусами, проходящими через точки начала  $A$  и конца  $C$  траектории (фиг. 8.16). След-

ствие симметрии траектории достаточно определить половину этого угла — угол  $\beta$  (от точки  $A$  до точки  $B$  на траектории).

Найдем угол  $\varphi_0$  в уравнении (8.15), полагая  $\varphi=0$  и  $r=r_0$

$$\varphi_0 = -\arccos \frac{p-r_0}{er_0}.$$

Уравнение (8.15) примет теперь вид

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \left( \varphi + \arccos \frac{p-r_0}{er_0} \right)}.$$

Будем считать эксцентриситет  $e < 1$ , что соответствует освоенным в настоящее время скоростям.

Когда выражение, стоящее в скобках в последнем уравнении, примет значение  $\pi$ , радиус  $r$  достигнет, очевидно, своего наибольшего значения

$$r_{\max} = \frac{p}{1-e}.$$

Угол  $\varphi$  при этом будет равен  $\beta$ . Таким образом,

$$\beta + \arccos \frac{p-r_0}{er_0} = \pi.$$

Подставляя сюда выражения (8.13) и (8.14) для  $p$  и  $e$ , получим

$$\beta = \pi - \arccos \frac{\frac{v_0^2 r_0}{gR^2} \cos^2 \theta_0 - 1}{\sqrt{1 - \frac{2v_0^2 r_0 \cos^2 \theta_0}{gR^2} + \frac{v_0^4 r_0^2 \cos^2 \theta_0}{g^2 R^4}}}.$$

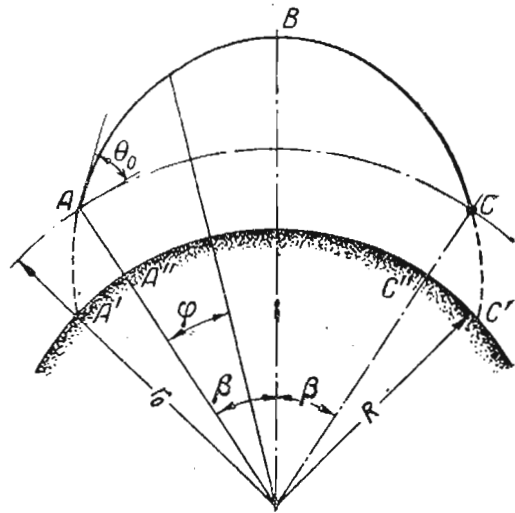
Если это выражение продифференцировать по  $\cos^2 \theta_0$  и приравнять производную нулю, то без особого труда можно найти тот угол бросания  $\theta_0$ , при котором величина  $\beta$  будет максимальна при заданной скорости  $v_0$

$$\cos^2 \theta_0 = \frac{1}{2 - \frac{v_0^2 r_0}{gR^2}},$$

или

$$\cos^2 \theta_0 = \frac{1}{2 - \frac{v_0^2}{v_1^2}}, \quad (8.16)$$

где  $v_1$  — первая космическая скорость.

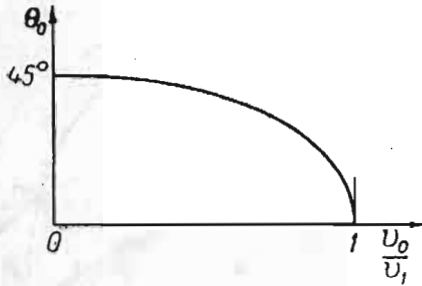


Фиг. 8.16. К определению дальности полета баллистической ракеты.

При малой скорости  $v_0$

$$\cos^2 \theta_0 \approx \frac{1}{2}.$$

Этот результат был уже указан выше: для получения максимальной дальности бросания вектор начальной скорости должен составлять с горизонтом угол в  $45^\circ$ .



Фиг. 8.17. Зависимость оптимального угла бросания  $\theta_0$  от начальной скорости  $v_0$  ( $v_1$  — первая космическая скорость).

При  $v_0 = v_1$ , как отмечалось,  $\cos^2 \theta_0 = 1$  и  $\theta_0 = 0$ . Этот случай соответствует постоянному вращению тела вокруг Земли с первой космической скоростью.

На фиг. 8.17 показан график зависимости оптимального угла бросания от отношения  $\frac{v_0}{v_1}$ . Из графика видно,

что оптимальный угол с ростом скорости бросания уменьшается. При скоростях порядка 2000 м/сек угол  $\theta_0$  мало отличается от  $45^\circ$  (он равен примерно  $44^\circ$ ). При больших скоростях он уменьшается все более и более заметно.

При оптимальном угле  $\theta_0$

$$\beta = \pi - \arccos \frac{-2 \sqrt{1 - \frac{v_0^2}{v_1^2}}}{2 - \frac{v_0^2}{v_1^2}}. \quad (8.17)$$

Если квадрат отношения  $\frac{v_0}{v_1}$  мал по сравнению с единицей, то можно получить

$$2\beta \approx \frac{v_0^2}{v_1^2}.$$

При  $v_0 = 2000$  м/сек, например,

$$2\beta \approx \left(\frac{2000}{8000}\right)^2 = \frac{1}{16}.$$

Дальность полета по дуге AC (см. фиг. 8.16)

$$2\beta r_0 \approx 2\beta R = \frac{1}{16} 6400 = 400 \text{ км.}$$

Приведенный расчет дальности применим для участка траектории, лежащего выше плотных слоев атмосферы (участок ABC на фиг. 8.16). Действительная дальность будет несколько больше за счет отрезков траектории AA' и CC'. Первый из них (AA') опре-

деляется, как уже говорилось, программой выведения ракеты на основную траекторию. Участок  $CC'$  может рассматриваться по своей форме как продолжение основной эллиптической кривой. Форма траектории здесь не может заметно отличаться от эллипса. Заметно лишь меняется скорость ракеты из-за сопротивления воздуха. Погрешность в определении дальности от замены участка  $CC'$  дугой эллиптической траектории невелика, потому что сам участок  $CC'$  мал по сравнению с полной дальностью. Таким образом, дополнительная дальность на участке  $CC'$  может быть приближенно рассчитана по формулам (8.13), (8.14) и (8.15).

Наличие участка  $CC'$  влияет на угол оптимального угла бросания  $\theta_0$ . Условие максимальной дальности от точки  $A$  до  $C'$  будет отличным от условия (8.16), составленного для максимальной дальности от  $A$  до  $C$ . Вследствие разности высот точек  $A$  и  $C'$  оптимальный угол  $\theta_0$  на самом деле оказывается меньше того, который определяется по формуле (8.16). Так, например, для дальней баллистической ракеты, имеющей в конце активного участка скорость  $1500$  м/сек, оптимальный угол бросания  $\theta_0$ , подсчитанный по формуле (8.16), оказывается равным  $44^\circ 30'$ . На самом деле, вследствие наличия участка  $CC'$  этот угол должен равняться примерно  $42^\circ$ .

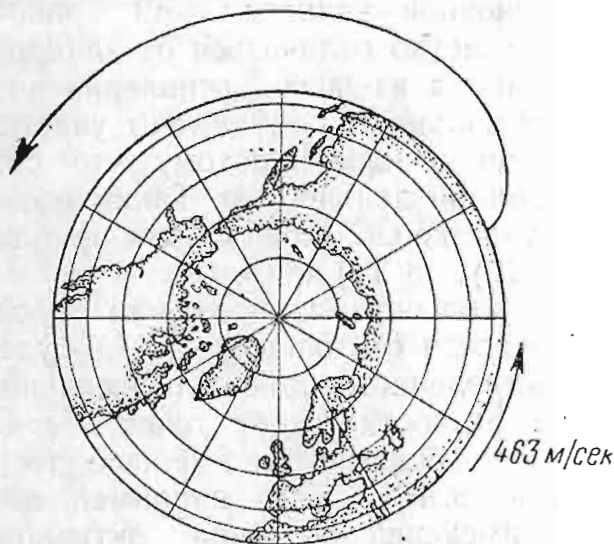
### Некоторые основные задачи освоения межпланетных пространств

В заключение этой главы, посвященной, в частности, вопросам полета со скоростями, соизмеримыми с космическими, остановимся кратко на путях освоения межпланетных пространств. Следует сразу же условиться, о каком освоении идет речь: о полете ракеты в межпланетное пространство с людьми в качестве пассажиров или без них. Первая задача неизмеримо сложнее второй и на очередь дня в настоящее время не может быть поставлена. В то же время полеты ракет в межпланетное пространство без пассажиров в ближайшие же годы кажутся вполне возможными.

Первой, основной, еще не выполненной задачей на этом пути является создание искусственного спутника Земли в виде ракеты, снабженной передающими устройствами. Решение этой задачи означало бы прежде всего достижение определенной и притом весьма высокой ступени в развитии ракетной техники. Вместе с тем, с помощью искусственного спутника удалось бы собрать обширный научный материал, позволяющий детально проверить и уточнить наши представления о физических условиях за пределами земной атмосферы.

Для создания искусственного спутника ракете за пределами атмосферы необходимо сообщить скорость порядка  $8000$  м/сек. При этом частично может быть использована скорость вращения Земли. На поверхности, у экватора, Земля имеет окружную скорость около  $463$  м/сек, направленную с запада на восток. Поэтому

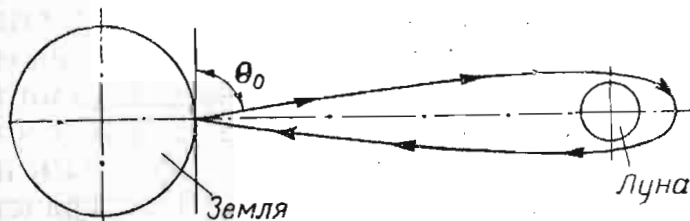
при создании искусственного спутника наиболее рациональным представляется пуск ракеты с экватора в восточном направлении (фиг. 8.18).



Фиг. 8.18. Направление рационального полета ракеты для создания искусственного спутника Земли.

для того, чтобы ракета, облетев Луну, вернулась на Землю, необходимо очень строго выдержать величину и направление скорости ракеты в конце активного участка.

При симметричной форме траектории, показанной на фиг. 8.19, необходимо, чтобы угол  $\theta_0$  лежал в пределах от  $81^\circ$  до  $89^\circ$ . Это условие соблюсти нетрудно. В то же время необходимо, чтобы скорость  $v_0$  лежала в пределах от  $0,99 v_2$  до  $1,0001 v_2$ , где  $v_2$  — вторая космическая скорость. Если скорость  $v_0$  будет меньше  $0,99 v_2$ , ракета упадет на Луну. Если скорость окажется больше  $1,0001 v_2$ , ракета, облетев Луну, не вернется на Землю. Выдержать столь узкий интервал скоростей представляется в настоящее время весьма трудной задачей. Повидимому, при ее решении придется идти не столько по пути повышения точности управляющих приборов, сколько по пути введения вспомогательных двигателей, корректирующих при необходимости полет ракеты на траектории.



Фиг. 8.19. Симметричная траектория облета Луны.

При запуске ракеты на Луну так же, как и при создании спутника, может быть частично использована скорость вращения Земли. Более сложными задачами, чем две описанные, является достижение ближайших планет — Марса и Венеры.

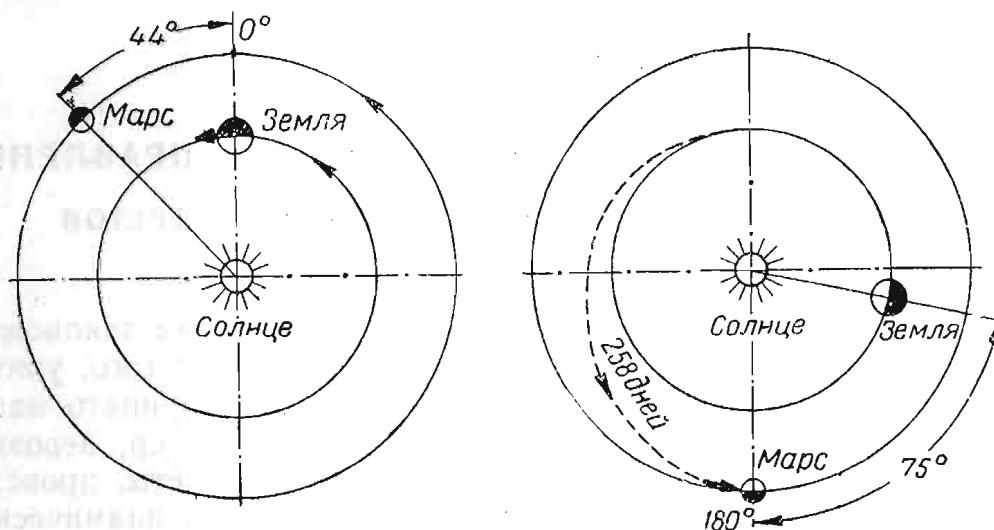
Если бы удалось забросить на эти планеты ракету даже без пассажиров, но снабженную мощными передающими устрой-

ствами, то это позволило бы получить ценные сведения о состоянии атмосферы и поверхности этих планет.

Если бы удалось забросить на эти планеты ракету даже без пассажиров, но снабженную мощными передающими устрой-

ствами, можно ожидать, что мы получили бы многие данные о физических условиях на поверхности этих планет.

При запуске ракеты на Марс или Венеру по оптимальной траектории может быть использована скорость не только собственного вращения Земли, как это указывалось выше, но и скорость движения Земли вокруг Солнца. Оптимальная в смысле затрат энергии (но не времени) траектория полета на Марс показана на



Фиг. 8.20. Траектория полета ракеты на Марс с минимальной затратой энергии.

фиг. 8.20. Она представляет собой кривую, близкую к эллипсу, в одном из фокусов которого находится Солнце. Для свободного движения по такой траектории ракете необходимо при отлете с Земли сообщить скорость около 14 км/сек.

Проблема освоения межпланетных пространств представляет собой весьма сложную, но не невыполнимую проблему. В 1929 г. К. Э. Циолковский по этому поводу писал:

«Звездоплавание нельзя и сравнивать с летанием в воздухе. Последнее — игрушка в сравнении с первым.

Несомненно, достигнут успеха, но вопрос о времени его достижения для меня совершенно закрыт.

Представление о легкости его решения есть временное заблуждение. Конечно, оно полезно, так как придает бодрость и силы.

Если бы знали трудности дела, то многие, работающие теперь с энтузиазмом, отшатнулись бы с ужасом.

Но зато как прекрасно будет достигнутое».

Время, прошедшее с момента написания этих строк, показало только то, что К. Э. Циолковский в своих суждениях был глубоко прав. Проблема эта действительно весьма сложна.

В настоящее время ракетная техника находится непосредственно перед решением первой задачи космических полетов — созданием искусственного спутника Земли.

## Глава IX

### ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ СТАБИЛИЗАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ

#### 1. СПОСОБЫ СТАБИЛИЗАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТОЙ

##### Устойчивость и стабилизация

Движение, которое совершает ракета под действием закономерных систематически действующих сил (независимо от того, учитываются эти силы в уравнениях движения или нет), принято называть *невозмущенным движением ракеты*. Так, например, невозмущенным будет движение дальней баллистической ракеты, происходящее под действием закономерных сил тяги и аэродинамических сил. Движение зенитной ракеты, преследующей маневрирующий самолет, несмотря на неопределенность этого маневрирования, также должно рассматриваться как невозмущенное. На траектории преследования ракета находится под действием управляющих сил, подчиненных наперед заданным законам управления, зависящим от способа наведения.

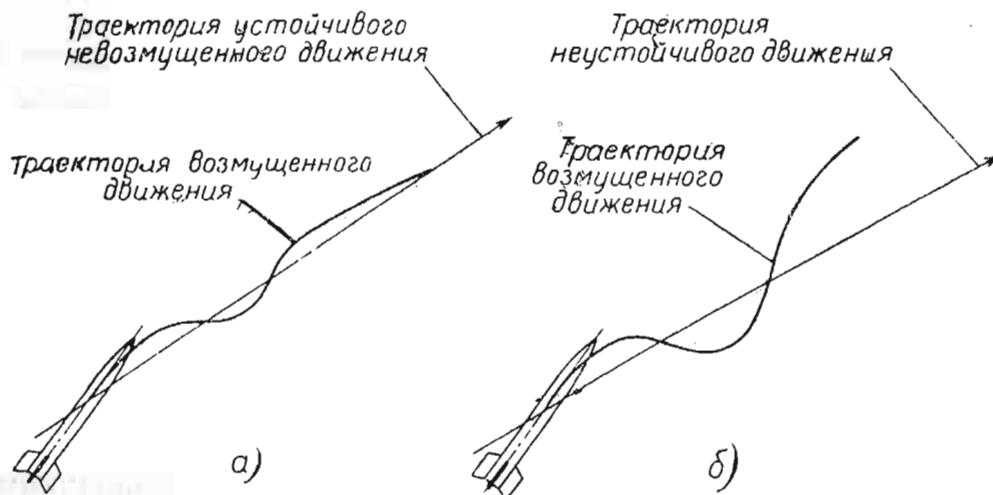
Кроме закономерных сил, на ракету в полете могут действовать случайные кратковременные внешние воздействия, такие, например, как порывы ветра, кратковременные небольшие изменения тяги двигателя и т. п. Под действием таких сил ракета будет совершать движение, которое называют *возмущенным движением*.

Предположим, что воздействие случайных сил невелико и возмущенное движение мало отличается от невозмущенного. Если при этом после прекращения действия возмущающих сил возмущенное движение ракеты будет возвращаться к невозмущенному, то это невозмущенное движение ракеты следует назвать *устойчивым*. Если же после прекращения действия внешнего возмущения движение ракеты не приближается к невозмущенному, то такое движение будет *неустойчивым* (фиг. 9.1)<sup>1</sup>. Понятие устойчивости и неустойчивости движения применимо, естественно, не только к ракетам, но и вообще к движению всякого тела.

<sup>1</sup> В практике исследования устойчивости ракет движение принимается устойчивым также и в том случае, если ракета после прекращения действия возмущения возвращается не к невозмущенному, а к некоторому другому, мало отличающемуся от него движению.

Понятно, что во всех случаях, если мы хотим управлять движением, необходимо в первую очередь освободиться от нежелательного влияния случайных внешних возмущающих воздействий и тем самым обеспечить его устойчивость движения.

В реальных условиях на ракету в полете непрерывно оказывают воздействие различные случайные возмущающие факторы. За время, протекающее между двумя последовательными внешними воздействиями, возмущенное движение ракеты не успевает принять параметров исходного невозмущенного движения. Таким образом, в реальных условиях полета движение ракеты лишь приблизительно-



Фиг. 9.1. Устойчивое (а) и неустойчивое (б) движения ракеты.

но соответствует заданному. Ракета непрерывно совершает возмущенное движение, параметры которого колеблются около параметров устойчивого невозмущенного движения. Если отклонения от заданного движения невелики, то практически можно считать, что движение ракеты устойчиво.

В связи со сказанным приведенное выше определение устойчивости движения может быть изменено. Под устойчивым движением можно понимать такое, параметры которого при действии на ракету возмущающих факторов изменяются в конечном итоге в пределах заданного допуска. Или, короче говоря, при устойчивом движении внешние случайные возмущения не вызывают сильных изменений в параметрах движения.

Границы допускаемых изменений в законе движения ракеты определяются целым рядом соображений. Главными из них являются требования точности наведения на цель и условия прочности ракеты, поскольку при больших углах атаки и поперечных ускорениях ракета получает значительные боковые нагрузки.

Нужно сказать, что движение, устойчивое по отношению к другим. Поэтому, когда рассматривается устойчивость движения по отношению к другим, может оказаться неустойчивым по отноше-



жения, особенно устойчивость по допускаемым отклонениям, следует оговаривать, о каких типах движения идет речь. Так, движение ракеты определяется законом движения ее центра тяжести и угловыми перемещениями всей ракеты как жесткого целого относительно центра тяжести.

Понятие устойчивости и неустойчивости в смысле угловых перемещений заменяется обычно понятием угловой стабилизации и нестабилизации ракеты. Если получившая угловое отклонение ракета после прекращения возмущающего воздействия возвращается к невозмущенному движению, то ракета называется стабилизированной. Если этого не происходит, то ракета называется нестабилизированной.

Во многих случаях вопросы угловой стабилизации могут быть рассмотрены независимо от устойчивости движения ракеты как материальной точки, хотя уже на примере неуправляемой пороховой ракеты (см. стр. 272) мы видели, что угловое возмущение связано с возмущениями в движении центра тяжести. Ракета может оказаться нестабилизированной, хотя отклонения в законе движения ее центра тяжести могут и не выйти за пределы допустимых.

### Особенности возмущенного движения и стабилизация неуправляемых ракет

В гл. VII уже говорилось о стабилизирующем аэродинамическом моменте и об аэродинамической стабилизации. Если при приведении всех аэродинамических сил к центру тяжести ракеты стабилизирующий момент направлен в сторону уменьшения угла атаки, то ракета называется статически устойчивой. Если же момент направлен в обратную сторону, ракета будет статически неустойчивой<sup>1</sup>.

Там же, в гл. VII было введено понятие центра давления как точки пересечения равнодействующей аэродинамических сил с осью ракеты. В том случае, когда центр давления находится сзади центра тяжести, ракета статически устойчива. Если центр давления располагается впереди центра тяжести, ракета статически неустойчива.

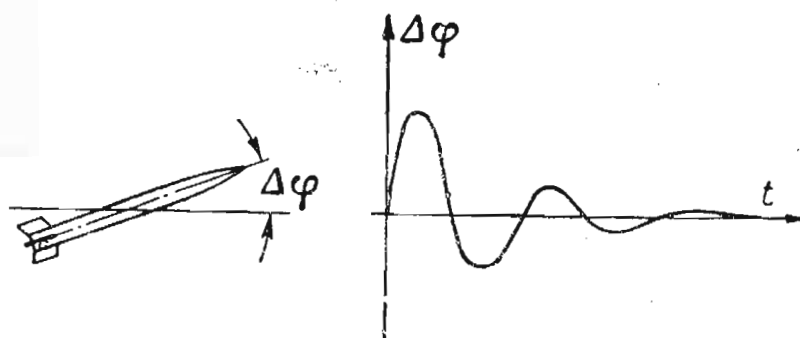
Отношение расстояния от центра давления до центра тяжести к длине ракеты называется запасом статической устойчивости.

При положительном запасе устойчивости ракета, получившая угловое отклонение, поворачивается аэродинамическими силами в исходное положение. Когда угол атаки станет равным нулю, обра-

<sup>1</sup> Часто применяющееся в самолетостроении выражение «статическая устойчивость» эквивалентно понятию «аэродинамическая стабилизация». Под статической устойчивостью обычно понимается устойчивость без вмешательства управляющих органов, а под динамической — устойчивость движения, обеспеченная введением системы управления, причем безразлично какой — автоматической или неавтоматической.

тится в нуль и восстанавливающий момент. Но так как ракета сохраняет угловую скорость, движение будет продолжаться в обратном направлении. Появится угол атаки обратного знака, и возникнут угловые колебания ракеты. Вследствие наличия демпфирующих моментов колебания будут затухающими (фиг. 9.2).

Колебания такого рода носят название короткопериодических. Их частота зависит от запаса статической устойчивости и момента инерции ракеты. Чем больше запас устойчивости и меньше момент инерции, чем выше частота этих колебаний, тем сильнее происходит демпфирование и быстрее затухают колебания, тем скорее возвращается ракета к невозмущенному движению.



Фиг. 9.2. Затухание короткопериодических колебаний.

Однако чрезмерное увеличение запаса статической устойчивости может дать и отрицательные результаты. Управляемую ракету большой запас устойчивости делает непослушной. Неуправляемая ракета при большом запасе устойчивости может давать большое рассеивание (см. стр. 331).

Описанные короткопериодические угловые колебания могут происходить, как легко понять, относительно трех центральных осей.

Ракете, и в особенности крылатой ракете типа самолета-снаряда, свойственно также наличие так называемых длиннопериодических, или фугоидных, колебаний. Их возникновение удобнее всего объяснить, рассматривая горизонтальный равномерный полет самолета-снаряда, тяга двигателя которого в среднем уравнивается силой лобового сопротивления при неизменном угле атаки.

Предположим, что по какой-то причине сила тяги временно увеличилась. При этом возрастает скорость полета и увеличивается подъемная сила, которая становится больше силы веса. Самолет-снаряд начинает подниматься и вследствие этого теряет скорость. Наступает момент, когда подъемная сила снова становится равной силе веса, но самолет, обладающий вертикальной скоростью, по инерции продолжает подъем. Дальнейший подъем будет связан с уменьшением подъемной силы. Самолет станет опускаться. Так возникают фугоидные колебания. Траектория самолета при этом показана на фиг. 9.3.

Фугоидные колебания имеют большой период, зачастую значительно превышающий для ракет время работы двигателя, т. е. превышающий время полета на активном участке. Поэтому фугоидные колебания для многих типов ракет могут во внимание не приниматься.

Различные виды колебаний ракеты не являются независимыми. При поперечных угловых колебаниях вследствие периодического



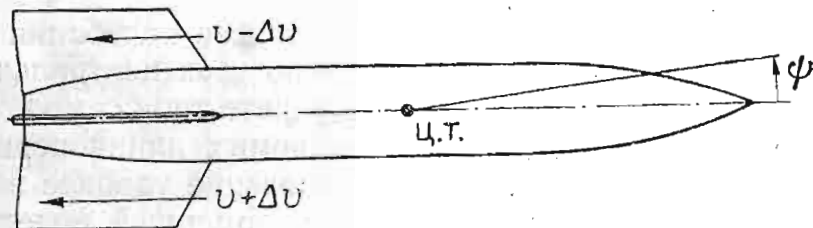
Фиг. 9.3. Фугоидные, или длиннопериодические, колебания самолета-снаряда.

возникновения подъемной силы появляется поперечное колебание центра тяжести около невозмущенной траектории.

Если ракета движется с углом атаки, то при возникновении угла рыскания ракета получает крен. Это хорошо видно из фиг. 9,4, где показана ракета, получившая отклонение по курсу — угол  $\psi$ . Правый стабилизатор получает добавочную скорость, подъемная сила на нем возрастает, в то время как на левом она уменьшается. Возникает момент, поворачивающий ракету относительно продольной оси, и появляется крен ракеты.

Задача стабилизации заключается в том, чтобы все колебания описанного типа были ограниченными и по возможности быстро затухающими.

При наиболее простой статической стабилизации достаточно полно исключается влияние на полет ракеты кратковременных слу-



Фиг. 9.4. Появление крена при отклонении ракеты по курсу.

чайных возмущающих воздействий, но остается влияние систематических, постоянно действующих факторов, которые не учитываются заранее. К числу их относятся прежде всего технологические погрешности.

Ракета не может быть изготовлена точно. Двигатель ракеты всегда обладает некоторым эксцентриситетом, и сила тяги не проходит через центр тяжести ракеты. За счет этого возникает момент, поворачивающий ракету в сторону. Внешние обводы ракеты также не могут быть выполнены идеально, поэтому некоторым эксцентри-

ситетом обладают и аэродинамические силы. Сами стабилизаторы, предназначенные для обеспечения устойчивости движения, всегда имеют погрешности исполнения, которые приводят к уходу ракеты от заданной траектории. Аэродинамическая стабилизация не может дать эффекта при полете за пределами атмосферы.

Имеется другая возможность обеспечить устойчивость движения неуправляемой ракеты. Она заключается в сообщении ракете быстрого вращения относительно продольной оси. Такой способ, как известно, широко применяется для стабилизации артиллерийских снарядов. При этом ракета сохраняет направление своей оси благодаря гироскопическому эффекту.

Способ стабилизации вращением применяется главным образом для небольших пороховых полевых ракет. Такие ракеты, как мы уже знаем, носят название турбореактивных снарядов (сокращенно ТРС). Большие ракеты таким способом не могут быть стабилизированы. При быстром вращении трудно обеспечить необходимую прочность большой ракеты, не говоря уже о том, что такую ракету трудно сделать управляемой.

Более совершенным, но, правда, неизмеримо более сложным методом, чем два описанных, является установка на ракете автомата стабилизации, обеспечивающего одновременно движение ракеты по заданной программе.

### Стабилизация при помощи автомата

Впервые автоматы стабилизации были созданы для обеспечения неизменного курса движения морских торпед. В дальнейшем с развитием авиации и возникновением необходимости автоматического пилотирования самолетов были созданы автопилоты, основные принципы которых во время второй мировой войны были перенесены на автоматы стабилизации ракет и самолетов-снарядов.

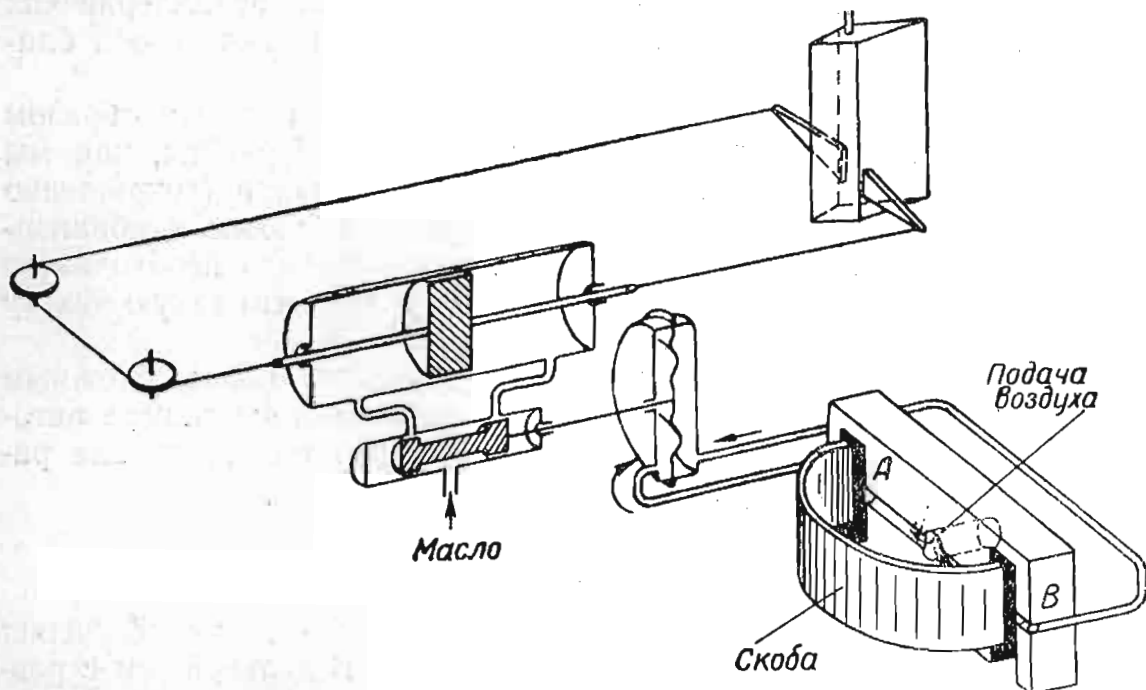
Общий принцип работы подобных автоматов проще всего уяснить на примере простейшего автомата курса (фиг. 9.5).

Исполнительным органом простейшего автомата курса является цилиндр с подвижным поршнем, при помощи которого поворачивается руль самолета. Давление по обе стороны от поршня в цилиндре регулируется распределительным золотником, который передвигается чувствительной мембраной. Для того, чтобы подать масло в правую или левую полости цилиндра, золотник необходимо передвинуть соответственно вправо или влево. Перемещение регулирующего золотника не требует заметного усилия и поэтому тонкая чувствительная мембрана оказывается в состоянии управлять поворотом руля.

Давление в обе полости мембранной коробки поступает из пневматической сети самолета через отверстия, перекрытые наполовину заслонками. Заслонками служит скоба, жестко скрепленная с гироскопом и потому остающаяся неподвижной при повороте самолета.

При следовании по курсу оба отверстия перекрыты одинаково и давление в обеих полостях мембранной коробки одинаково. Руль находится в нейтральном положении.

Предположим теперь, что самолет по какой-либо причине начал уклоняться от установленного курса, например, влево. Отверстие *A* при этом частично перекрывается, а отверстие *B* откроется. Давление в правой полости мембранной коробки повысится, и шток золотника сместится влево. Это повлечет за собой поступление



Фиг. 9.5. Схема простейшего автомата курса.

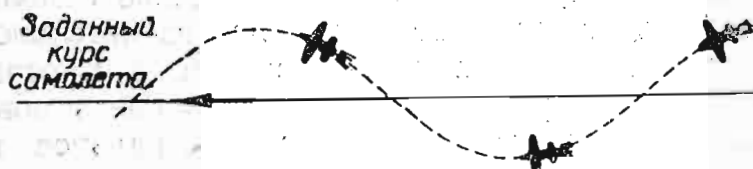
масла в переднюю полость исполнительного механизма (рулевой машинки). Руль повернется при этом против часовой стрелки и самолет начнет поворачиваться вправо, т. е. возвращаться на курс.

Казалось бы, описанный автомат полностью решает задачу курсовой стабилизации. Однако эта система обладает принципиальным недостатком.

Посмотрим, как будет происходить движение самолета дальше.

Когда самолет примет нужное направление, заслонки, мембрана и золотник займут нейтральное положение, но поршень исполнительного механизма и руль останутся в прежнем положении, а самолет, следовательно, будет продолжать поворот вправо. Лишь тогда, когда он развернется вправо, а заслонки перекроют отверстие *B*, приоткроют отверстие *A* и золотник передвинется в другую сторону, руль повернется обратно и заставит вращаться самолет влево. Возникнет, таким образом, колебательное движение — рыскание по курсу. Самолет будет идти «змейкой» (фиг. 9.6).

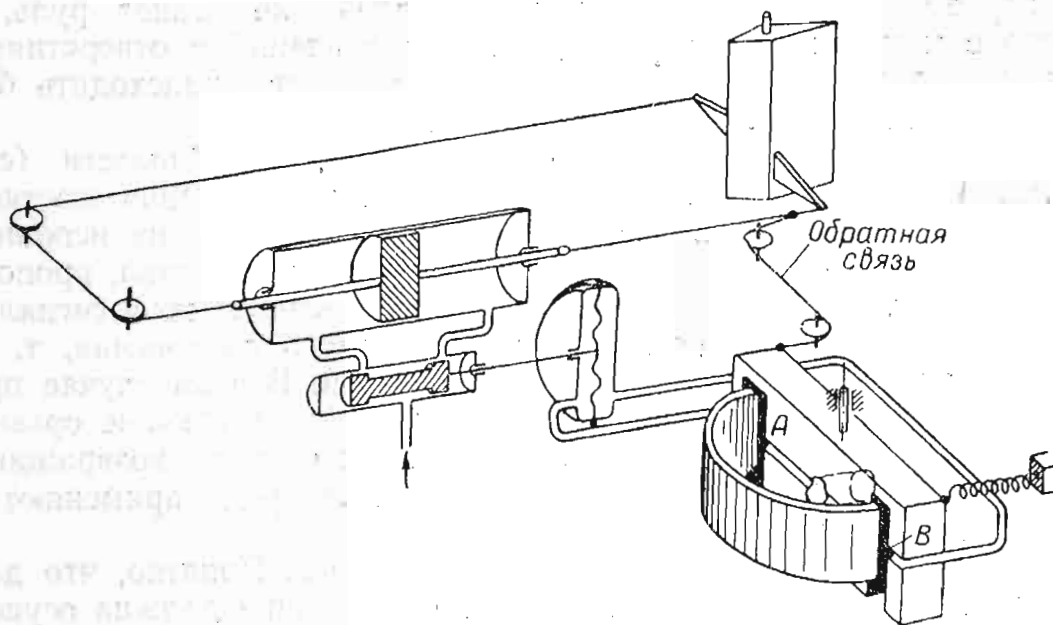
Подобную картину мы могли бы наблюдать, если бы водитель автомашины, поворачивая вправо, начал бы выбирать поворот колес только тогда, когда машина полностью повернулась направо. Если бы водитель повторял эту ошибку и далее, т. е. каждый раз



Фиг. 9.6. Характер движения самолета при управлении простейшим автоматом курса.

запаздывал с выводом колес в нейтральное положение, машина также шла бы змейкой. Для того, чтобы такого движения не было, водитель должен выбирать поворот руля еще до того, как машина приняла нужное направление.

Необходимо, очевидно, чтобы и автомат курса управлял движением самолета, выводя руль из отклоненного положения к тому моменту, когда самолет вернется на курс. Для этой цели служит обратная связь. Под обратной связью в широком смысле слова



Фиг. 9.7. Схема автомата курса с обратной связью от руля.

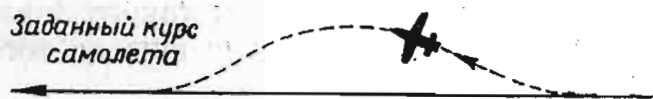
понимается элемент системы регулирования, соединяющий последующее звено с одним из предыдущих таким образом, чтобы сигналы, подаваемые в систему регулирования, соотношались с результатами, которые дает эта система.

На фиг. 9.7 показан тот же автомат курса, но с обратной связью от руля. Здесь распределитель воздуха *AB* уже не связан жестко

с самолетом и имеет возможность поворачиваться относительно вертикальной оси. Этот поворот связан с поворотом руля.

Посмотрим, как теперь будет происходить возвращение самолета на курс.

Снова предположим, что по какой-то причине самолет свернул с курса влево. Тогда в описанной выше последовательности сработают элементы механизма и руль повернется против часовой стрелки. Одновременно руль через обратную связь повернет распределитель воздуха и поставит его в нейтральное положение. Самолет будет поворачиваться вправо; при этом начнет открываться отверстие *A* и закрываться отверстие *B*, в результате чего будет происходить поворот руля в обратную сторону. Когда само-



Фиг. 9.8. Характер движения самолета при управлении автоматом курса с обратной связью.

лет вернется на курс, в нейтральное положение станет руль, а вместе с ним и колодка распределителя давлений с отверстиями *A* и *B*. Возвращение самолета на курс будет происходить без рыскания (фиг. 9.8).

Избежать описанной выше колебательной неустойчивости (см. фиг. 9.6) можно и другими способами, помимо введения жесткой обратной связи от руля. Можно, например, подавать на исполнительный орган — на рулевые машинки — не только сигнал, пропорциональный углу отклонения ракеты от направления, но и сигналы, пропорциональные скорости и ускорению этого отклонения, т. е. вводя так называемые гибкие обратные связи. В этом случае при быстро нарастающем отклонении ракеты стабилизирующие органы реагируют на отклонение более энергично и быстрее возвращают ракету на курс. Системы стабилизации такого рода применяются на баллистических ракетах.

Выше была описана работа автомата курса. Понятно, что для самолета-снаряда или ракеты такая автоматизация должна осуществляться не только по курсу, но и по тангажу и крену.

Задача автомата стабилизации на ракете не ограничивается только чистой стабилизацией. Поскольку автомат стабилизации обеспечивает движение ракеты по определенной программе, он является также управляющим органом.

Ракета, снабженная автоматом стабилизации, называется управляемой ракетой. Если ее управление с момента старта не связано с землей, то такая система управления носит название автономной. Если же связь с землей поддерживается и после

старта, например, по радиоканалу, то система управления носит название неавтономной.

Автономная система обладает тем очевидным недостатком, что после момента взлета исключается дальнейшее вмешательство в движение ракеты. Невозможно, в частности, исправить движение ракеты, если последняя начинает отклоняться от курса.

Подача сигнала по радиоканалу позволяет вносить исправления в движение ракеты и достичь значительно более высокой точности попадания. Радиоуправление для зенитных ракет дает возможность прямо наводить зенитную ракету на самолеты противника и резко увеличить процент попаданий по сравнению с неуправляемыми ракетами.

Однако радиоуправление обладает существенным недостатком, заключающимся в том, что противник получает возможность путем создания достаточно мощных радиопомех свести на-нет преимущества неавтономного управления.

Проблема радиоуправления является одной из основных проблем современной ракетной техники. Вместе с развитием радиоуправления развиваются как средства противодействия способы создания радиопомех. Развитие же последних влечет за собой развитие методов создания помехоустойчивых управляющих приборов. Все эти вопросы являются предметом специальной области радиотехники.

## 2. ГИРОСКОП И ЕГО ПРИМЕНЕНИЕ

### Свойства гироскопа

Массивный точно сбалансированный маховик, вращающийся с большой угловой скоростью, носит название гироскопа.

Всем хорошо известно своеобразное поведение гироскопа; быстро вращающийся маховик обладает способностью более или менее устойчиво сохранять направление своей оси и проявляет неожиданную «непослушность», когда делается попытка повернуть эту ось.

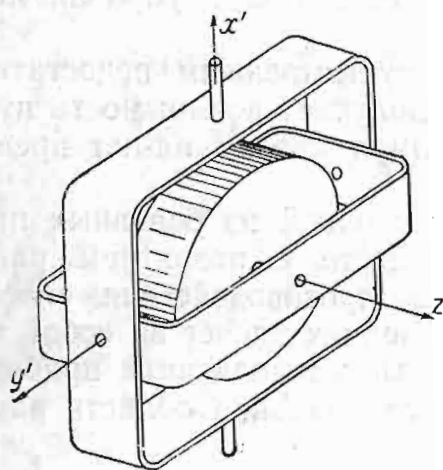
Гироскоп является основным элементом современных автопилотов и большинства стабилизирующих устройств. Поэтому рассмотрение работы автомата стабилизации целесообразно начать со свойств гироскопа.

Теория гироскопа является частной задачей общей теории движения тела с одной неподвижной точкой. Для такого тела могут быть составлены уравнения движения (уравнения Эйлера), не решаемые в общем виде, но позволяющие дать ответ на некоторые частные вопросы движения, в том числе и на вопрос о движении симметричного быстро вращающегося диска. Последний вопрос и составляет содержание так называемой теории гироскопа. Мы не будем вдаваться в эту теорию и ограничимся рассмотрением главным образом ее качественной стороны.

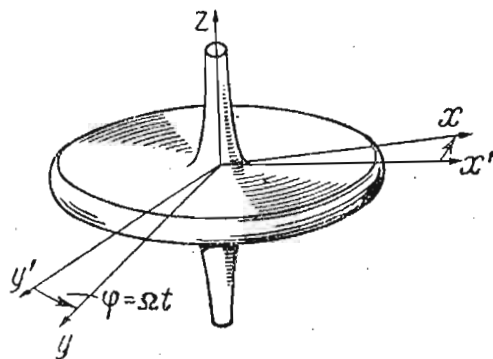


Будем прежде всего считать, что гироскоп представляет собой симметричное тело с одной неподвижной точкой и что этой точкой является его центр тяжести. Осуществить такое закрепление можно при помощи карданова подвеса (фиг. 9.9). В этих условиях движение гироскопа может быть представлено как вращение с угловой скоростью  $\Omega$  около некоторой мгновенной оси, проходящей через центр тяжести.

Возьмем три взаимно перпендикулярные оси  $x$ ,  $y$ ,  $z$ , жестко связанные с гироскопом (фиг. 9.10). Ось  $z$  направим по оси главного вращения гироскопа. Две другие оси проведем через центр тяжести гироскопа перпендикулярно оси  $z$ .



Фиг. 9.9. Гироскоп в кардановом подвесе.



Фиг. 9.10. Расположение связанных осей гироскопа.

Вектор мгновенной угловой скорости  $\bar{\Omega}$  может быть разложен по этим осям на составляющие  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$ . Для быстро вращающегося гироскопа абсолютная величина  $\omega_z$  неизмеримо больше величин  $\omega_x$  и  $\omega_y$ . Последние для уравновешенного гироскопа вообще равняются нулю и возникают, как мы увидим в дальнейшем, лишь тогда, когда на гироскоп начинают действовать внешние силы. Поскольку  $\omega_x$  и  $\omega_y$  малы,  $\omega_z \approx \Omega$ .

Составляющими вектора главного момента количества движения  $\bar{N}$  будут  $A\omega_x$ ,  $B\omega_y$ ,  $C\omega_z$ , где  $A$ ,  $B$ ,  $C$  — моменты инерции гироскопа относительно осей  $x$ ,  $y$ ,  $z$ . Из условий симметрии  $A=B$ .

Следует отметить очевидный факт: вектор  $\bar{N}$ , вообще говоря, с вектором  $\bar{\Omega}$  по направлению не совпадает. Лишь в силу того, что для гироскопа  $\omega_x$  и  $\omega_y$  очень малы по сравнению с  $\omega_z$ , можно считать, что векторы  $\bar{N}$  и  $\bar{\Omega}$  по направлению весьма близки друг к другу. Это значительно облегчает задачу и позволяет, наблюдая за поведением вектора  $\bar{N}$ , сразу же определять (как совпадающее с ним) и направление вектора  $\bar{\Omega}$ .

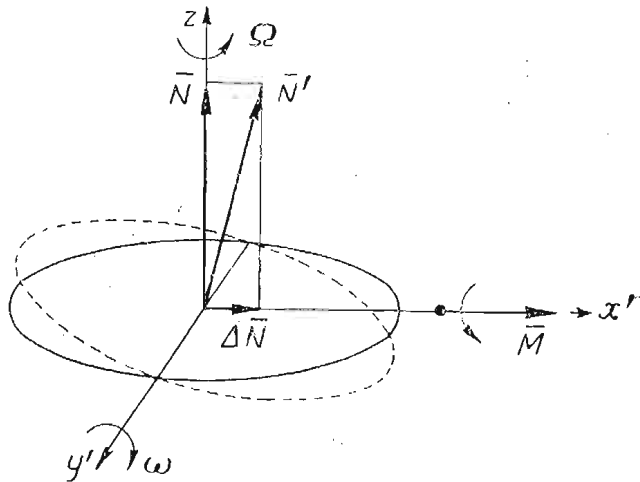
Основным соотношением, определяющим вращательное движение тела, является закон изменения момента количества движения

$$\frac{d\bar{N}}{dt} = \bar{M}, \quad (9.1)$$

где  $\bar{M}$  — вектор момента, действующего на тело;  
 $\bar{N}$  — вектор момента количества движения.

Введем систему полусвязанных центральных осей  $x'y'$  (см. фиг. 9.10). Эти оси жестко связаны с осью  $z$  и поворачиваются вместе с ней, не будучи связаны с ротором гироскопа, т. е. не участвуя в его главном вращении со скоростью  $\Omega$ . Для гироскопа, показанного на фиг. 9.9, оси  $x'$  и  $y'$  совпадают с осями колец карданова подвеса.

Посмотрим теперь, какое движение будет совершать ось гироскопа  $z$ , если мы попробуем повернуть гироскоп, прикладывая к нему через рамку подвеса момент  $\bar{M}$  относительно оси  $x'$  (фиг. 9.11).



Фиг. 9.11. К выводу выражения для угловой скорости прецессии.

До того как приложен момент  $\bar{M}$ , гироскоп имеет момент количества движения

$$\bar{N} = C\bar{\Omega}.$$

Согласно выражению (9.1) за время  $\Delta t$  изменение момента количества движения

$$\Delta\bar{N} = \bar{M} \Delta t.$$

Вектор  $\Delta\bar{N}$  совпадает по направлению с вектором  $\bar{M}$ . Складывая  $\bar{N}$  и  $\Delta\bar{N}$ , получаем новый вектор  $\bar{N}'$  момента количества движения. Вследствие малости  $\Delta\bar{N}$  векторы  $\bar{N}$  и  $\bar{N}'$  отличаются друг от друга только по направлению, не отличаясь по модулю. Таким образом, мы видим, что в результате действия момента  $\bar{M}$  вектор момента количества движения  $\bar{N}$ , не изменяя своей величины, поворачивается на угол  $\frac{\Delta N}{N}$  относительно оси  $y'$ .

Выше уже упоминалось, что для гироскопа вектор момента количества движения почти совпадает с мгновенной осью вращения, следовательно, мы можем сказать, что под действием мо-

мента  $M$  ось вращения гироскопа за время  $\Delta t$  поворачивается на тот же угол  $\frac{\Delta N}{N} = \frac{M\Delta t}{N}$  относительно оси  $y'$ . При этом угловая скорость вращения оси гироскопа

$$\omega = \frac{M}{N} = \frac{M}{C\Omega}. \quad (9.2)$$

Описанное движение гироскопа относительно оси  $y'$  носит название *прецессионного движения*, а угловая скорость  $\omega$  называется *скоростью прецессии*.

Правило, которому подчиняется поведение гироскопа при приложении к нему внешнего момента, можно сформулировать следующим образом: если к гироскопу, имеющему три степени свободы, приложить момент относительно оси, перпендикулярной главной оси вращения, гироскоп начнет поворачиваться так, что вектор главного вращения  $\Omega$  будет двигаться по кратчайшему пути к вектору момента  $M$ , стремясь совпасть с ним (см. фиг. 9.11).

В этом законе, собственно говоря, и заключается вся «необычность» поведения гироскопа. Ось гироскопа поворачивается не в плоскости приложенного момента, а в плоскости, перпендикулярной ему. Кроме того, прецессионное движение не является ускоренным. Скорость  $\omega$  возрастает лишь до тех пор, пока возрастает приложенный момент. При постоянно действующем моменте угловая скорость прецессии остается неизменной и после прекращения действия момента прецессионное движение прекращается.

Если бы гироскопу не было задано предварительно вращение со скоростью  $\Omega$ , он при приложении к нему внешнего момента вел бы себя, как обычное тело. Из фиг. 9.11 видно, что в этом случае (при  $N=0$ ) вектор  $\Delta N$  определял бы полностью движение маховика и последний под действием момента вращался бы с ускорением относительно оси  $x'$ , т. е. в плоскости действия момента.

Поведение гироскопа довольно просто может быть объяснено также путем рассмотрения ускорений, возникающих при прецессии.

Рассмотрим для простоты плоский диск, вращающийся со скоростью  $\Omega$  (фиг. 9.12). Предположим, что этому диску уже задано каким-то образом прецессионное движение относительно оси  $y'$ .

Ввиду малости  $\omega$  скорость произвольно взятой точки  $A$

$$v = \Omega r.$$

Составляющая этой скорости, перпендикулярная оси  $y'$ ,

$$v_x = \Omega r \cos \varphi.$$

При повороте диска относительно оси  $y'$  в точке  $A$  возникает кориолисово ускорение, абсолютная величина которого

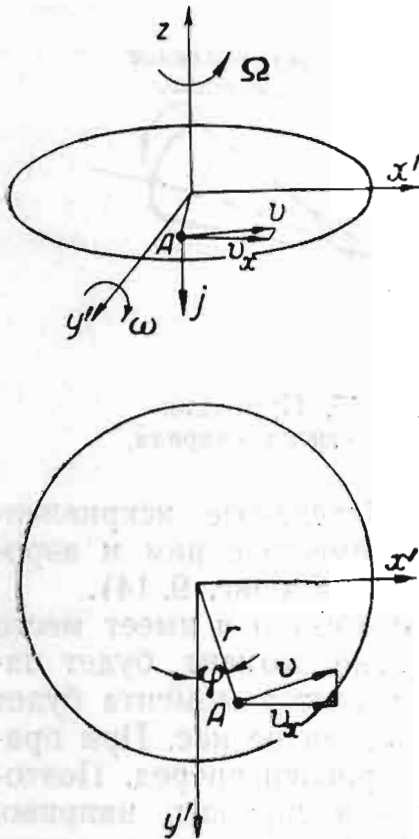
$$j = 2\omega v_x = 2\omega \Omega r \cos \varphi. \quad (9.3)$$

Вектор кориолисова ускорения направлен перпендикулярно плоскости вращающегося диска. Меняя  $r$  и  $\varphi$ , можно найти ускорение  $j$  в каждой точке диска. Закон распределения этих ускорений по плоскости диска (эюра ускорений) представлен на фиг. 9.13.

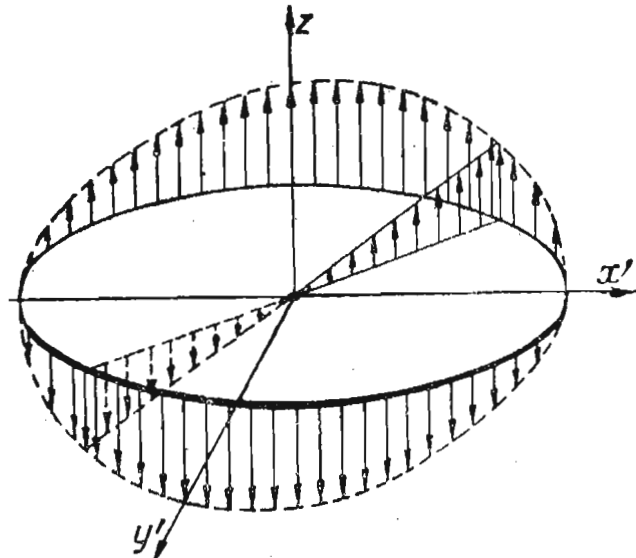
Для того, чтобы сообщить диску такую систему ускорений, к нему, как видим, следует приложить момент относительно оси  $x'$ , перпендикулярной оси прецессии  $y'$ . Величина этого момента

$$M = \int_V j y' dm,$$

где  $y' = r \cos \varphi$  — плечо элементарного момента;  
 $dm$  — элемент массы.



Фиг. 9.12. К объяснению прецессии через кориолисово ускорение.



Фиг. 9.13. Закон распределения кориолисовых ускорений по плоскости диска.

Интегрирование распространяется на весь объем диска  $V$ . Учитывая (9.3), получим

$$M = 2 \omega \Omega \int_V r^2 \cos^2 \varphi dm = 2 \omega \Omega \int_V y'^2 dm.$$

Но последний интеграл представляет собой момент инерции диска относительно оси  $x'$ . Для плоского диска он равен половине момента инерции относительно оси  $z$

$$\int_V y'^2 dm = A = \frac{C}{2}.$$

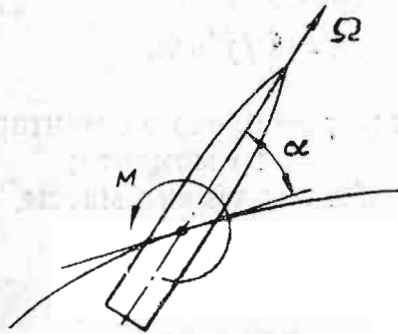
Таким образом, мы приходим к выражению (9.2)

$$M = C \Omega \omega.$$

Зная закон прецессии, можно объяснить и предвидеть многие явления, связанные с гироскопическим эффектом.

Проследим, например, поведение турбореактивного снаряда в полете.

Снаряд вылетает с направляющих с нулевым или почти нулевым углом атаки. В дальнейшем движении, имея большую угловую скорость, он ведет себя подобно гироскопу и стремится сохранить



Фиг. 9.14. Турбореактивный снаряд на траектории.



Фиг. 9.15. Прецессия турбореактивного снаряда.

неизменным направление продольной оси. Вследствие искривленности траектории появляется угол атаки, а вместе с ним и аэродинамический момент в вертикальной плоскости (фиг. 9.14).

Если снаряд статически неустойчив (что обычно и имеет место у неоперенного снаряда), то аэродинамический момент будет направлен в сторону увеличения угла атаки, а вектор момента будет перпендикулярен плоскости чертежа и направлен на нас. При правом осевом вращении снаряда вектор  $\Omega$  направлен вперед. Поэтому по правилу прецессии снаряд начнет прецессировать направо. При дальнейшем движении ось снаряда будет описывать конус с правым движением около траектории центра тяжести (фиг. 9.15).

У статически устойчивого снаряда прецессия будет левой.

### Применение гироскопа

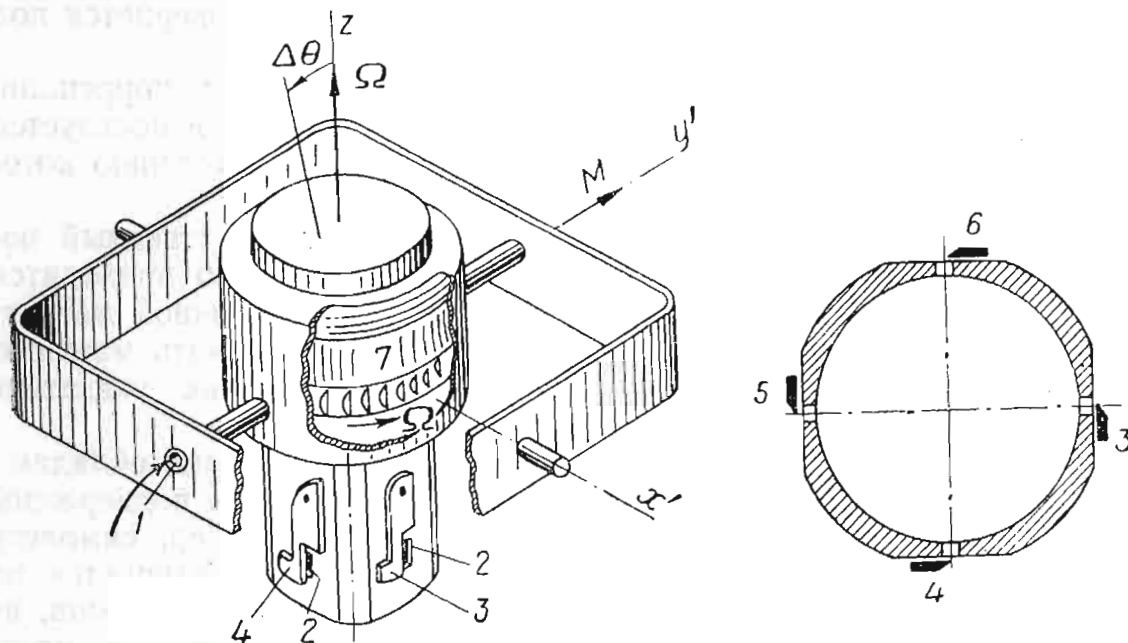
В практике навигационных и стабилизирующих приборов широко используется свойство гироскопа сохранять неизменным направление оси вращения.

Это общепризнанное «свойство» является, однако, условным. Мы уже знаем, что под действием внешнего момента гироскоп совершает прецессионное движение и не сохраняет неизменным направление главной оси вращения.

На гироскоп, установленный в кардановом подвесе, действуют моменты сил трения, возникающие в подшипниках подвеса. Эти моменты появляются вследствие вращения самого ротора гироскопа, а также в результате поворота внешних колец гироскопа отно-

сительно ротора при колебательном движении летательного аппарата.

По истечении более или менее продолжительного времени ось свободного гироскопа заметно отклоняется от первоначального направления. Даже при хорошо выполненных подшипниках подвеса недопустимое отклонение оси происходит всего за несколько минут свободной работы ротора. Поэтому ясно, что в процессе работы гироскопического прибора положение оси гироскопа должно непре-



Фиг. 9.16. Схема устройства авиагоризонта.

1—трубка, подводящая воздух, 2—выходные отверстия для воздуха, 3, 4, 5, 6—заслонки, 7—ротор.

рывно исправляться, должна вводиться, как говорят, коррекция гироскопа.

В качестве наиболее простого и вместе с тем весьма остроумного способа коррекции гироскопа рассмотрим схему работы простейшего авиагоризонта.

Прибор авиагоризонт предназначен для того, чтобы показывать летчику при слепом вождении самолета направление горизонта. Чувствительный элемент этого прибора, в данном случае — гироскоп, должен сохранять неизменной свою ориентировку в пространстве.

На фиг. 9.16 показана схема устройства авиагоризонта.

Прибор состоит из гироскопа с вертикальной осью, установленного в кардановом подвесе.

Ротор гироскопа приводится во вращение потоком воздуха, поступающего через трубку оси 1 и ударяющего в оребренную поверхность ротора. Из коробки ротора воздух выходит через четыре отверстия 2, прикрытые наполовину маятниковыми заслонками 3, 4, 5 и 6.

Посмотрим, как осуществляется коррекция. Допустим, что под действием сил трения в подшипниках ось гироскопа повернулась относительно оси  $x'$  на угол  $\Delta\theta$  (фиг. 9.16). При таком повороте заслонка 3 приоткроется, а заслонка 5 закроется. Выходящая струя воздуха создаст реактивный момент  $M$  относительно оси  $y'$ . При этом по правилу прецессии гироскоп станет поворачиваться так, чтобы вектор  $\Omega$  приблизился к вектору  $M$  по кратчайшему пути, и вертикальное положение оси гироскопа восстановится. Аналогичная картина будет иметь место, если гироскоп повернется под действием сил трения относительно оси  $y'$ .

Помимо описанной существуют и другие схемы коррекции. В частности, для коррекции курсового гироскопа используется обычно магнитная стрелка обычного компаса, по положению которой ориентируется гироскоп.

При рассмотрении всех этих схем возникает естественный вопрос: так ли необходим гироскоп, если его все равно приходится подправлять при помощи обычного маятника или обычной магнитной стрелки? Не проще ли непосредственно использовать маятник, как указатель вертикали, а магнитную стрелку, как указатель курса?

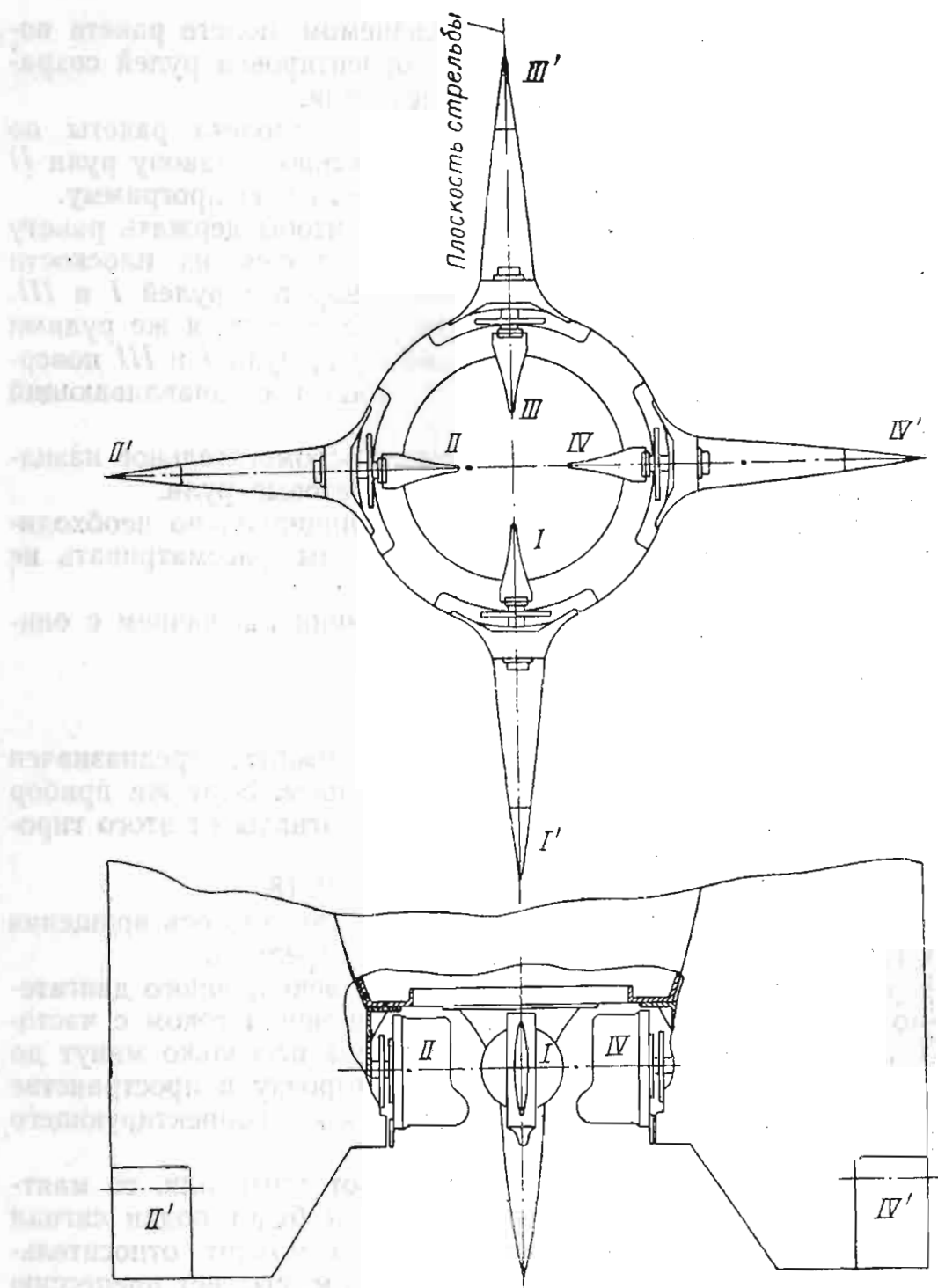
Дело, однако, в том, что маятник и стрелка компаса обладают очень малой массой, малой инерционностью и сильно подвержены различным случайным воздействиям. Стоит, например, самолету начать делать разворот, как маятник тут же ориентируется по направлению полного ускорения и прибор, лишенный гироскопа, не покажет истинного горизонта. Гироскоп обладает большой инерционностью, и нужно длительное систематическое воздействие, например, длительный вираж, чтобы авиагоризонт, снабженный гироскопом, дал заметную ошибку. Причем, чем больше кинетический момент гироскопа  $C\Omega$ , тем инерционнее гироскоп, тем эффективнее его действие.

Таким образом, в приборах гироскоп находит применение благодаря своей высокой инерционности, низкой частоте собственных колебаний и слабой подверженности воздействию случайных возмущающих сил. В отличие от магнитной стрелки и маятника, гироскоп может быть использован в приборах как силовой элемент, приводящий в движение некоторые механизмы.

### 3. ГИРОПРИБОРЫ И ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОРГАНЫ АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ РАКЕТЫ ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ

#### Расположение и назначение рулей ракеты дальнего действия

Устройство и работу автомата стабилизации ракеты дальнего действия мы рассмотрим на примере автономного управления баллистической ракетой V-2.



Фиг. 9.17. Схема расположения газовых и воздушных рулей у баллистической ракеты дальнего действия V-2.

Ракета снабжена четырьмя парами рулей. Расположение рулей показано на фиг. 9.17. Рули *I*, *II*, *III*, *IV* — газовые, рули *I'*, *II'*, *III'*, *IV'* — воздушные.

Нумерация рулей ведется по часовой стрелке, если смотреть в хвост ракеты. Цифрой *I* обозначается передний руль, лежащий



в плоскости стрельбы. Так как в управляемом полете ракета вокруг продольной оси не вращается, эта ориентировка рулей сохраняется для всего активного участка траектории.

Рули *II* и *IV* обеспечивают устойчивость полета ракеты по тангажу. Поворачивая синхронно по определенному закону рули *II* и *IV*, мы имеем возможность задать ракете любую программу.

Задача рулей *I* и *III* заключается в том, чтобы держать ракету на заданном курсе, т. е. не давать ей уклоняться из плоскости стрельбы. Это достигается синхронным поворотом рулей *I* и *III*.

Стабилизация ракеты по крену осуществляется теми же рулями *I* и *III*. Если ракета получила небольшой крен, рули *I* и *III* повернутся в разные стороны и создадут тем самым восстанавливающий момент относительно продольной оси.

Воздушные рули *I'*, *II'*, *III'*, *IV'* имеют вспомогательное назначение и выполняют те же функции, что и газовые рули.

Их установка на ракете не является принципиально необходимой и потому работу воздушных рулей мы рассматривать не будем.

Рассмотрение работы автомата стабилизации мы начнем с описания устройства и действия гироскопов.

### «Горизонт»

Первый прибор, носящий название «Горизонт», предназначен для стабилизации ракеты в плоскости стрельбы. Этот же прибор задает ракете и программу. Следовательно, сигналы от этого гироскопа должны подаваться на рули *II* и *IV*.

Устройство «Горизонта» показано на фиг. 9.18.

Гироскоп помещен в кардановом подвесе так, что ось вращения ротора горизонтальна и лежит в плоскости стрельбы.

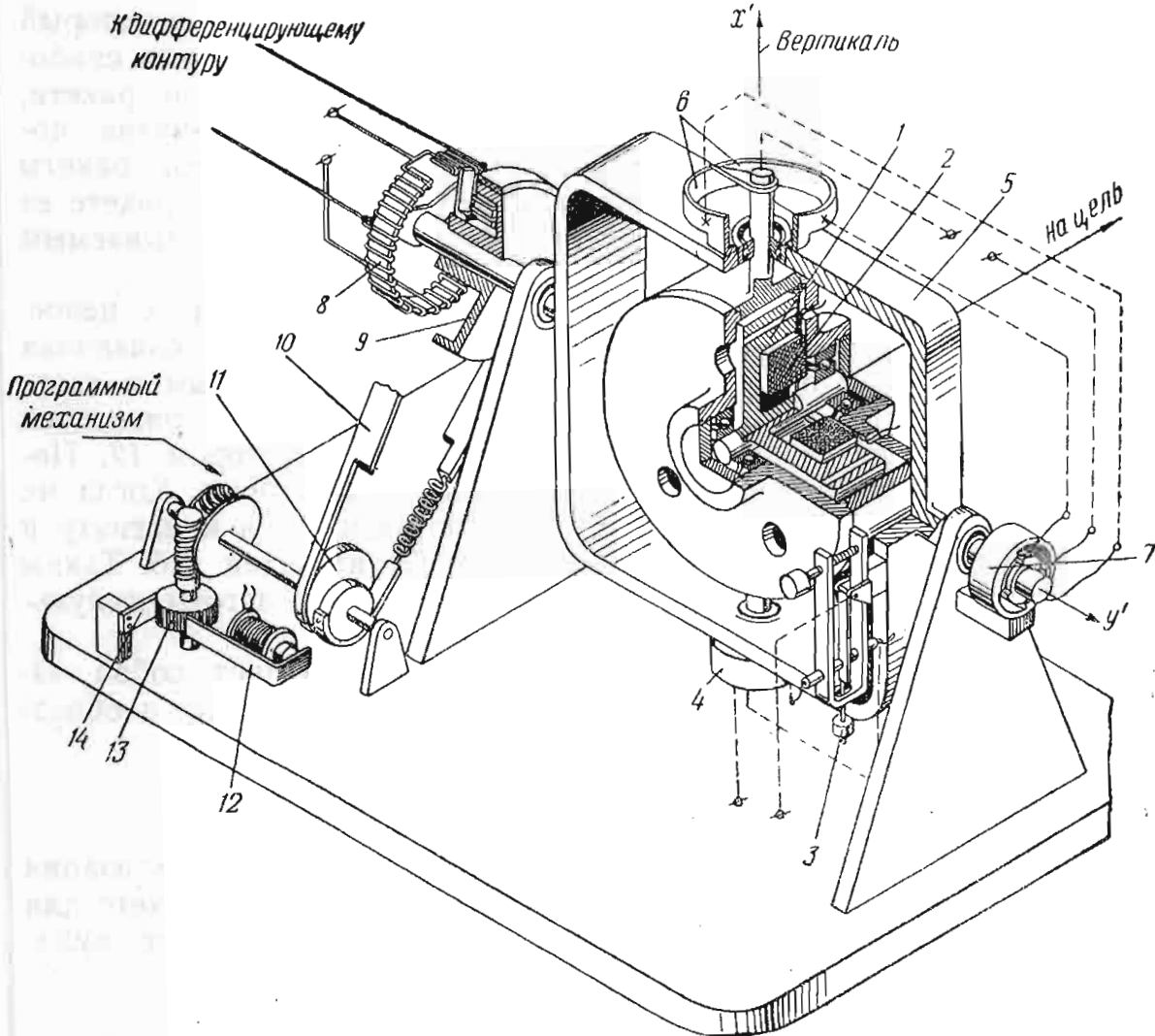
Ротор *1* является в то же время якорем асинхронного двигателя, обмотка статора которого питается переменным током с частотой 500 гц. Ротор приводится во вращение за несколько минут до старта ракеты и принимает нужную ориентировку в пространстве автоматически при помощи маятникового корректирующего устройства.

Если ось  $x'$  (см. фиг. 9.18) отклонится от вертикали, то маятник *3* замкнет контакт и на электромагнит *4* будет подан сигнал нужного направления. Электромагнит создаст момент относительно вертикальной оси  $x'$ , что, как мы уже знаем, вызовет прецессию гироскопа относительно горизонтальной оси  $y'$ . Эта прецессия будет продолжаться до тех пор, пока не обратится в нуль момент относительно оси  $x'$ , т. е. пока не разомкнется контакт маятника *3*.

При отклонении оси  $x'$  в другую сторону маятник *3* замкнет контакт с другой стороны. При этом электромагнит создаст момент обратного знака.

Ориентировка ротора относительно рамки *5* осуществляется при помощи аналогичного устройства. Если ротор повернется относи-

тельно оси  $x'$ , то замкнется один из контактов 6 и будет подан сигнал на электромагнит 7. Благодаря действию этого электромагнита возникает прецессия около оси  $x'$ , и нужная ориентировка будет восстанавливаться.



Фиг. 9.18. Устройство «Горизонта».

1—ротор гироскопа, 2—обмотка статора, 3—маятник, 4—электромагнит, 5—рамка гироскопа, 6—контактное устройство, 7—электромагнит, 8—потенциометр, 9—шків потенциометра, 10—лента программного механизма, 11—эксцентрик программного механизма, 12—скоба шагового мотора, 13—храповое колесо, 14—стопор.

Система коррекции гироскопа работает до момента старта. После старта система коррекции отключается и гироскоп оказывается свободным. За время управляемого полета (64 сек.) ось некорректируемого гироскопа не успевает заметно уйти от заданного ей направления.

Если ракета в полете отклонится в плоскости стрельбы от заданного направления, потенциометр 8, связанный со шкивом 9 и, следовательно, с корпусом ракеты, повернется вместе с ракетой относительно неподвижного гироскопа, и таким образом будет по-

лучен электрический сигнал, который, пройдя через систему усилителя-преобразователя, поступит на исполнительные органы — рулевые машинки. Рули II и IV повернутся, и нужное направление ракеты будет восстановлено.

Если во время полета повернуть потенциометр на некоторый угол  $\Delta\varphi$  относительно корпуса ракеты, то, очевидно, рули сработают так же, как если бы на этот угол отклонилась сама ракета, и повернут ракету на угол  $\Delta\varphi$ . Таким образом, поворачивая потенциометр 8 по заданному закону, мы вызовем поворот ракеты по тому же закону в плоскости стрельбы, т. е. зададим ракете ее программу. Поворот потенциометра производится так называемым программным механизмом (см. фиг. 9.18).

Потенциометр 8 и шкив 9 представляют собой жесткое целое. На шкив 9 надета тонкая металлическая лента 10, связанная с другой стороны с эксцентриком 11, спрофилированным в зависимости от задаваемой программы. Эксцентрик 11 приводится в движение через червячную передачу шаговым мотором 12. Последний представляет собой электромагнит с якорем. Когда на электромагнит подается импульс, якорь притягивается к магниту и своим ребром сдвигает храповое колесо 13 на один зуб. Таким образом, скорость вращения колеса 13 зависит от частоты импульсов, подаваемых на электромагнит.

Скобка 14, показанная на фиг. 9.18, представляет собой защелку храпового колеса, не допускающую его поворота в обратном направлении.

### «Вертиконт»

Вторым гироскопическим прибором автомата стабилизации является «Вертиконт». Этот прибор устанавливается на ракете для обеспечения стабилизации по курсу и крену и управляет рулями I и III.

Устройство прибора показано на фиг. 9.19.

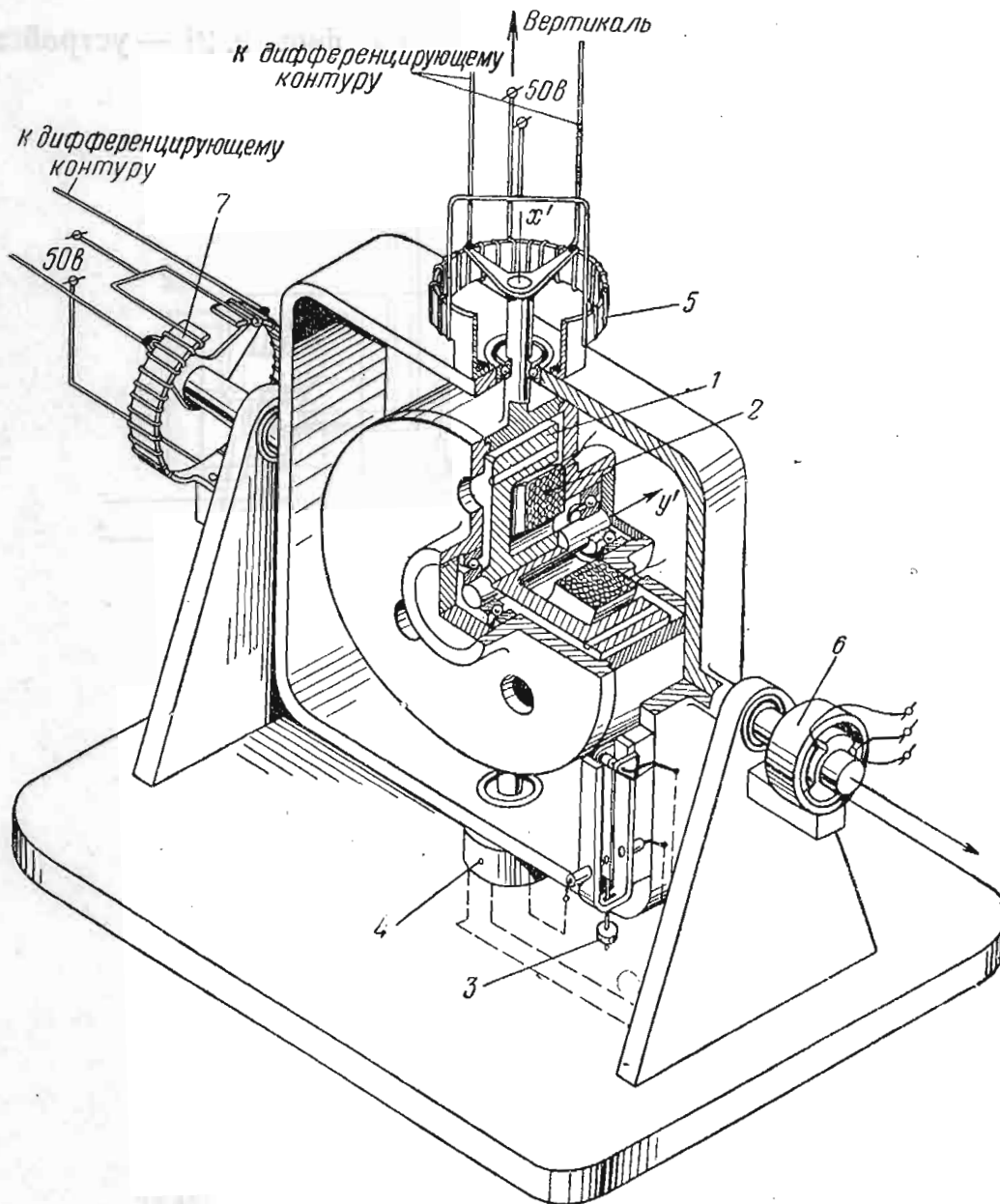
Ось ротора расположена перпендикулярно плоскости стрельбы, поэтому гироскоп оказывается нечувствительным к эволюциям ракеты в плоскости стрельбы (по тангажу), но реагирует на повороты по крену и курсовые отклонения.

Как и у «Горизонта», для вращения ротора 1 в обмотку 2 подается переменный ток.

Коррекция прибора та же самая, что и у «Горизонта», и также осуществляется только до момента взлета ракеты.

При отклонении оси  $x'$  от вертикали маятник 3 замыкает один из контактов, в результате чего подается сигнал на электромагнит 4, и ось  $x'$  возвращается в вертикальное положение. Если гироскоп повернется относительно оси  $x'$ , с потенциометра 5 будет подан сигнал на электромагнит 6 и нормальное положение гироскопа также восстановится.

После взлета потенциометр 5 передает сигналы уже не на корректирующий магнит 6, а на рули I и III. Так как ось  $x'$  совпадает с продольной осью ракеты, то, очевидно, потенциометр 5 в полете



Фиг. 9.19. Устройство «Вертиканта».

1—ротор гироскопа, 2—обмотка статора, 3—маятник, 4—электромагнит,  
5—потенциометр, 6—электромагнит, 7—потенциометр.

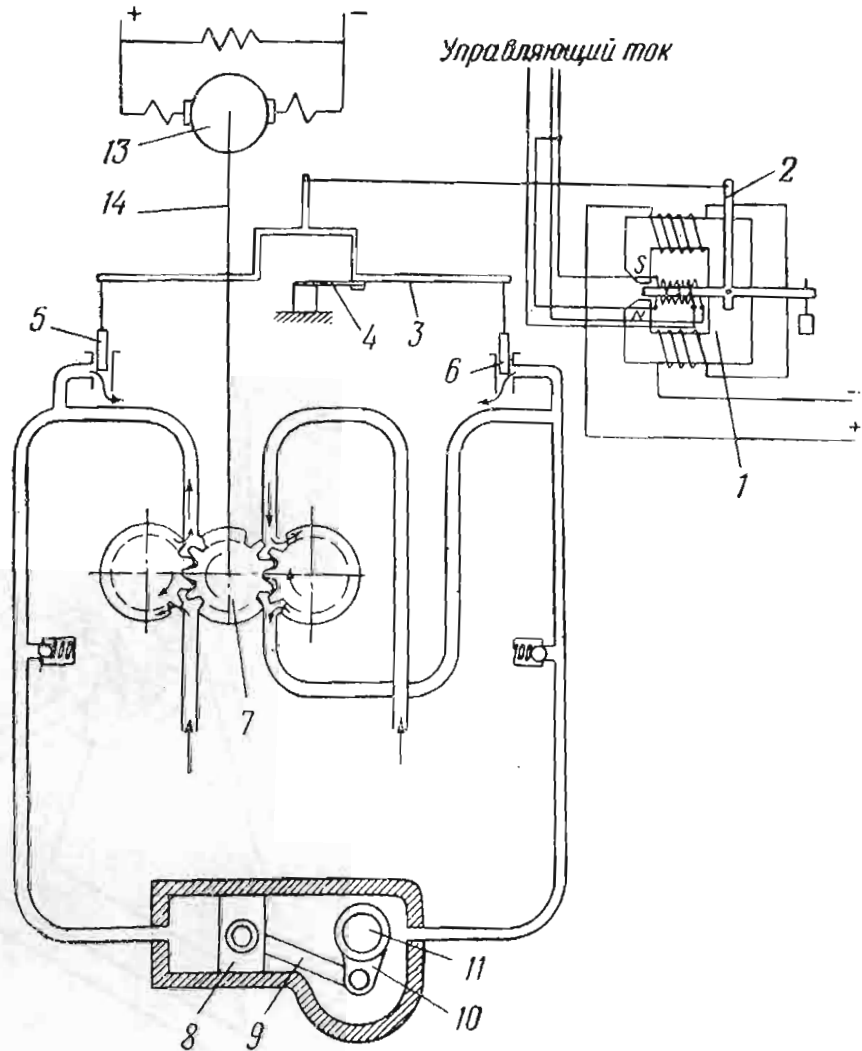
удет реагировать на крен ракеты и подавать сигналы на расогласование рулей I и III.

С потенциометра 7 будет сниматься сигнал на исправление урса. Этот сигнал должен передаваться на рули I и III так, чтобы ни поворачивались синхронно.

### Рулевые машинки

Рулевые машинки являются исполнительными органами, поворачивающими рули в нужную сторону и на нужную величину в зависимости от полученного сигнала.

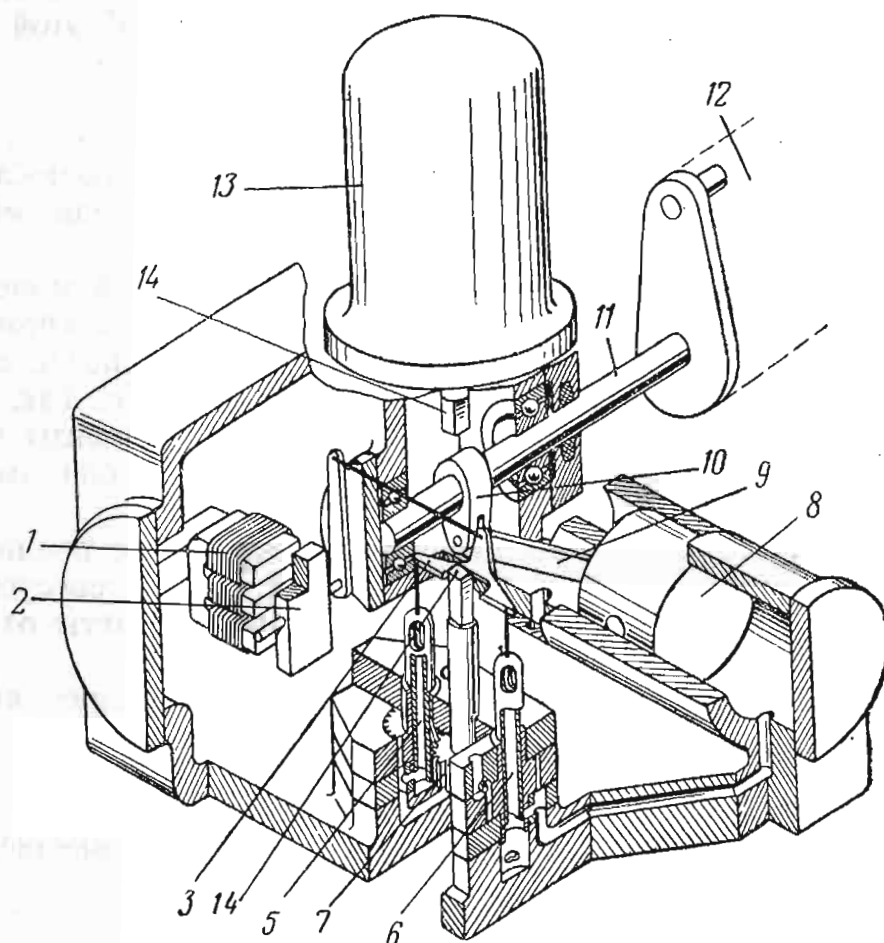
На фиг. 9.20 показана схема, а на фиг. 9.21 — устройство гидравлической рулевой машинки.



Фиг. 9.20. Схема рулевой машинки ракеты (см. также фиг. 9.21).

Сигнал, снятый с потенциометра гироскопа, преобразованный и усиленный в промежуточных устройствах автомата стабилизации, поступает на поляризованное реле 1 рулевой машинки. Поляризованное реле в зависимости от знака сигнала поворачивает в ту или другую сторону коромысло 2 и связанный с ним золотниковый распределитель 3, подвешенный на плоской пружине, заменяющей механический шарнир.

При повороте распределителя один из поршеньков (5 или 6) перекроет перепуск и масло, подаваемое шестеренчатым насосом 7, поступит в полость рабочего цилиндра, передвигая рабочий поршень 8. Усилие через шатун 9 и кривошип 10 будет передано на



Фиг. 9.21. Устройство рулевой машинки.

1—поляризованное реле, 2—коромысло, 3—золотниковый распределитель, 4—пружина, 5, 6—поршеньки золотникового устройства, 7—шестеренчатый насос, 8—рабочий поршень, 9—шатун, 10—кривошип, 11—вал руля, 12—руль, 13—мотор шестеренчатого насоса, 14—вал мотора.

вал руля 11. Прикрепленный к валу руля 12 повернется в нужную сторону. Шестеренчатый насос приводится во вращение мотором 13 через вал 14.

Описанная рулевая машинка работает только на один руль. На ракете должно быть установлено четыре таких машинки.

### Условия обеспечения устойчивости полета

На примере простейшего автомата курса (см. стр. 291) мы уже видели, что при отклонении летательного аппарата от курса простого отклонения руля в нужную сторону еще недостаточно для того, чтобы достичь устойчивой стабилизации. Если отклонение

руля происходит в нужном направлении, но не в нужной мере или с запаздыванием, мы всегда рискуем получить неустойчивый режим управления ракетой — управление с раскачкой или с полным уводом ее от заданного курса.

Выясним, каким условиям должна удовлетворять система стабилизации для обеспечения устойчивости движения. С этой целью обратимся к уравнению движения ракеты (7.3)

$$J\ddot{\varphi} + M + Y_{\text{упр}}x_{\text{упр}} + M_{\text{ш}} = 0$$

и решим, какой характер движения будет иметь ракета после того, как она получит некоторое возмущение хотя бы в виде мгновенного углового поворота.

Упростим задачу, отбросив в уравнении шарнирный момент  $M_{\text{ш}}$ , как величину, малую по сравнению с  $Y_{\text{упр}}x_{\text{упр}}$ . Будем, кроме того, считать, что остальные параметры движения ракеты после сообщения ей возмущения по углу  $\varphi$  остаются неизменными. Так, например, скорость ракеты  $v$  и аэродинамические коэффициенты примем неизменными, сохраняющими ту величину, которую они имели до момента возмущения.

В первом приближении оценки устойчивости такое предположение является вполне допустимым, поскольку мы интересуемся не самим движением ракеты, а только отклонением ракеты от невозмущенного движения.

Исходное уравнение движения (7.3), подлежащее анализу, принимает вид:

$$J\ddot{\varphi} + M + Y_{\text{упр}}x_{\text{упр}} = 0. \quad (9.4)$$

При возмущении величины, входящие в это уравнение, изменятся и мы получим

$$J(\ddot{\varphi} + \Delta\ddot{\varphi}) + M + \Delta M + (Y_{\text{упр}} + \Delta Y_{\text{упр}})x_{\text{упр}} = 0, \quad (9.5)$$

где  $\Delta\varphi$  — отклонение угла от программного, получающееся в результате возмущения;

$\Delta M$  — соответствующее изменение аэродинамического и демпфирующего моментов;

$\Delta Y_{\text{упр}}$  — изменение подъемной силы рулей.

Вычтем из уравнения (9.5) уравнение (9.4). Найдем

$$J\Delta\ddot{\varphi} + \Delta M + \Delta Y_{\text{упр}}x_{\text{упр}} = 0. \quad (9.6)$$

Момент  $M$  складывается, как мы знаем, из стабилизирующего и демпфирующего моментов. Первый из них пропорционален в первом приближении углу атаки, а второй — угловой скорости вращения ракеты. Следовательно, изменение момента  $\Delta M$  будет состоять из двух слагаемых, одно из которых пропорционально углу поворота  $\Delta\varphi$ , а второе — скорости поворота  $\Delta\dot{\varphi}$

$$\Delta M = a\Delta\varphi + b\Delta\dot{\varphi}, \quad (9.7)$$

где  $a$  и  $b$  в силу нашего предположения о неизменности параметров полета в возмущенном движении — величины постоянные.

Что касается подъемной силы  $Y_{\text{упр}}$ , то мы также уже знаем, что она в первом приближении пропорциональна углу отклонения рулей  $\beta$ . Следовательно,

$$\Delta Y_{\text{упр}} = c \Delta \beta,$$

где  $\Delta \beta$  — добавочный угол поворота рулей, получающийся вследствие реакции автомата стабилизации на возмущение движения ракеты; величина  $\Delta \beta$  является функцией времени.

Таким образом, уравнение (9.6) принимает вид

$$J \Delta \ddot{\varphi} + b \Delta \dot{\varphi} + a \Delta \varphi + c x_{\text{упр}} \Delta \beta = 0. \quad (9.8)$$

Теперь весь вопрос заключается в том, как связаны между собой угол поворота рулей  $\Delta \beta$  и возмущение ракеты  $\Delta \varphi$ . Если они связаны так, что решение уравнения (9.8) даст затухающее, а еще лучше — быстро затухающее решение для  $\Delta \varphi$ , управление ракетой будет устойчивым. Если же при решении уравнения (9.8) мы обнаружим, что функция  $\Delta \varphi$  со временем не затухает, то это будет означать, что автомат стабилизации не обеспечивает устойчивости движения.

Угол поворота рулей и шарнирный момент  $M_{\text{ш}}$  связаны следующим уравнением

$$M_{\text{ш}} = a_0 \beta + a_1 \dot{\beta} + a_2 \ddot{\beta},$$

где  $a_0, a_1, a_2$  — постоянные величины.

Следовательно,

$$\Delta M_{\text{ш}} = a_0 \Delta \beta + a_1 \Delta \dot{\beta} + a_2 \Delta \ddot{\beta}. \quad (9.9)$$

Но изменение шарнирного момента  $\Delta M_{\text{ш}}$  зависит от тех сигналов, которые поступают на рулевую машинку от управляющих устройств. В зависимости от способа принятия и передачи сигналов от управляющего гироскопа приращение шарнирного момента  $\Delta M_{\text{ш}}$  может быть, например, пропорциональным углу отклонения оси ракеты  $\Delta \varphi$  от программы. Можно, например, сделать так, что величина  $\Delta M_{\text{ш}}$  будет пропорциональна скорости или ускорению углового возмущенного движения ракеты ( $\Delta \dot{\varphi}$  или  $\Delta \ddot{\varphi}$ ).

Предположим, например, что

$$\Delta M_{\text{ш}} = b_0 \Delta \varphi + b_1 \Delta \dot{\varphi} + b_2 \Delta \ddot{\varphi}. \quad (9.10)$$

Коэффициенты  $b_0, b_1$  и  $b_2$  являются величинами постоянными и пока неопределенными, но именно они характеризуют свойства системы управления. Правая часть уравнения (9.10) называется законом регулирования. Вводя конструктивные изменения в систему управления, мы можем менять величины  $b_0, b_1$  и  $b_2$  и добиваться того, чтобы система стабилизации обеспечивала устойчивое движение ракеты.



Сравнивая выражения (9.9) и (9.10) между собой, найдем

$$a_0 \Delta \beta + a_1 \Delta \dot{\beta} + a_2 \Delta \ddot{\beta} = b_0 \Delta \varphi + b_1 \Delta \dot{\varphi} + b_2 \Delta \ddot{\varphi}.$$

Подставим сюда выражение для  $\Delta \beta$  из (9.8). В результате получим одно уравнение относительно  $\Delta \varphi$

$$\Delta \varphi \cdots + d_3 \Delta \varphi \cdots + d_2 \Delta \varphi \ddot{\phantom{\varphi}} + d_1 \Delta \varphi \dot{\phantom{\varphi}} + d_0 \Delta \varphi = 0, \quad (9.11)$$

где

$$\left. \begin{aligned} d_0 &= \frac{a_0 a}{a_2 J} + \frac{b_0 c x_{\text{упр}}}{a_2 J}; \\ d_1 &= \frac{b a_0 + a_1 a}{a_2 J} + \frac{b_1 c x_{\text{упр}}}{a_2 J}; \\ d_2 &= \frac{a_0 J + a_1 b + a_2 a}{a_2 J} + \frac{b_2 c x_{\text{упр}}}{a_2 J}; \\ d_3 &= \frac{a_1 J + a_2 b}{a_2 J}. \end{aligned} \right\} \quad (9.12)$$

Итак, закон возмущенного движения ракеты будет определяться решением линейного дифференциального уравнения (9.11).

Решение уравнения (9.11), как обычно, ищем в виде

$$\Delta \varphi = A e^{kt}.$$

Подставив это выражение в уравнение (9.11), получим характеристическое уравнение

$$k^4 + d_3 k^3 + d_2 k^2 + d_1 k + d_0 = 0. \quad (9.13)$$

Уравнение (9.13) имеет четыре корня:  $k_1$ ,  $k_2$ ,  $k_3$  и  $k_4$ . В результате решение уравнения (9.11) примет вид

$$\Delta \varphi = A_1 e^{k_1 t} + A_2 e^{k_2 t} + A_3 e^{k_3 t} + A_4 e^{k_4 t}. \quad (9.14)$$

Посмотрим теперь, при каких условиях движение будет затухающим.

Корни уравнения (9.13) могут быть как действительными, так и комплексными.

При действительных корнях  $k$  функция  $e^{kt}$  будет возрастающей при положительных значениях  $k$  и затухающей при отрицательных  $k$ .

Если же корень  $k$  будет комплексным

$$k = \mu + \nu i,$$

где  $\mu$  и  $\nu$  — действительные числа, то согласно тождеству Эйлера

$$e^{kt} = e^{(\mu + \nu i)t} = e^{\mu t} (\cos \nu t + i \sin \nu t).$$

Всякое алгебраическое уравнение с действительными коэффициентами дает только четное число комплексных корней, причем эти корни, как известно, оказываются попарно сопряженными.

Положим, например, что сопряженными будут корни  $k_1$  и  $k_2$

$$k_1 = \mu + \nu i;$$

$$k_2 = \mu - \nu i.$$

Тогда для первых двух слагаемых в правой части (9.14) найдем

$$A_1 e^{k_1 t} + A_2 e^{k_2 t} = A_1 e^{\mu t} (\cos \nu t + i \sin \nu t) + A_2 e^{\mu t} (\cos \nu t - i \sin \nu t),$$

или

$$A_1 e^{k_1 t} + A_2 e^{k_2 t} = (A_1 + A_2) e^{\mu t} \cos \nu t + i (A_1 - A_2) e^{\mu t} \sin \nu t.$$

Обозначив

$$A_1 + A_2 = C_1; \quad i(A_1 - A_2) = C_2,$$

получим

$$A_1 e^{k_1 t} + A_2 e^{k_2 t} = C_1 e^{\mu t} \cos \nu t + C_2 e^{\mu t} \sin \nu t. \quad (9.15)$$

Если и два других корня  $k_3$  и  $k_4$  уравнения (9.13) будут комплексными, то сумма  $A_3 e^{k_3 t} + A_4 e^{k_4 t}$  в правой части (9.14) преобразуется аналогично.

Полученная функция (9.15) будет затухающей в том случае, если  $\mu$  отрицательно. Случай  $\mu = 0$  означает колебательное незатухающее движение, случай  $\mu > 0$  означает колебания с нарастанием амплитуды.

Таким образом, условие устойчивости управления можно сформулировать в следующем виде: для устойчивого управления необходимо, чтобы действительные части всех корней уравнения (9.13) были отрицательными. Это условие можно выдержать, подбирая надлежащим образом в уравнении (9.13) коэффициенты  $d_0$ ,  $d_1$ ,  $d_2$  и  $d_3$ , зависящие от параметров системы управления.

Ответить на вопрос, устойчива или не устойчива система управления, можно и не решая уравнения (9.13). Методы высшей алгебры позволяют установить те соотношения между коэффициентами  $d_0$ ,  $d_1$ ,  $d_2$  и  $d_3$ , при которых действительные части всех корней алгебраического уравнения будут отрицательными. Для уравнения четвертой степени (9.13) необходимым и достаточным является соблюдение условия Рауса, согласно которому действительные части всех корней будут отрицательными, если одновременно

$$d_0 > 0, \quad d_1 > 0, \quad d_2 > 0, \quad d_3 > 0$$

и

$$d_1 d_2 d_3 - d_0 d_3^2 - d_1^2 > 0.$$

Нетрудно убедиться в том, что движение управляемой ракеты может оказаться как устойчивым, так и неустойчивым.

Пусть, например, на рулевую машинку подается сигнал, пропорциональный отклонению ракеты и не зависящий от скорости и ускорения поворота ракеты. Тогда, как это следует из выражения (9.10),  $b_1 = b_2 = 0$ . Предположим далее для простоты, что массы рулей и инерционные моменты при их повороте малы, а сами рули в потоке полностью компенсированы и шарнирный момент не зависит от угла поворота. Это означает, что в уравнении (9.9)  $a_0 = a_2 = 0$ . Если предположить, кроме того, что ракета вышла за пределы атмосферы и роль аэродинамических сил ничтожна, то в выражении (9.7)  $a = b = 0$ .

Умножив все члены уравнения (9.11) на  $a_2 J$  и принимая во внимание обозначения (9.12), получим

$$a_1 J \Delta \ddot{\varphi} + b_0 c x_{\text{упр}} \Delta \varphi = 0,$$

или

$$\Delta \ddot{\varphi} + d^3 \Delta \varphi = 0,$$

где

$$d^3 = \frac{b_0 c x_{\text{упр}}}{a_1 J}.$$

Характеристическое уравнение будет иметь вид

$$k^3 + d^3 = 0,$$

откуда

$$k_1 = -d, \quad k_{2,3} = \frac{d}{2} \pm i \frac{d}{2} \sqrt{3}.$$

Действительная часть корней  $k_2$  и  $k_3$  оказалась положительной. Движение ракеты, следовательно, будет неустойчивым. Произошло это не потому, что мы пренебрегли инерцией рулей и аэродинамическими силами, а в первую очередь потому, что был выбран неправильный закон регулирования, с подачей на рули сигналов, пропорциональных только углу  $\Delta \varphi$ .

Для того чтобы получить устойчивое движение, достаточно подавать на рулевые машинки сигналы, пропорциональные  $\Delta \dot{\varphi}$ , а для улучшения системы регулирования — пропорциональные также и  $\Delta \varphi$ . Тогда в выражении (9.10)  $b_1$  и  $b_2$  не будут равны нулю. При надлежащем подборе этих коэффициентов легко осуществить устойчивую систему стабилизации.

Система стабилизации баллистической ракеты дальнего действия V-2 основана именно на этом принципе. Сигналы, снимаемые с потенциометров «Горизонта» и «Вертиканта», дифференцируются специальным устройством и подаются на рули в виде функции отклонения угла  $\Delta \varphi$  (9.10).

Перейдем к рассмотрению промежуточных устройств, осуществляющих передачу сигналов от гиросприборов к рулевым машинкам.

#### 4. ПРОМЕЖУТОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ РАКЕТЫ ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ

##### Общая схема промежуточных устройств

Промежуточные устройства автомата стабилизации предназначены для преобразования и усиления сигналов, снимаемых с потенциометров гиросприборов, и передачи их на рулевые машинки.

Принципиальная схема промежуточных устройств автомата стабилизации представлена на фиг. 9.22.

Стабилизация в плоскости стрельбы при помощи «Горизонта» осуществляется независимо от стабилизации по рысканию и крену. Таким образом, сигналы, подаваемые «Горизонтом» и «Вертикантом», имеют независимые системы преобразования и независимую подачу на рули.

Сигнал в виде постоянного напряжения, снятый с потенциометра «Горизонта», поступает прежде всего на дифференцирующий контур, где преобразуется к виду

$$u \approx c_0 \Delta \varphi + c_1 \Delta' \varphi + c_2 \Delta'' \varphi. \quad (9.16)$$

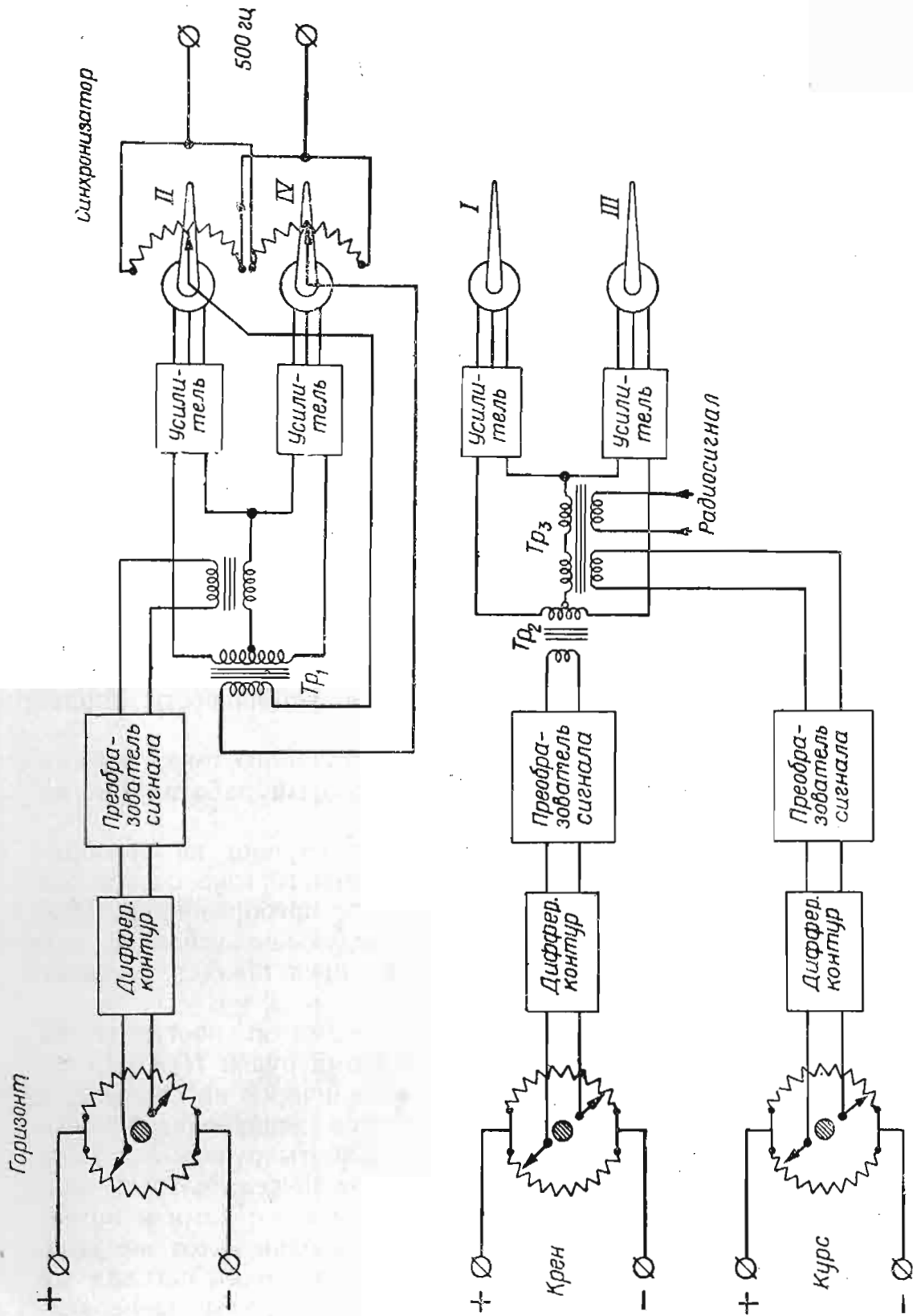
Задача дифференцирующего контура заключается, таким образом, в том, чтобы к напряжению, пропорциональному углу отклонения ракеты, добавить составляющие, пропорциональные угловой скорости и угловому ускорению ракеты. Эти добавочные сигналы, как мы уже знаем, нужны для обеспечения устойчивости управления.

Потенциометр питается от источника постоянного тока, так как осуществить дифференцирующий контур, который работал бы на переменном токе, очень трудно.

Сигнал с дифференцирующего контура поступает на преобразователь, где преобразуется в сигнал переменного тока с частотой 500 гц, модулированный по амплитуде. Такое преобразование производится для того, чтобы упростить последующее усиление, так как усиление сигнала постоянного тока представляет большие трудности.

Преобразованный сигнал через трансформатор поступает на усилители, управляющие рулевыми машинками рулей II и IV.

Так как рули II и IV между собой механически не связаны, в схему стабилизации по тангажу вводится синхронизирующее устройство, обеспечивающее синхронность работы рулей II и IV и исключающее, таким образом, возникновение нежелательных возмущений по крену. Когда рули II и IV, а вместе с ними и потенциометры синхронизатора поворачиваются на один и тот же угол, на первичную обмотку трансформатора  $Tr_1$  никакого сигнала не поступает. При повороте же рулей на различные углы на первичную обмотку трансформатора  $Tr_1$  будет подан сигнал, пропорциональный разности углов поворота рулей. Этот сигнал поступит за-



Фиг. 9. 22. Принципиальная схема промежуточных устройств автомата стабилизации.

тем на усилители и через них — на реле рулевых машинок; в результате согласование рулей будет восстановлено.

Система управления рулями *I* и *III* аналогична системе управления рулями *II* и *IV*. Сигналы, поступающие от двух потенциометров, отдельно дифференцируются, преобразовываются и подаются через трансформаторы на усилители рулевых машинок рулей *I* и *III*. Сигнал, поступающий с потенциометра «Крен», заставляет рули отклоняться в разные стороны, а сигнал с потенциометра «Курс» передается так, чтобы рули поворачивались в одну сторону одновременно.

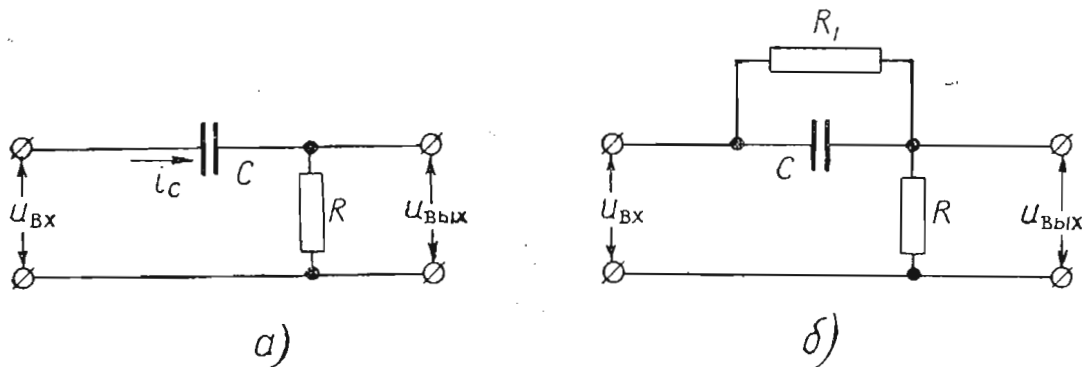
На схеме фиг. 9.22 у трансформатора  $Tr_3$  показана еще одна свободная обмотка. Через нее может быть подан сигнал радиопередачи. Этот сигнал, очевидно, как и сигнал от потенциометра «Курс», будет корректировать полет ракеты по курсу.

Рассмотрим отдельные элементы промежуточных устройств.

### Дифференцирующий контур

Напряжение  $u$ , снимаемое с потенциометра гироскопа, пропорционально углу поворота ракеты  $\Delta\varphi$ . Так как  $\Delta\varphi$  представляет собой функцию времени, то  $u$  также есть функция времени.

Дифференцирование сигнала  $u$  может быть произведено при помощи простейшего «RC-контур», т. е. включенных последовательно емкости и омического сопротивления (фиг. 9.23, а).



Фиг. 9.23. Схема простейшего дифференцирующего контура.

Дифференцируемый сигнал подается к клеммам входа, а его производная снимается с клемм выхода. При этом, очевидно,

$$u_{\text{ВХ}} - u_C = u_{\text{ВЫХ}},$$

где  $u_C$  — падение напряжения на конденсаторе.

Ток, который проходит через емкость,

$$i_C = C \frac{du_C}{dt}.$$

Если к клеммам не подключена нагрузка, т. е. если контур работает на усилитель, то

$$u_{\text{ВЫХ}} = i_C R.$$

Исключив из трех полученных уравнений  $u_c$  и  $i_c$ , получим

$$u_{\text{вых}} + RC \frac{du_{\text{вых}}}{dt} = RC \frac{du_{\text{вх}}}{dt}.$$

Если величина  $RC$  подобрана достаточно малой, то вторым слагаемым в левой части этого выражения по сравнению с первым можно пренебречь и тогда мы будем иметь почти чистое дифференцирование

$$u_{\text{вых}} \approx RC \frac{du_{\text{вх}}}{dt} = RC \dot{u}_{\text{вх}},$$

т. е. на выходе будет сниматься напряжение, почти пропорциональное производной от входного сигнала.

Существенно отметить, что поскольку  $RC$  должно быть очень малым, преобразованный сигнал, как следует из последнего выражения, дифференцирующим контуром резко ослабляется. Поэтому в дальнейшем и необходимо введение усилительных устройств.

Если мы хотим получить на выходе сигнал, зависящий не только от производной  $\frac{du_{\text{вх}}}{dt}$ , но и от самой функции  $u_{\text{вх}}$ , то в простейший дифференцирующий контур параллельно емкости  $C$  следует включить сопротивление  $R_1$  (фиг. 9.23, б). Выходной сигнал при этом будет иметь вид

$$u_{\text{вых}} \approx m_1 u_{\text{вх}} + m_2 \dot{u}_{\text{вх}},$$

где  $m_1$  и  $m_2$  — константы, зависящие от параметров  $R$ ,  $R_1$  и  $C$ .

Таким образом, выходное напряжение в цепи оказывается пропорциональным напряжению  $u_{\text{вх}}$  и его первой производной, а ячейка, показанная на фиг. 9.23, б, осуществляет однократное дифференциальное преобразование сигнала. Для двукратного дифференцирования сигнала применяется схема, показанная на фиг. 9.24. Напряжение, снимаемое на выходе этого контура,

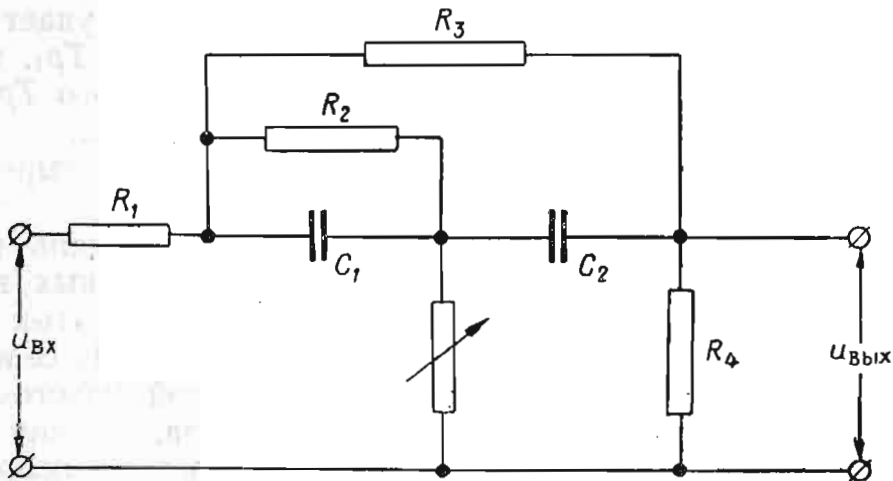
$$u_{\text{вых}} \approx n_0 u_{\text{вх}} + n_1 \dot{u}_{\text{вх}} + n_2 \ddot{u}_{\text{вх}},$$

где  $n_0$ ,  $n_1$  и  $n_2$  зависят от параметров контура.

Этот сигнал, преобразованный и усиленный, попадает в конечном итоге на рулевые органы в виде потребного закона изменения шарнирного момента (9.10)

$$\Delta M_{\text{ш}} = b_0 \Delta \varphi + b_1 \Delta \dot{\varphi} + b_2 \Delta \ddot{\varphi}.$$

Соотношение между коэффициентами  $b_0$ ,  $b_1$  и  $b_2$  определяется соотношением между коэффициентами  $n_0$ ,  $n_1$  и  $n_2$ . Следовательно,

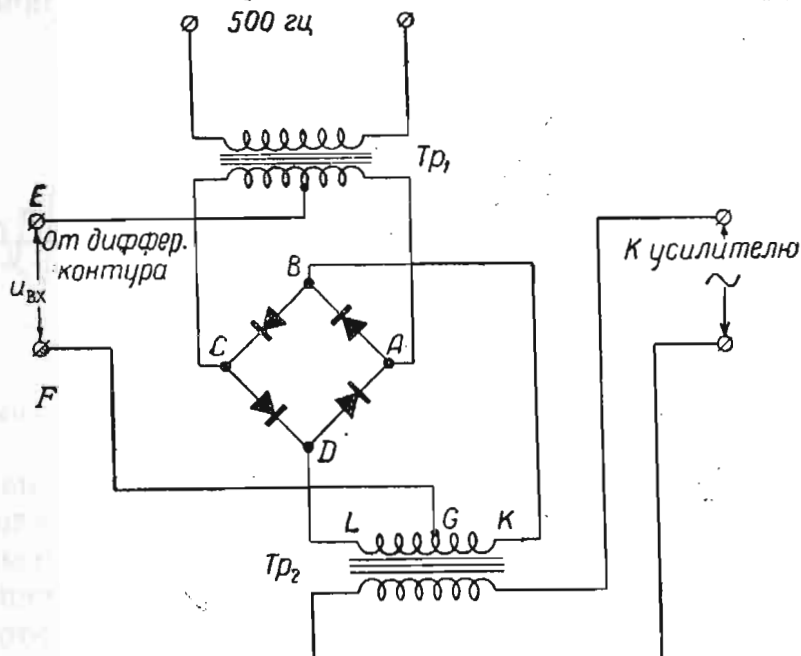


Фиг. 9.24. Схема дифференцирующего контура автомата стабилизации.

необходимые для устойчивости управления соотношения между коэффициентами  $b_0$ ,  $b_1$  и  $b_2$  задаются путем надлежащего подбора сопротивлений и емкостей дифференцирующего контура.

### Преобразователь сигнала (модулятор)

При прохождении через дифференцирующий контур сигнал резко ослабляется и его необходимо усилить. Так как усиление сигнала постоянного тока представляет весьма большие трудности, то



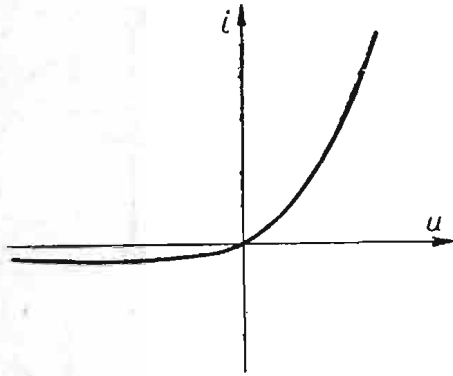
Фиг. 9.25. Схема преобразователя.

в рассматриваемой системе автомата стабилизации сигнал преобразуется в переменный ток, модулированный по амплитуде. Для этого применяется схема, показанная на фиг. 9.25.



Напряжение от дифференцирующего контура поступает на средние точки обмоток двух трансформаторов: первого  $Tr_1$ , входного, питаемого переменным напряжением 500 гц, и второго  $Tr_2$ , выходного, с которого снимается преобразованный сигнал.

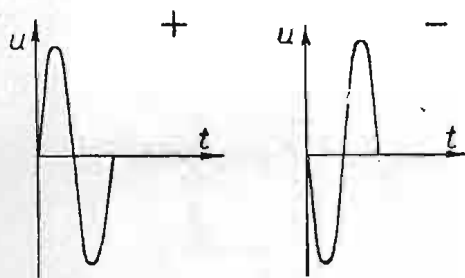
Основным элементом схемы является мостик из четырех селеновых выпрямителей.



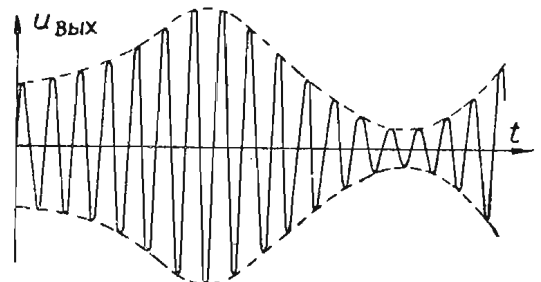
Фиг. 9.26. Характеристика селенового выпрямителя.

Селеновый выпрямитель представляет собой набор железных или алюминиевых дисков, покрытых с одной стороны слоем селена. На селен в свою очередь нанесен слой какого-либо легкоплавкого металла. Тонкий слой на границе между селеном и легкоплавким металлом обладает свойством хорошо пропускать ток в одном направлении и почти не пропускать в другом. График на фиг. 9.26 показывает величину силы тока, проходящего через селеновый выпрямитель, в зависимости от приложенного напряжения.

Мост селеновых выпрямителей  $ABCD$  (см. фиг. 9.25) делается строго симметричным. При отсутствии входного сигнала с клемм  $EF$  он сбалансирован. Несмотря на то, что на диагональ  $AC$  с трансформатора  $Tr_1$  подается напряжение, во второй диагонали  $BD$ , соединенной с первичной обмоткой выходного трансформатора  $Tr_2$ , напряжение равно нулю.



Фиг. 9.27. Изменение выходного сигнала за один период питающего переменного тока в зависимости от полярности сигнала.



Фиг. 9.28. Преобразованный сигнал.

При подаче сигнала симметрия моста в силу нелинейной характеристики селеновых выпрямителей нарушится и на диагонали  $BD$  появится напряжение, пропорциональное величине входного сигнала. На концах вторичной обмотки трансформатора  $Tr_2$  также появится напряжение. Это будет переменное напряжение, амплитуда которого пропорциональна величине входного сигнала постоянного тока. Если направление тока входного сигнала изменится, то изменится на  $180^\circ$  фаза выходного переменного напряжения (фиг. 9.27).

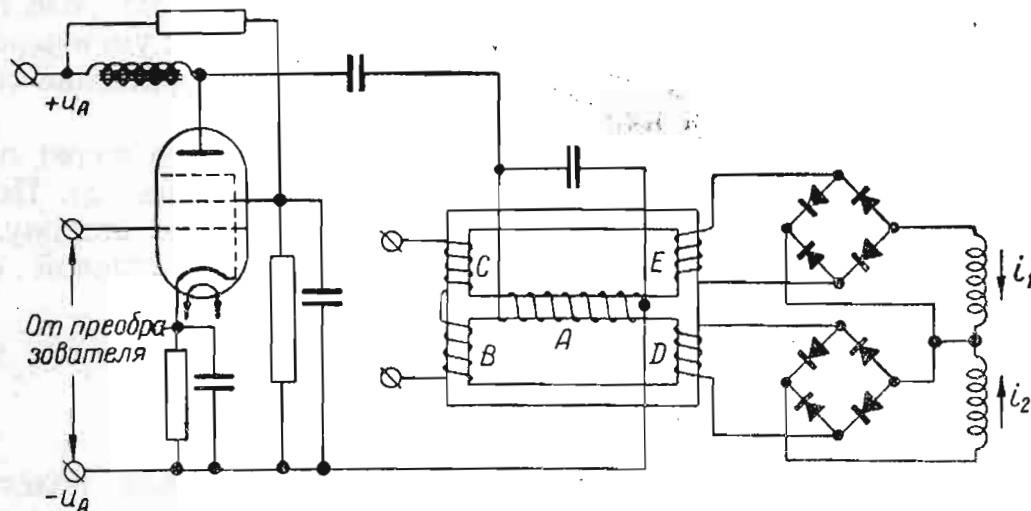
В итоге во вторичной обмотке выходного трансформатора мы получаем переменное напряжение с частотой 500 гц и с амплитудой, меняющейся по закону сигнала, поступающего с дифференцирующего контура (фиг. 9.28). Фаза выходного переменного напряжения зависит от полярности входного сигнала.

### Усилитель и демодулятор

Схема усилителя и демодулятора приведена на фиг. 9.29.

Основным элементом усилителя является электронная лампа (пентод), широко применяющаяся в самых разнообразных устройствах и схемах. Лампа питается от источника питания с напряжением 200—250 в.

На управляющую сетку лампы подается напряжение со вторичной обмотки выходного трансформатора преобразователя. Это



Фиг. 9.29. Схема усилителя.

напряжение усиливается лампой и подается на обмотку *A* трехстержневого трансформатора (обмотки у этого трансформатора наложены на три керны сердечника).

Усиленное напряжение является напряжением переменного тока с частотой 500 гц, амплитуда которого пропорциональна сигналу на выходе дифференцирующего контура, а фаза зависит от полярности сигнала.

Так как в конечном итоге сигнал должен управлять поляризованным реле рулевой машинки, которое реагирует только на сигналы постоянного тока, необходимо усиленный сигнал превратить снова в сигнал постоянного тока. Это обратное, второе, преобразование сигнала (или демодуляция) выполняется трехстержневым трансформатором и селеновыми выпрямителями, соединенными между собой так, как это показано на фиг. 9.29.

К трехстержневому трансформатору, кроме усиленного напряжения сигнала (обмотка  $A$ ), подводится переменное напряжение с частотой 500 гц от источника питания. Последнее называют «опорным», так как по сопоставлению с ним устанавливается фаза усиленного сигнала, т. е. знак исходного сигнала, снятого с потенциометра гироскопа.

Если управляющий сигнал на обмотке  $A$  отсутствует, то напряжения на обмотках  $E$  и  $D$  равны друг другу.

Напряжения, которые снимаются с обмоток  $E$  и  $D$ , выпрямляются селеновыми выпрямителями и подводятся к двум обмоткам поляризованного реле. Выпрямители включены при этом так, что токи в каждой обмотке действуют навстречу друг другу. При нулевом сигнале оба тока  $i_1$  и  $i_2$  (см. фиг. 9.29) равны по величине и суммарный эффект равен нулю. Следовательно, якорь реле остается в покое.

Трехстержневой трансформатор работает таким образом, что в зависимости от того, совпадают или противоположны по фазе токи в обмотках  $BC$  и  $A$ , соответственно увеличивается или уменьшается напряжение в обмотке  $E$  (при этом в обмотке  $D$  напряжение соответственно уменьшается или увеличивается).

Если будет подан сигнал, то в зависимости от его знака один из токов ( $i_1$  или  $i_2$ ) увеличивается, а другой уменьшается. Поляризованное реле при этом срабатывает в ту или иную сторону. В итоге появляется поворот руля, зависящий от угла, угловой скорости и ускорения поворота ракеты.

## 5. УПРАВЛЕНИЕ ДАЛЬНОСТЬЮ

### Способы управления дальностью

Дальность является одним из элементов траектории полета и определяется, вообще говоря, параметрами движения ракеты.

Если имеется возможность вмешиваться в движение ракеты на траектории, то достижение заданной цели и необходимой дальности может быть получено при различных соотношениях параметров полета. Иначе говоря, ракету к заданной цели можно привести разными путями.

Однако начиная с того момента, когда ракета перестает быть управляемой и продолжает движение под действием сил, которые не могут быть нами изменены, траектория полета уже не зависит от нашего желания и почти целиком определяется теми начальными условиями пассивного полета, которые были заданы ракете в конце активного участка. Поэтому, чтобы ракета достигала заданной цели, необходимо, чтобы параметры в начале свободного полета были связаны определенными соотношениями.

Начальными параметрами, определяющими движение баллистического тела, являются, очевидно, скорость  $v_0$ , направление вектора скорости (для плоского движения — угол  $\theta_0$ ) и координаты

конца активного участка  $x_0$  и  $y_0$  (фиг. 9.30). Кроме того, на полет ракеты на пассивном участке могут влиять такие переменные по времени факторы, как направление ветра и метеорологическая обстановка на всем пассивном участке или на тех участках траектории, которые пролегают в достаточно плотных слоях атмосферы. На траекторию полета оказывают также влияние систематические второстепенные факторы, такие, например, как скорость вращения Земли и изменение величины вектора ускорения силы тяжести, связанные с широтой местности.

Таким образом, дальность полета ракеты является функцией нескольких величин:

$$L = f(x_0, y_0, v_0, \theta_0, c), \quad (9.17)$$

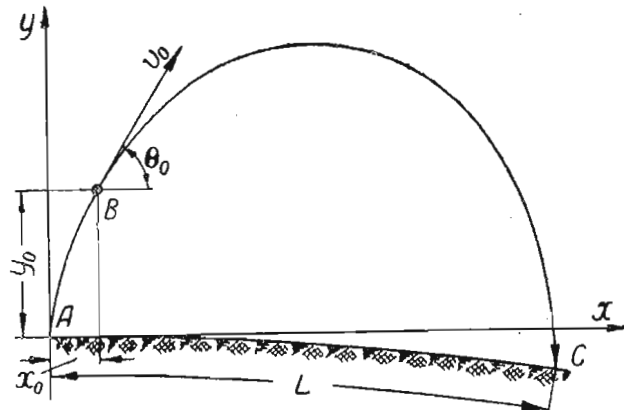
где под параметром  $c$  понимается поправка, учитывающая влияние перечисленных второстепенных факторов.

Управление дальностью неуправляемых пороховых ракет осуществляется путем простого изменения угла наклона направляющих при пуске (фиг. 9.31).

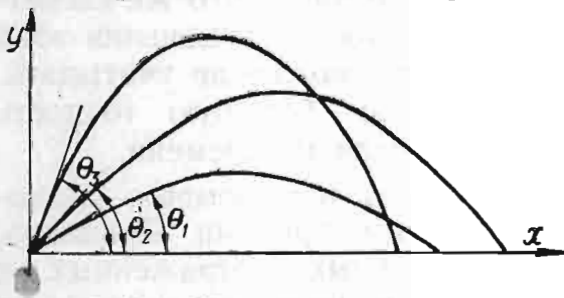
При таком способе управления дальностью необходимо, очевидно, чтобы сила тяги и время работы двигателя от ракеты к ракете не изменялись. Иначе при неизменном угле  $\theta_0$  окажется большим разброс по дальности. Чтобы избежать этого разброса, к пороховым зарядам двигателя предъявляются повышенные требования по стабильности размеров и веса, а также по точности изготовления пороховых камер и сопловых отверстий.

Однако даже при полном соблюдении указанных условий всегда сохраняется разброс по дальности, поскольку для отдельных ракет возможны различия в процессе воспламенения, режиме горения и догорания порохового заряда.

Для небольших ракет этот разброс может компенсироваться количеством ракет, пускаемых для покрытия заданной площади. Для дальних ракет ввиду их высокой стоимости такая компенсация недопустима. Для этих ракет необходимо введение методов управления дальностью, обеспечивающих существенно большую точность.



Фиг. 9.30. Траектория и дальность полета ракеты.



Фиг. 9.31. Изменение дальности в зависимости от угла бросания  $\theta_0$ .

Рассматривая выражение (9.17), нетрудно заметить, что управление дальностью ракеты может быть осуществлено только изменением величин  $\theta_0$  и  $v_0$ , так как параметр  $c$  представляет собой величину, не поддающуюся произвольному изменению, а варьирование координатами  $x_0$  и  $y_0$  может оказать влияние на дальность лишь в весьма ограниченных пределах.

Если мы будем управлять дальностью баллистической ракеты путем изменения угла  $\theta_0$ , полагая, что постоянство скорости  $v_0$  обеспечено временем работы двигателя при заданной тяге, то получим, очевидно, разброс в дальности того же порядка, что и для пороховых неуправляемых ракет. При этом неизбежным будет такое, например, неудобство, как необходимость изменения программы в зависимости от дистанции стрельбы.

Наиболее рационально управлять дальностью путем изменения скорости  $v_0$  в конце активного участка.

Первый, весьма грубый, способ управления состоит в выключении двигателя (в отсечке компонентов топлива) в тот или иной момент времени в зависимости от требуемой дальности. Такой способ управления, основанный на предположении неизменности параметров для группы ракет, не дает, однако, удовлетворительной точности. Уже разброс в тяге реально выполненных образцов одного и того же двигателя заметно больше того диапазона, который здесь требуется. Регулирование же силы тяги для строгого сохранения ее постоянства для группы ракет связано с большими техническими трудностями.

Другим более приемлемым способом управления дальностью является отсечка компонентов топлива по фактически полученной скорости (а не по вычисленной в функции времени). Таким образом, ставится под прямой контроль вторая величина ( $v_0$ ) из двух ( $\theta_0$  и  $v_0$ ), наиболее сильно влияющих на дальность. Что же касается второстепенных факторов  $x_0$  и  $y_0$ , то влияние изменения этих величин на дальность в первом приближении можно не учитывать. Такой способ управления дает значительно большую точность в дальности по сравнению с отсечкой двигателя по времени.

Скорость ракеты может быть измерена при помощи радиоустройства, использующего в своей работе принцип Доплера. Устройство измеряет разность частот посланных и отраженных от ракеты радиоволн. Эта разность частот, как известно, зависит от скорости отражающего объекта, в данном случае ракеты. Выключение двигателя производится в нужный момент времени по радиоканалу.

Этот прием управления дальностью дает высокую точность, однако требует сложной аппаратуры и, как и всякий радиоспособ, подвержен воздействию помех.

Более простым и свободным от указанного недостатка является способ механического интегрирования осевых ускорений ракеты на

активном участке. Прибором, осуществляющим интегрирование ускорений и определяющим таким образом скорость ракеты, является так называемый *интегратор*.

### Устройство и работа гироскопического интегратора

Наиболее удобен в эксплуатации гироскопический интегратор, показанный на фиг. 9.32.

Интегратор имеет гироскопический ротор 1, приводимый в движение переменным током, подаваемым в обмотку статора 2. Питание и подача сигналов от интегратора осуществляются через колодку 3 со скользящими контактами.

Ротор помещен в кожухе 4, который может вращаться около оси 5. Сила веса ротора и кожуха создает относительно этой оси момент.

Ось 5 соединена с внешней скобой гироскопа 6, которая имеет возможность вращаться относительно оси  $x'$ . Через систему зубчатых колес вращение передается диску 7, имеющему кулачки 8.

За несколько минут до старта гироскоп раскручивается. В это время ось гироскопа закреплена неподвижно при помощи арретира 9. На фиг. 9.32 арретир вынесен в сторону. Он состоит из электромагнита и двух планок. При подаче в электромагнит сигнала (это происходит в момент отрыва ракеты от стола) планка арретира освобождает ось гироскопа и последний вместе с кожухом оказывается висющим на оси 5.

Под действием момента сил веса начинается прецессия относительно оси  $x'$ .

Для неподвижной ракеты согласно уравнению (9.2) угловая скорость прецессии

$$\omega = \frac{Pa}{C\Omega},$$

где  $P$  — вес ротора с кожухом;

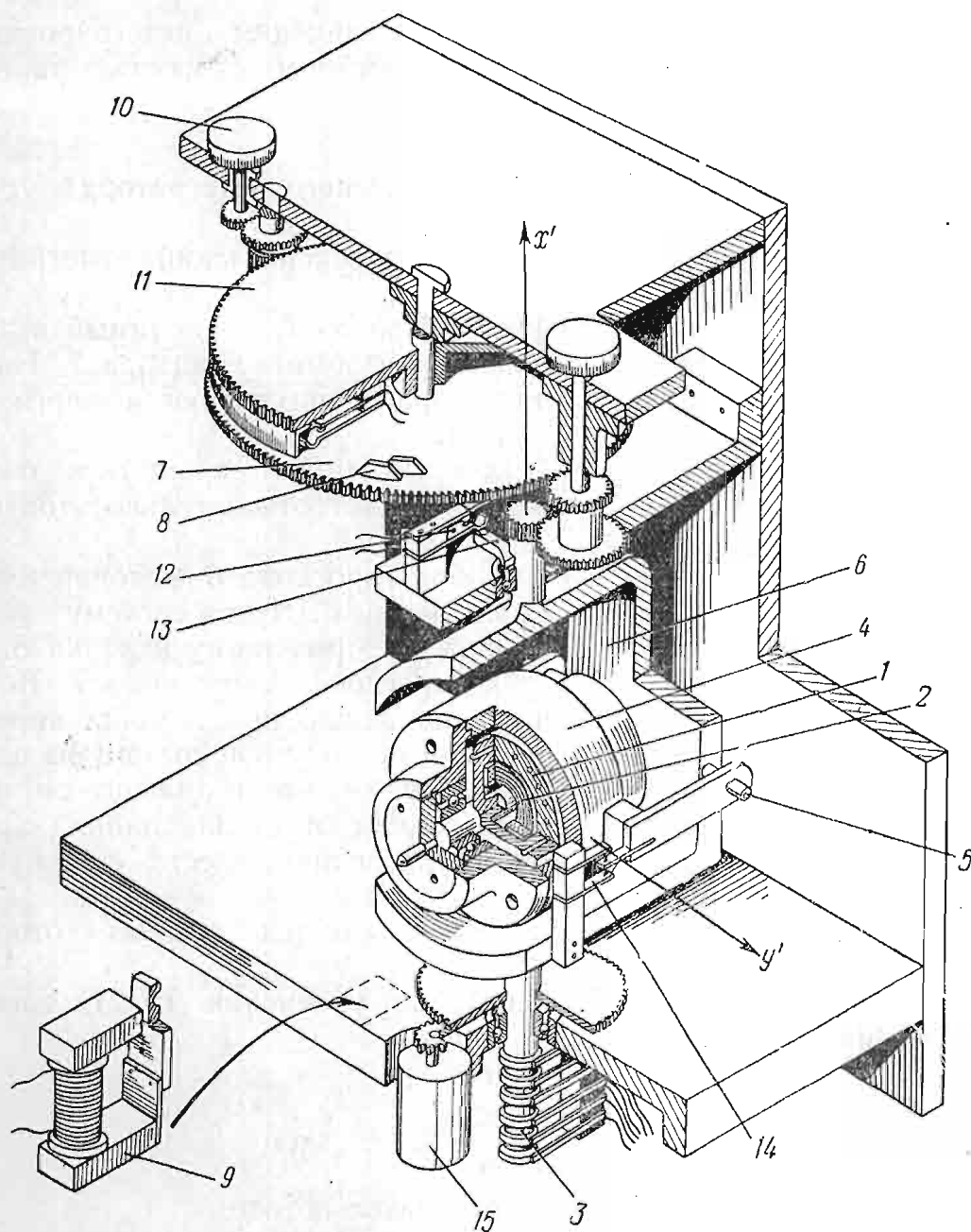
$a$  — плечо действия силы  $P$  относительно оси 5.

Для ракеты, движущейся прямо вверх (как мы предположим пока для простоты) с ускорением  $j$ , кажущаяся сила веса увеличится по сравнению с  $P$  на величину, пропорциональную  $\frac{j}{g}$ , и тогда

$$\omega = \frac{Pa}{C\Omega} \left( 1 + \frac{j}{g} \right).$$

Угол поворота гироскопа относительно оси  $x'$  за время  $t$

$$\vartheta = \int_0^t \omega dt.$$



Фиг. 9.32. Устройство интегратора.

1—ротор гироскопа, 2—обмотка статора, 3—колодка со скользящими контактами, 4—кожух ротора, 5—ось подвеса гироскопа, 6—внешняя скоба, 7—диск, 8—кулачки выключения двигателя, 9—арретир, 10—установка дистанции, 11—диск, 12, 13—контакты установки нуля, 14—контакты коррекции, 15—мотор коррекции.

Если кинетический момент гироскопа остается неизменным, то

$$\vartheta = \frac{Pa}{C\Omega} \int_0^t \left(1 + \frac{j}{g}\right) dt = \frac{Pa}{C\Omega} \left(t + \frac{v}{g}\right), \quad (9.18)$$

т. е. угол поворота гироскопа относительно оси  $x'$  оказывается линейно зависящим от скорости полета ракеты в данный момент времени.

Если время полета ракеты  $t$  известно, то, исключая в последнем выражении слагаемое  $\frac{Pa}{C\Omega} t$ , можно по углу  $\vartheta$  найти скорость ракеты спустя промежуток времени  $t$  после старта.

Установка дальности полета ракеты производится на интеграторе вертушкой 10. При этом диск 11, имеющий контактное устройство, поворачивается на нужный угол относительно кулачков 8. Эта установка производится с учетом поправки на первое слагаемое в выражении (9.18). Такую поправку легко ввести, поскольку программа ракеты известна заранее.

Когда ракета наберет заданную скорость, один из кулачков 8 подаст сигнал на перевод двигателя на предварительную ступень, а второй — на полное выключение.

Во время работы главная ось гироскопа должна постоянно оставаться перпендикулярной оси  $x'$ . Для того чтобы это условие выполнялось, в интеграторе предусмотрено корректирующее устройство.

Если главная ось гироскопа отклонится вверх или вниз, замкнется верхний или нижний из контактов 14 и на мотор 15 поступит сигнал соответствующего знака. При этом на гироскоп через зубчатые колеса будет действовать момент относительно оси  $x'$ . Такой момент, как мы уже знаем, не ускорит и не замедлит вращения гироскопа относительно оси  $x'$ , т. е. не изменит условий интегрирования, а только заставит гироскоп повернуться относительно оси  $\delta$  и занять надлежащее положение.

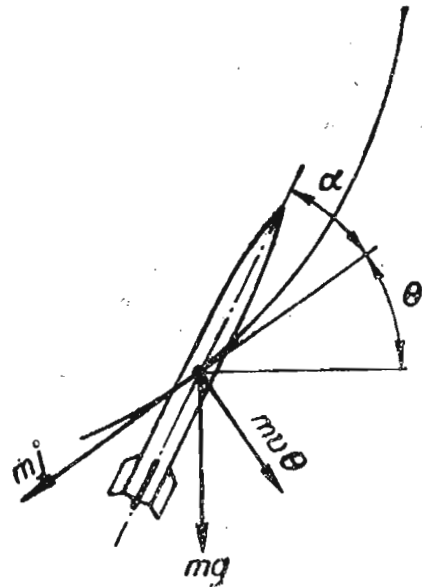
Интегрирование ускорений описанным способом имеет свои недостатки. Одним из них является необходимость учитывать при определении дальности программу ракеты, что приводит к так называемой методической ошибке интегратора.

Ось  $x'$  параллельна оси ракеты. Следовательно, интегратор будет реагировать не на касательное к траектории ускорение, а на осевое ускорение ракеты.

Как видно из фиг. 9.33, кажущаяся сила веса, действующая на ротор интегратора в осевом положении

$$P' = m [j \cos \alpha + v\dot{\theta} \sin \alpha + g \sin (\theta + \alpha)],$$

где  $m = \frac{P}{g}$  — масса ротора гироскопа с кожухом.



Фиг. 9.33. К определению осевого кажущегося ускорения.



В данном случае скорость прецессии гироскопа

$$\omega = \frac{Pa}{gC\Omega} [j \cos \alpha + v\dot{\theta} \sin \alpha + g \sin (\theta + \alpha)].$$

Угол поворота гироскопа относительно оси  $x'$

$$\vartheta = \int_0^t \omega dt = \frac{Pa}{gC\Omega} \int_0^t [j \cos \alpha + v\dot{\theta} \sin \alpha + g \sin (\theta + \alpha)] dt.$$

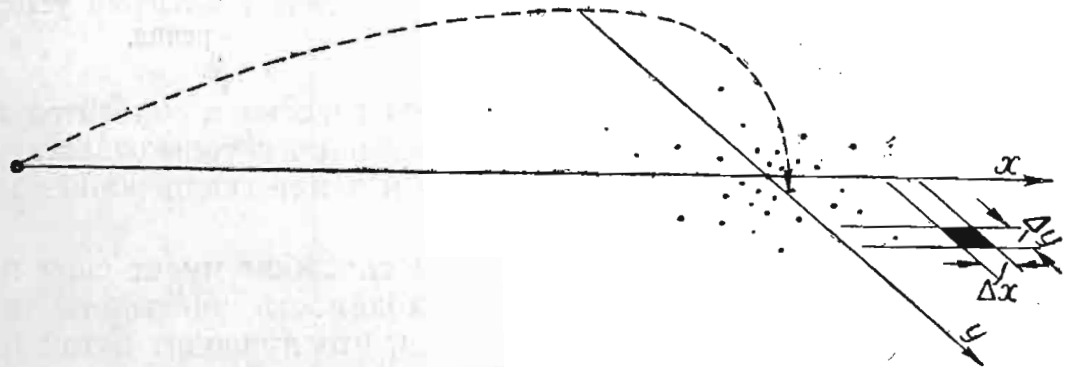
Таким образом, мы видим, что интегратор не выдает в чистом виде скорость полета ракеты и его показания требуют поправки на основании заданной программы  $\theta + \alpha = f(t)$  и вычисленного закона изменения угла атаки  $\alpha$  на траектории. Так как программа в полете выполняется с некоторыми погрешностями, то эти погрешности в какой-то мере сказываются и на определении интегратором скорости ракеты  $v$ .

## 6. РАССЕЙВАНИЕ ПРИ СТРЕЛЬБЕ РАКЕТАМИ

### Мера рассеивания

За оценку степени точности стрельбы ракетами могут быть приняты те же самые показатели, что и в артиллерийской практике.

Предположим, что мы ведем стрельбу по некоторой цели неограниченно большим числом одинаковых ракет при неизменных



Фиг. 9.34. Рассеивание при стрельбе ракетами.

условиях пуска (фиг. 9.34). При этом, когда мы говорим об «одинаковых ракетах» и «неизменных условиях», то понимаем под этим лишь «одинаковость» и «неизменность» в тех пределах, в каких их можно обеспечить по технологическим соображениям и по практическим условиям ведения стрельбы.

На самом деле геометрические размеры ракет будут от снаряда к снаряду несколько меняться. Условия горения заряда в одной ракете будут, хотя бы и незначительно, отличаться от условий горения в другой. Сами условия пуска также не будут оставаться

неизменными. Случайные, пусть даже совершенно незаметные смещения пусковой установки от выстрела к выстрелу, случайные порывы ветра во время полета ракеты изменяют в какой-то мере условия пуска.

Однако говоря об одинаковых ракетах и неизменных условиях, мы вместе с тем имеем в виду, что из технологии снаряжения ракет, их геометрии и условий пуска исключены систематические ошибки и систематические отклонения от некоторых средних значений. Устранена, например, неточность контрольного измерительного инструмента, которая могла бы привести к систематическому отклонению геометрических размеров ракеты или ее заряда от нормы. Учтена постоянная скорость ветра, влияющего на дальность и пр.

Таким образом, при стрельбе одинаковыми ракетами при неизменных условиях пуска отклонение ракет от цели будет носить случайный характер и точки попадания, показанные на фиг. 9.34, будут в большей или меньшей мере разбросаны относительно цели. При большом числе выстрелов случайные отклонения от цели, точнее, распределение снарядов на плоскости, будет подчиняться закону распределения Гаусса для случайных величин.

Если на плоскости  $x$ — $y$  (см. фиг. 9.34) выделить прямоугольник со сторонами  $\Delta x$  и  $\Delta y$ , то количество снарядов  $\Delta N$ , попавших в этот прямоугольник, при большом числе выстрелов будет пропорционально площади  $\Delta x \Delta y$

$$\Delta N = \Phi \Delta x \Delta y.$$

Коэффициент пропорциональности  $\Phi$  представляет собой функцию координат  $x$  и  $y$

$$\Phi = \Phi(x, y).$$

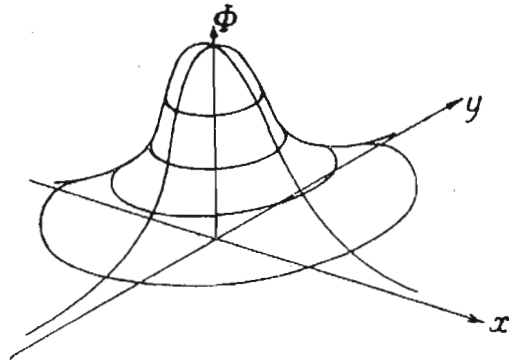
Это и есть функция распределения. Согласно закону Гаусса

$$\Phi = A e^{-k^2 x^2 - h^2 y^2}, \quad (9.19)$$

где  $A$ ,  $k$  и  $h$  — некоторые константы, причем величины  $k$  и  $h$  определяют степень рассеивания соответственно по осям  $x$  и  $y$ .

Поверхность, описываемая уравнением (9.19), показана на фиг. 9.35.

Функция  $\Phi$  имеет максимум в начале координат при  $x=y=0$  и обращается в нуль при  $x=\pm\infty$  или  $y=\pm\infty$ .

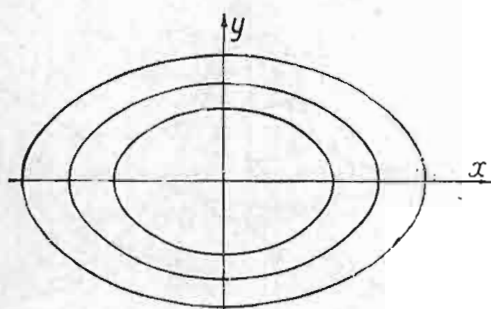


Фиг. 9.35. Поверхность, описываемая функцией распределения  $\Phi(x, y)$ .

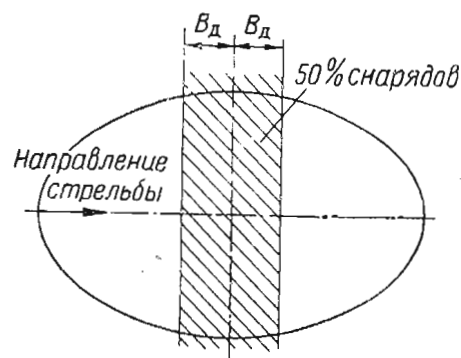
Определим геометрическое место точек равного распределения. Полагая  $\Phi = C = \text{const}$ , из (9.19) найдем

$$k^2 x^2 + h^2 y^2 = \ln \frac{A}{C},$$

т. е. уравнение эллипса с осями, совпадающими с осями координат. Размеры полуосей эллипса зависят от величины  $C$ . Таким образом, семейство «горизонталей» поверхности  $\Phi(x, y)$  представляет собой семейство эллипсов рассеивания (фиг. 9.36).



Фиг. 9.36. Семейство эллипсов рассеивания.



Фиг. 9.37. К определению  $B_d$ .

За меру рассеивания снарядов при стрельбе могут быть приняты размеры осей одного из этих эллипсов, например, эллипса, внутри которого при большом числе выстрелов укладывается половина снарядов, т. е. эллипса лучшей половины.

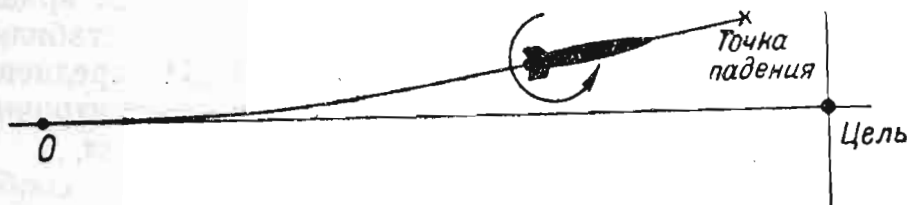
В артиллерийской практике за меру рассеивания принимаются не размеры эллипса, а ширина полосы, в пределах которой при большом числе выстрелов укладывается половина снарядов. Размер такой полосы в направлении стрельбы (по дальности) обозначается через  $2B_d$  (фиг. 9.37), а в боковом направлении аналогично — через  $2B_b$ .

### Рассеивание неуправляемых ракет

В настоящее время рассеивание неуправляемых ракет в несколько раз превышает рассеивание обычных артиллерийских снарядов. Объясняется это главным образом тем, что активный участок полета неуправляемой ракеты, т. е. тот участок, на котором она набирает скорость, не является достаточно стабильным, в то время как артиллерийский снаряд на участке разгона, т. е. в стволе орудия, имеет строго заданное направление полета. Сказанное подтверждается также тем, что неуправляемые ракеты, для которых период горения порохового заряда заканчивается еще на направляющих, имеют рассеивание примерно того же порядка, что и артиллерийские снаряды.

Таким образом, если говорить о причинах, вызывающих рассеивание ракет, то следует различать причины, действующие на активном и на пассивном участках.

Основными причинами, вызывающими рассеивание ракет на активном участке, являются эксцентricность приложения движу-



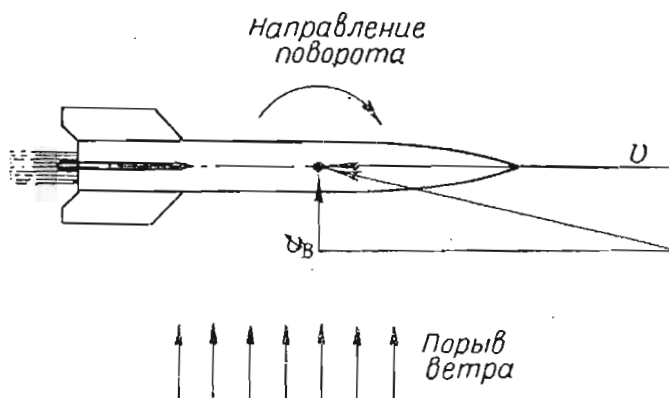
Фиг. 9.38. Увод ракеты от направления на цель под действием эксцентricно приложенной тяги.

щей и аэродинамической сил, а также внешние возмущающие воздействия, заставляющие ракету поворачиваться в полете относительно поперечной оси.

При эксцентricно приложенной силе тяги возникает постоянно действующий момент, заставляющий ракету непрерывно двигаться по криволинейной траектории и уводящий ракету от цели (фиг. 9.38). Иными словами, для активного участка существенным является то, что направление движущей силы постоянно следует за направлением поворачивающейся оси ракеты. Если эта сила отклонила ось ракеты от заданного направления, то она поворачивается следом за нею и сама и продолжает дальше уводить ракету от направления на цель.

Аналогичным образом влияет на активном участке и аэродинамический эксцентricитет, поскольку он изменяет направление оси ракеты, а вместе с тем и направление силы тяги.

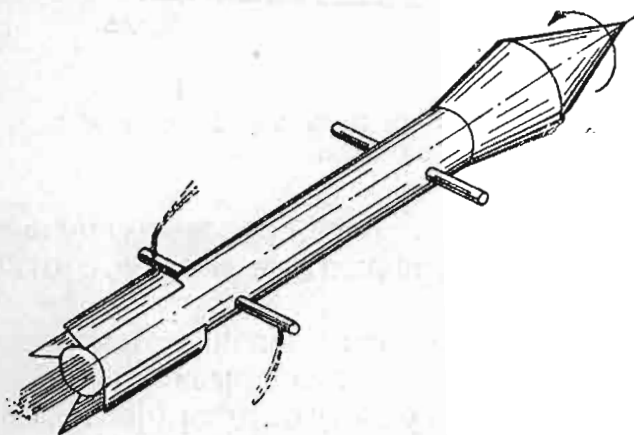
Весьма своеобразным оказывается влияние внешних возмущающих факторов. Боковой порыв ветра, например, заставляет ракету отклониться по курсу, в отличие от артиллерийского снаряда, не по порыву, а против него. На фиг. 9.39 показана летящая ракета, на которую воздействует боковой порыв ветра. Если ракета статически устойчива (а она специально делается такой), то она повернется по результирующему потоку подобно флюгеру и дальше будет продолжать полет под действием силы тяги в новом направлении. В этом смысле невыгодно иметь ракету с большим запасом стати-



Фиг. 9.39. Влияние ветра на полет неуправляемой ракеты.

ческой устойчивости. Такая ракета будет чутко реагировать на случайные возмущения подобного типа, и рассеивание будет большим.

Для ослабления действия эксцентриситета тяги и аэродинамических сил неуправляемую ракету в полете проворачивают, т. е. заставляют медленно вращаться относительно продольной оси. Это проворачивание не следует смешивать с тем быстрым вращением, которое сообщается турбореактивным снарядам для стабилизации. Здесь проворот ракеты необходим лишь как мера осреднения момента эксцентрично приложенных сил.



Фиг. 9.40. Проворот ракеты на активном участке.

(фиг. 9.40). Этими штырями ракета скользит по направляющим при пуске.

Кроме перечисленных основных причин, влияющих на рассеивание ракет, имеются и другие причины, о которых мы частично упоминали ранее. Это — технологический разброс в размерах ракет и в величине заряда, а также разброс в самом процессе горения, выдержать стабильность которого от ракеты к ракете достаточно трудно.

На пассивном участке полета характер рассеивания ракет оказывается примерно тем же, что и для обычных артиллерийских снарядов. Рассеивание обуславливается в основном разбросом аэродинамических свойств от ракеты к ракете, а также эксцентриситетом аэродинамических сил. При наличии аэродинамического эксцентриситета ракета идет с некоторым углом атаки. При этом возникает поперечная сила, уводящая ракету в сторону.

С математической точки зрения явление рассеивания может рассматриваться как результат изменений, вносимых различными причинами в параметры траектории.

Например, в простейшем случае для ракеты или артиллерийского снаряда, брошенного под углом к горизонту, при отсутствии сил сопротивления дальность

$$L = \frac{v_0^2}{g} \sin 2\theta_0.$$

В этом случае рассеивание по дальности можно рассматривать как следствие рассеиваний  $\Delta v_0$  и  $\Delta \theta_0$  в величинах  $v_0$  и  $\theta_0$ . Считая изменения величин  $v_0$  и  $\theta_0$  малыми, получим

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial v_0} \Delta v_0 + \frac{\partial L}{\partial \theta_0} \Delta \theta_0,$$

или

$$\Delta L = \frac{2v_0}{g} (\sin 2\theta_0 \Delta v_0 + v_0 \cos 2\theta_0 \Delta \theta_0).$$

Из последнего выражения видно, что отклонения в величинах  $v_0$  и  $\theta_0$  влияют на рассеивание по дальности по-разному в зависимости от скорости  $v_0$  и угла бросания  $\theta_0$ . В частности, если стрельба ведется при условии максимальной дальности, т. е. при  $\theta_0 = 45^\circ$ , рассеивание по дальности определяется только величиной  $\Delta v_0$ .

Относительное рассеивание по дальности для рассматриваемого примера

$$\frac{\Delta L}{L} = \frac{2}{v_0} (\Delta v_0 + v_0 \operatorname{ctg} 2\theta_0 \Delta \theta_0).$$

Величина  $\frac{\Delta L}{L}$  имеет минимум при  $\theta_0 = 45^\circ$  и обращается в бесконечность при  $\theta_0 = 0$  и  $\theta_0 = 90^\circ$ , поскольку при этом обращается в нуль дальность  $L$ .

Подобного рода анализ рассеивания по изменению параметров может быть произведен для ракет с учетом сил сопротивления воздуха и некоторых других факторов. При этом удастся выяснить не только качественную, но в некоторых случаях и количественную сторону вопроса и примерно оценить величину рассеивания проектируемых ракет.

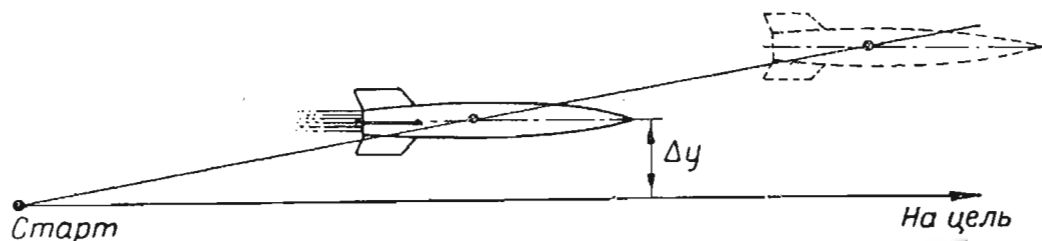
### Рассеивание управляемых баллистических ракет

Как указывалось выше, рассеивание управляемых баллистических ракет дальнего действия по дальности связано главным образом с погрешностями интегратора. Другой причиной рассеивания ракет, имеющих автомат стабилизации, является поперечный снос, на который описанные гиросприборы не реагируют. Если ракета обладает некоторой несимметрией обтекания, то при движении в плотных слоях атмосферы возможно возникновение поперечной аэродинамической силы. Поперечная сила также возникает, если линия действия силы тяги обладает эксцентриситетом и направлена не по оси ракеты (не по гиросприборной оси).

Под действием поперечной силы ракета получает боковое смещение (фиг. 9.41). Это смещение, или, как говорят, поперечный снос, будет происходить без поворота оси ракеты (поскольку такой поворот не допускается автоматом стабилизации). Скольжение может

происходить как в плоскости стрельбы, так и в направлении, перпендикулярном этой плоскости.

Гироприборы реагируют только на угловые смещения ракеты, и поперечный снос ими не выправляется. В результате возникает заметное рассеивание.



Фиг. 9.41. Боковой снос ракеты, имеющей автомат стабилизации.

Устранить поперечный снос можно только при помощи специальных устройств.

Одним из возможных путей является создание автономного интегратора поперечных ускорений. Путем двукратного интегрирования ускорений можно получить боковой снос и подать соответствующий сигнал на рули I и III (см. фиг. 9.17). Практическое осуществление такого приема, однако, требует довольно громоздкой гироскопической аппаратуры, необходимой главным образом для того, чтобы исключить влияние ускорения силы тяжести.

## Глава X

### НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ПУСКОВЫЕ УСТРОЙСТВА

#### 1. ПУСКОВЫЕ УСТРОЙСТВА ПОЛЕВЫХ, ЗЕНИТНЫХ И АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ

Комплекс наземного оборудования представляет собой самостоятельную и весьма важную часть ракетной техники. В зависимости от постановки наземного обслуживания, от его культуры и от четкости организации в значительной мере зависит успех или неудача пусков, быстрота отработки конструкции и практическое применение ракет.

В наземный комплекс включается все материальное и организационное обеспечение пуска ракет с последующим наблюдением за полетом и управлением, если последнее осуществляется с земли. Материальное обеспечение пуска состоит из средств транспортировки ракеты к старту, подвоза топлива (если заправка производится перед пуском), заправочных и вспомогательных средств.

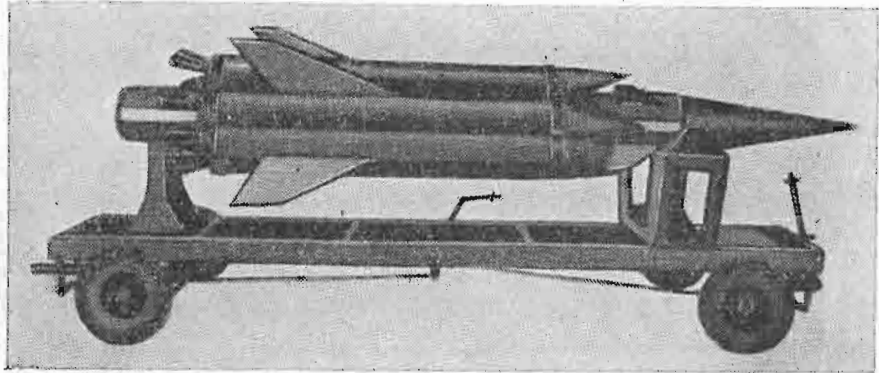
Вопросы материального и организационного обеспечения пуска на практике решаются по-разному, в зависимости от устройства, назначения и конструкции ракет. Для больших ракет дальнего действия организация пуска представляет собой весьма сложную задачу. Наоборот, для небольших полевых ракет задача эта чрезвычайно проста и не представляет больших сложностей, чем производство артиллерийского выстрела. Для начала мы остановимся именно на этих, более простых вопросах пуска ракет ближнего действия, зенитных и авиационных ракет.

Транспортировка небольших ракет (весом до 1—1,5 т) не представляет особых затруднений. Для доставки ракет к месту пуска применяется специальная упаковка и используются обычные транспортные средства. Для ракет больших размеров может потребоваться создание специальных тележек и подъемных средств для транспортировки. На фиг. 10.1 в качестве примера показана грунтовая тележка большой зенитной управляемой ракеты с пороховыми ускорителями. Для подъема такой ракеты необходимы, понятно, специальные подъемные средства.

Запуск больших зенитных ракет также производится способами, отличными от способов запуска ракет среднего размера. По типу



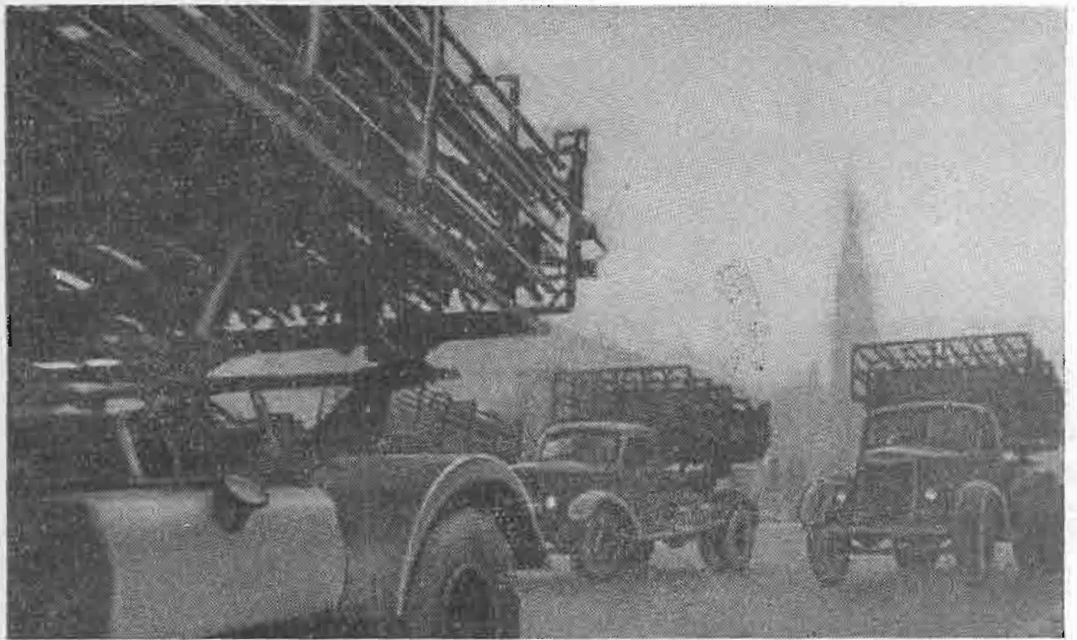
старта большие зенитные ракеты смыкаются с ракетами дальнего действия. В частности, стартовая позиция одной из таких зенитных



Фиг. 10.1. Прицеп для транспортировки управляемой зенитной ракеты с пороховыми ускорителями.

ракет будет рассмотрена ниже, в разделе старта ракет дальнего действия.

В качестве пусковых устройств для пороховых ракет применяются направляющие различной конструкции.

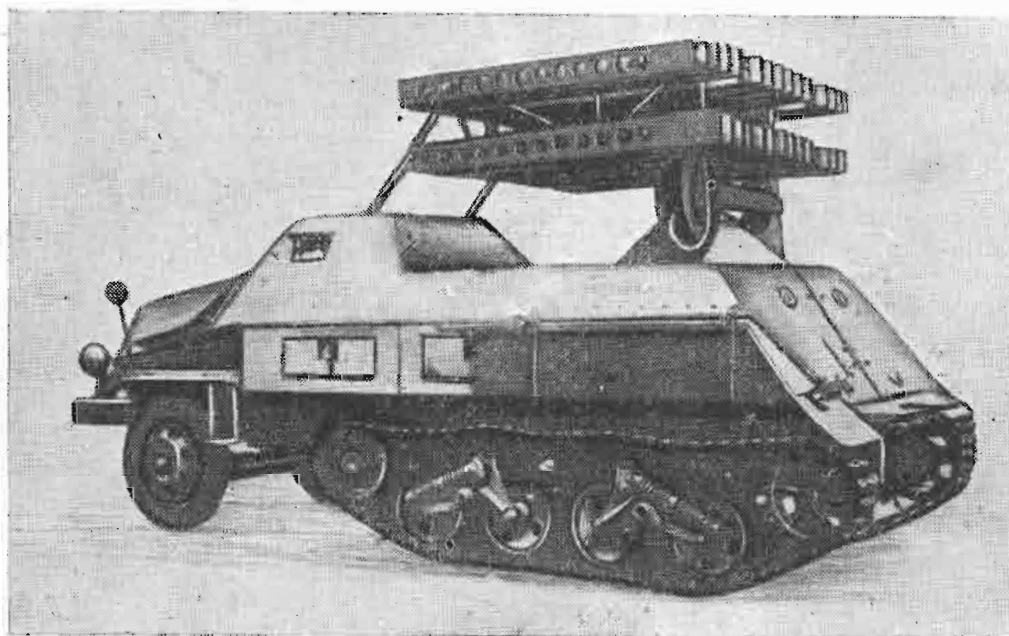


Фиг. 10.2. Пусковые установки для пороховых ракет, смонтированные на автомашинах (парад на Красной площади).

При стрельбе пороховыми ракетами направляющие собираются в блоки и устанавливаются для мобильности на том или ином из видов транспортных средств. На фиг. 10.2 показано несколько пусковых установок, смонтированных на автомашинах, а на

фиг. 10.3 — пусковая установка, смонтированная на гусеничном бронетранспортере. Как в том, так и в другом случае направляющие имеют вид профилированных балок (рельсов), по которым ракета скользит специальными шипами.

Управление стрельбой производится из кабины машины. У водителя имеется щиток, на котором он может установить любой порядок стрельбы: по одному, по два, по три выстрела или стрельбу



Фиг. 10.3. Пусковая установка с рельсовыми направляющими, смонтированная на бронетранспортере.

залпами. Воспламенение ракетного заряда осуществляется посредством электрозапала.

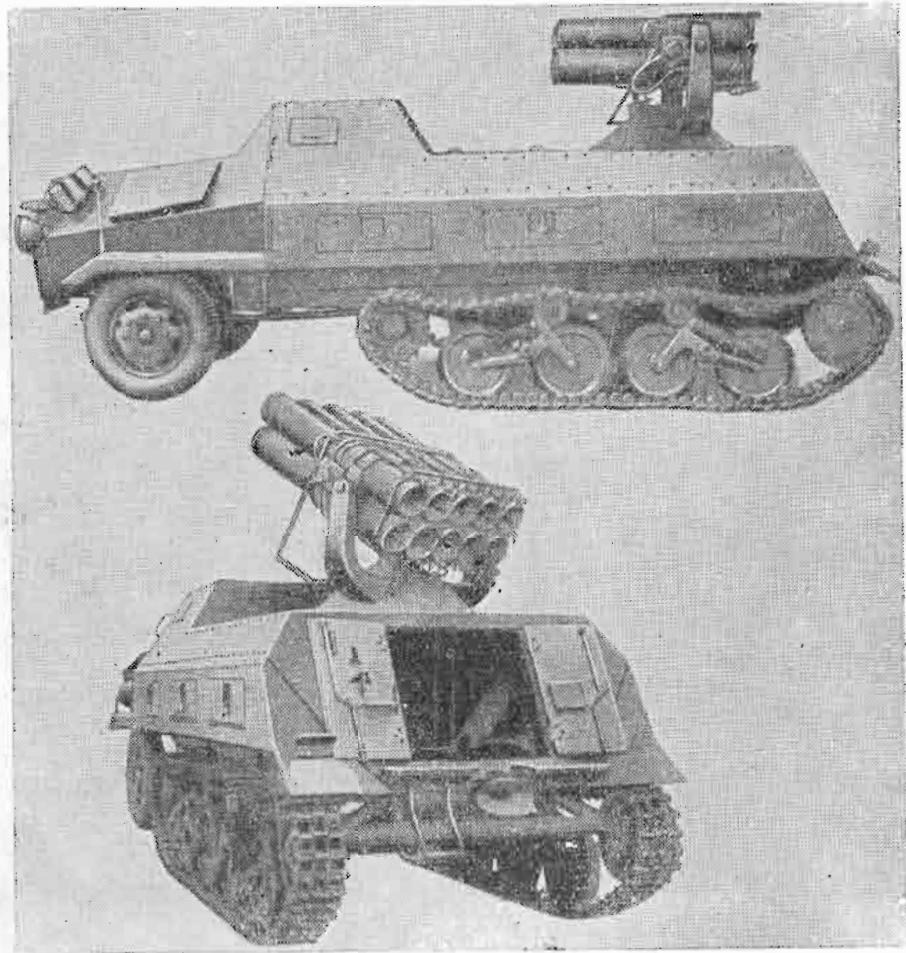
На фиг. 10.4 и 10.5 показаны ракетные установки из трубчатых направляющих на бронетранспортере и на танке.

Минометы, транспортируемые автомашиной, показаны на фиг. 10.6 и 10.7. Первый из них — немецкий шестиствольный миномет второй мировой войны. Мина этого миномета была показана на фиг. 2.8. Для второго миномета характерно то, что в качестве направляющих для турбореактивных снарядов используется их упаковка. Вторым вариантом стрельбы из упаковки показан на фиг. 10.8. Здесь упаковка крепится к корпусу танка. Снаряды относятся к типу ракет, одна из которых была изображена на фиг. 2.7.

Для прицельной стрельбы пороховыми ракетами, как это необходимо, например, для борьбы с танками, применяются направляющие в виде длинной трубы.

На фиг. 10.9 и 10.10 показана стрельба из противотанкового ружья. Ракета вставляется в трубу сзади. На обеих фотографиях виден стабилизатор, вставленный в ствол ракеты.

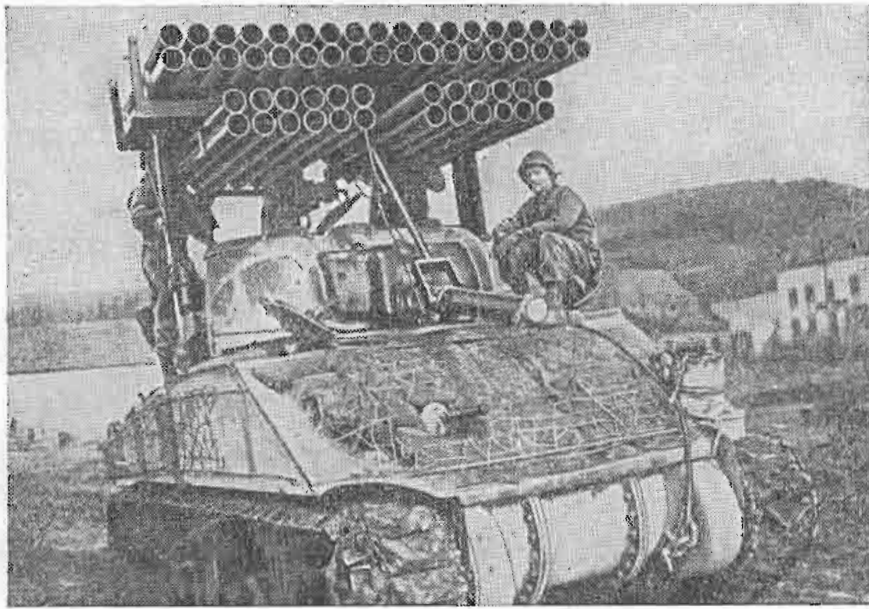
В первой конструкции ружья пороховой заряд не успевает сгореть в направляющих и догорает на участке свободного полета. Для защиты лица стрелка от струи истекающих газов на передней



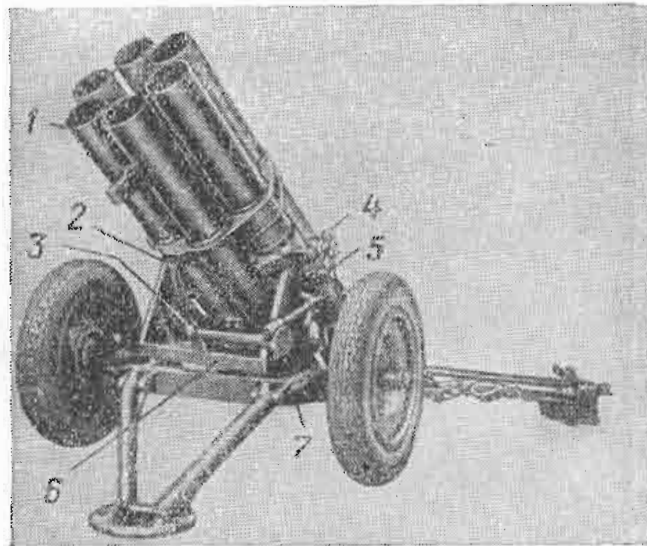
Фиг. 10.4. Пусковая установка с трубчатыми направляющими, смонтированная на бронетранспортере.

части ствола оставлен отражатель струи в виде конического грибка, сделанного из мелкой сетки, позволяющей сквозь нее видеть цель, но вместе с тем преграждающий путь струе газов. В некоторых случаях защита стрелка обеспечивается специальной маской, надеваемой на лицо.

Ствол ружья, показанного на фиг. 10.10, сделан более длинным. Снаряд спроектирован таким образом, что движущий пороховой заряд успевает сгореть при движении ракеты еще в направляющих. Струя газа целиком уходит по трубе назад, и необходи-

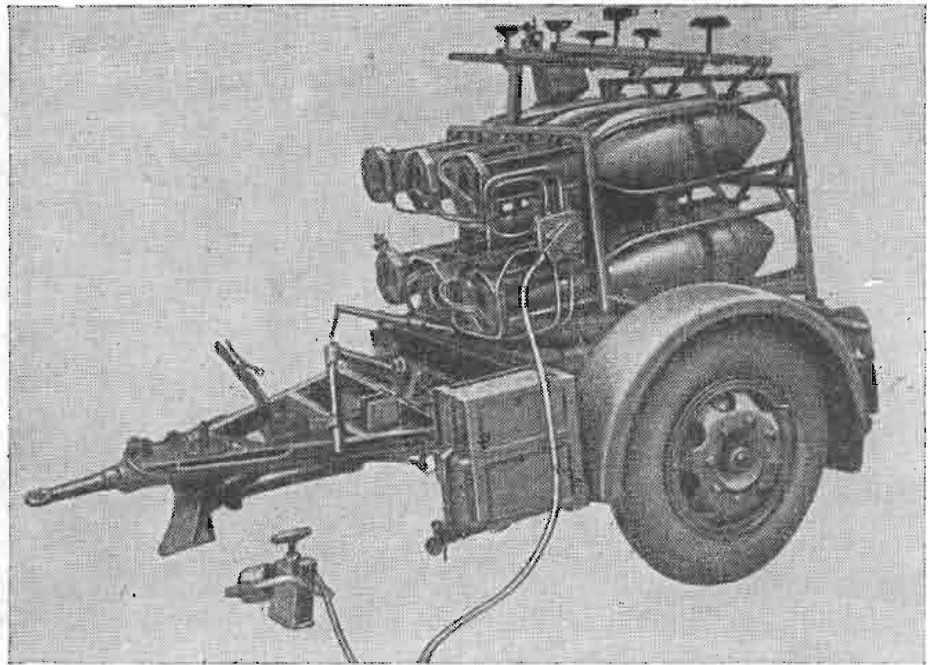


Фиг. 10.5. Пусковая установка, смонтированная на танке.

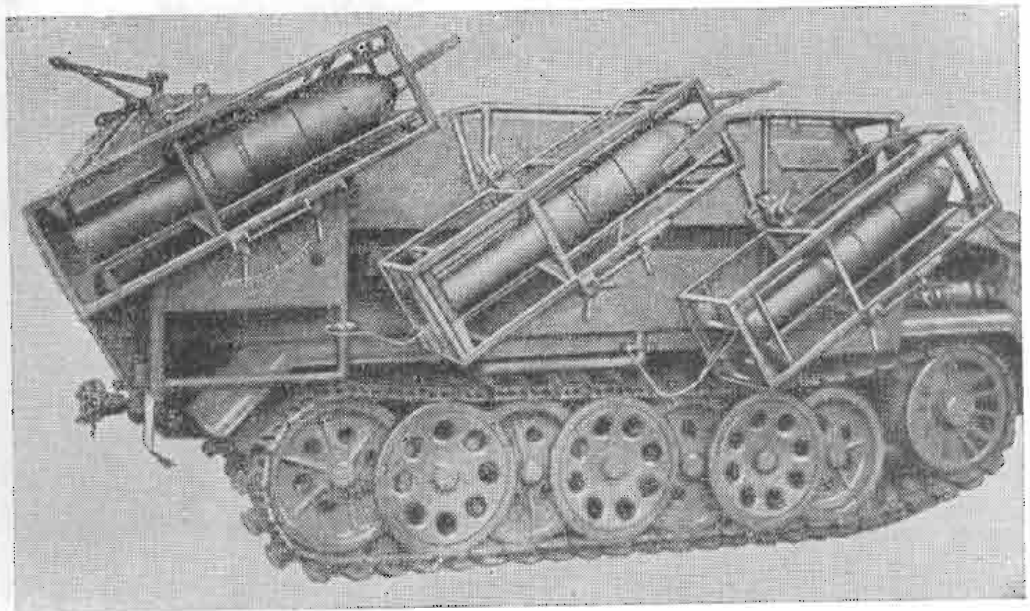


Фиг. 10.6. Немецкий шестиствольный миномет.

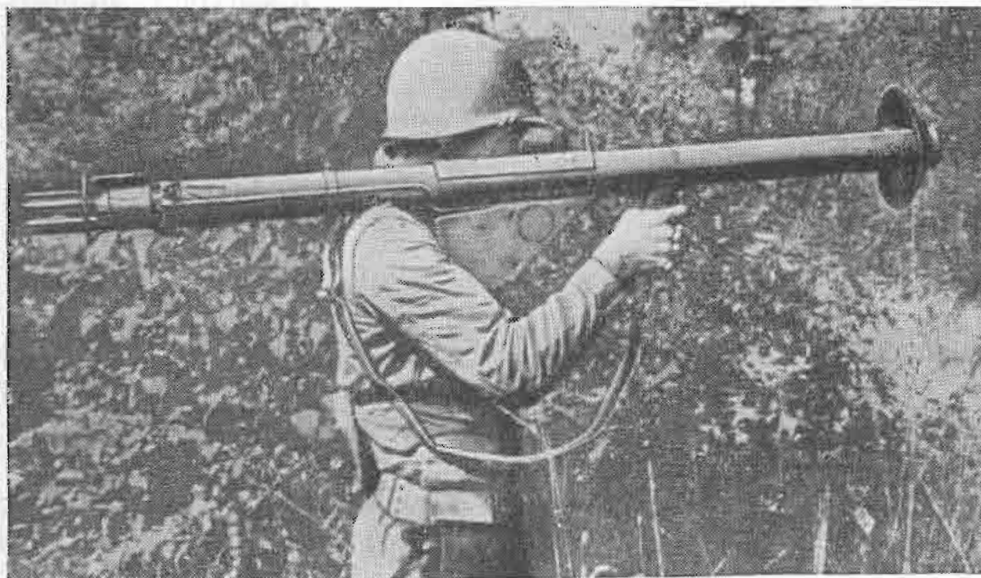
1—трубы, 2—зубчатая секторная рейка, 3—зубчатое колесо, 4—прицел, 5—рукоятка установки высоты, 6—верхняя часть лафета, 7—нижняя часть лафета.



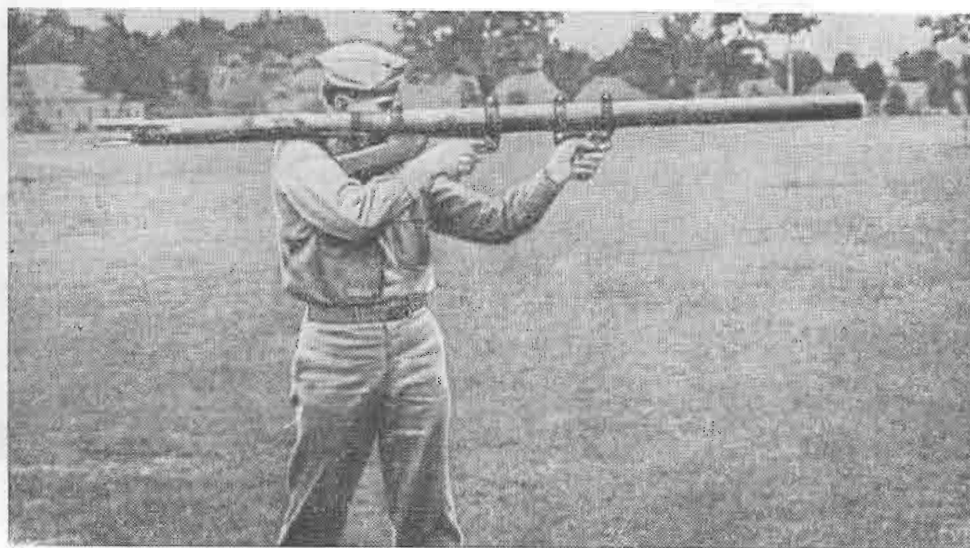
Фиг. 10.7. Миномет для стрельбы ракетами из упаковки.



Фиг. 10.8. Установка для стрельбы из упаковки с танка.

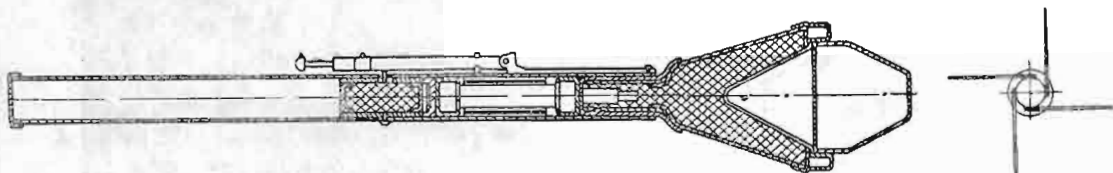


Фиг. 10.9. Стрельба из противотанкового ракетного ружья (с коротким стволом).



Фиг. 10.10. Стрельба из противотанкового ракетного ружья (с длинным стволом).

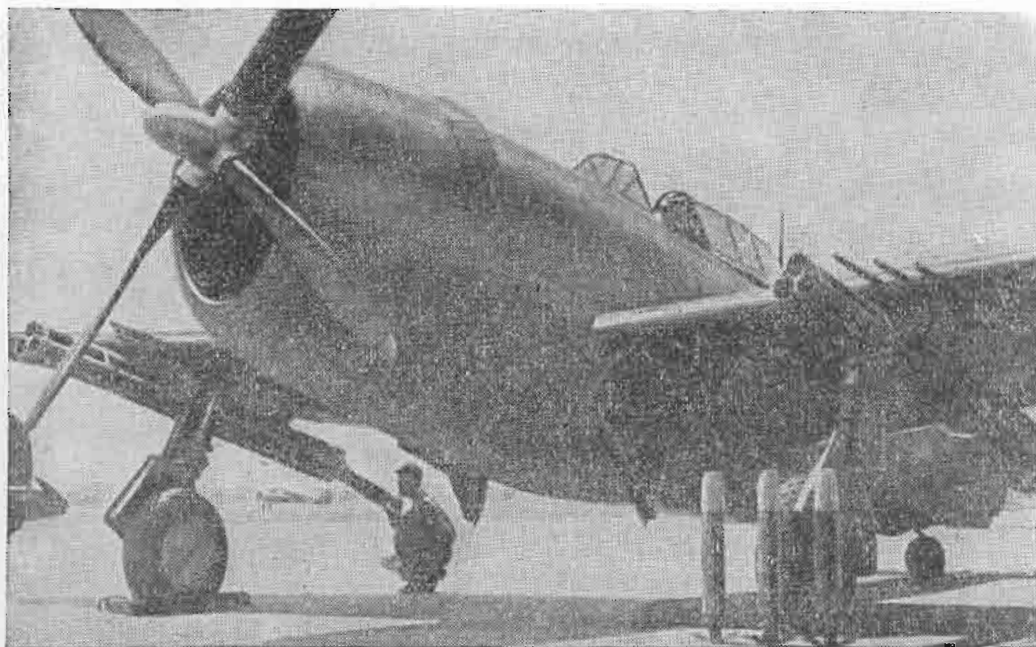
На фиг. 10.11 показано продольное сечение противотанкового ружья со вставленным в ствол снарядом. Характерным для этого ружья является то, что калибр головной части снаряда значительно превышает калибр ствола. Это позволяет значительно увеличить мощность снаряда.



Фиг. 10.11. Устройство противотанкового ружья.

Снаряд вставляется в ствол спереди. Оперение, как видно из фигуры, сделано из четырех тонких гибких пластинок, которые загибаются рукой вокруг хвостовика ракеты в момент заряжания ружья.

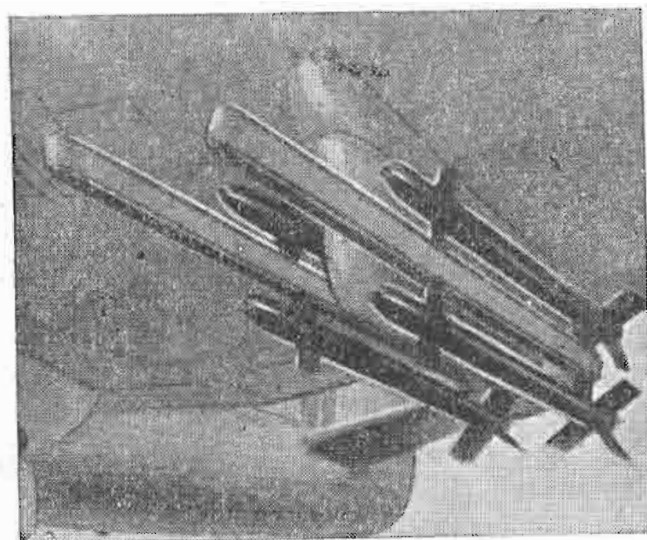
Пусковые установки пороховых авиационных ракет почти не отличаются от пусковых установок, монтирующихся на наземных транспортных средствах.



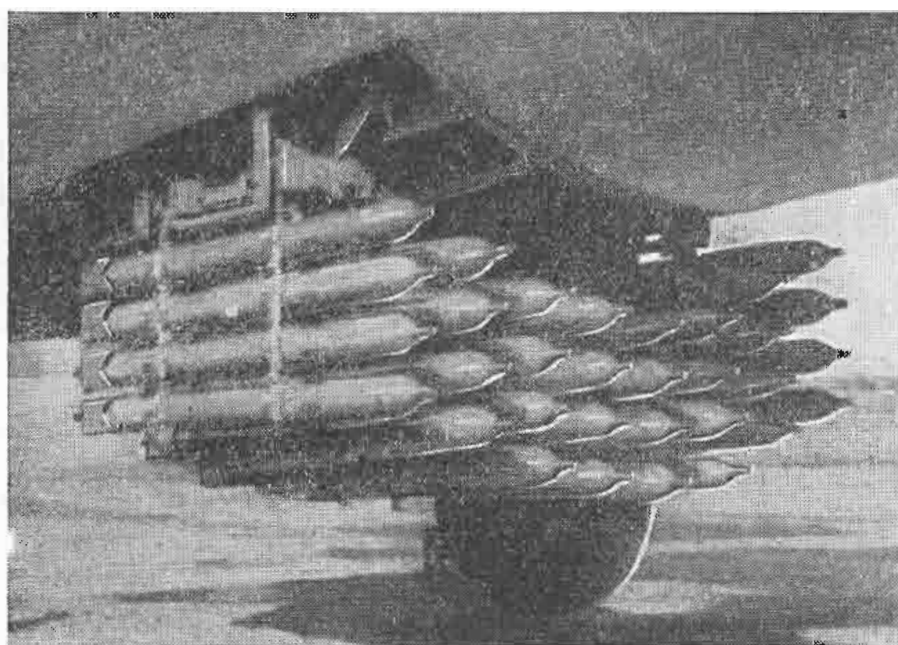
Фиг. 10.12. Самолетные ракетные установки в момент заряжания.

На фиг. 10.12 показаны в момент заряжания две трехствольные ракетные установки, помещенные под плоскостями самолета. На фиг. 10.13 под плоскостью самолета видны две направляющие, к каждой из которых подвешено по две ракеты.

Более современные конструкции представлены на фиг. 10.14 и 10.15, где кассета с пороховыми ракетами выдвигается перед

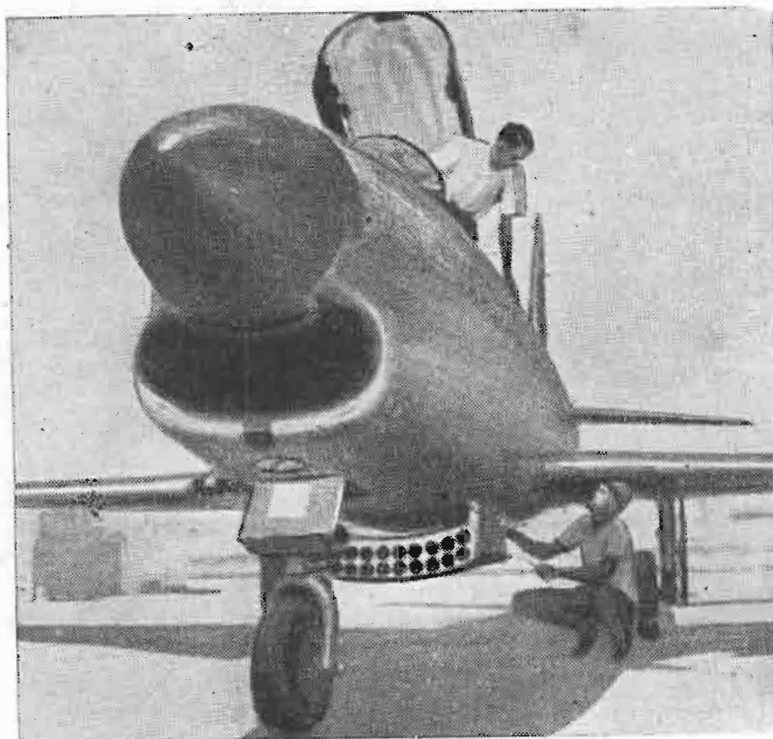


Фиг. 10.13. Направляющие для пуска авиационных ракет.

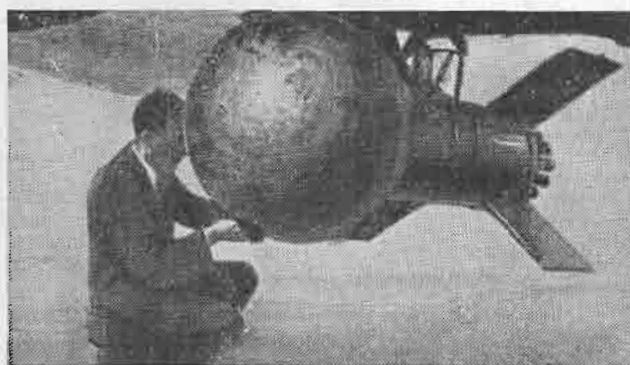


Фиг. 10.14. Выдвижная кассета с авиационными ракетами.

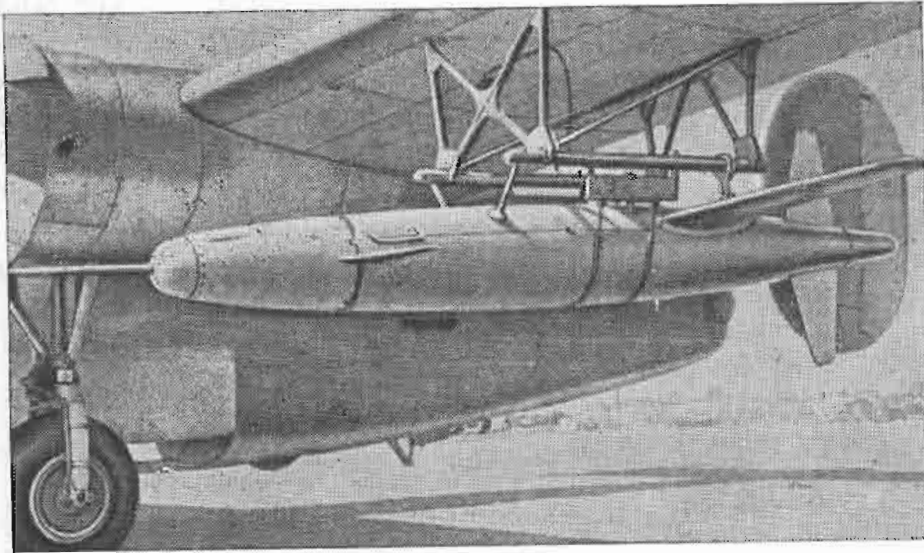




Фиг. 10.15. Выдвижная ракетная кассета на самолете.



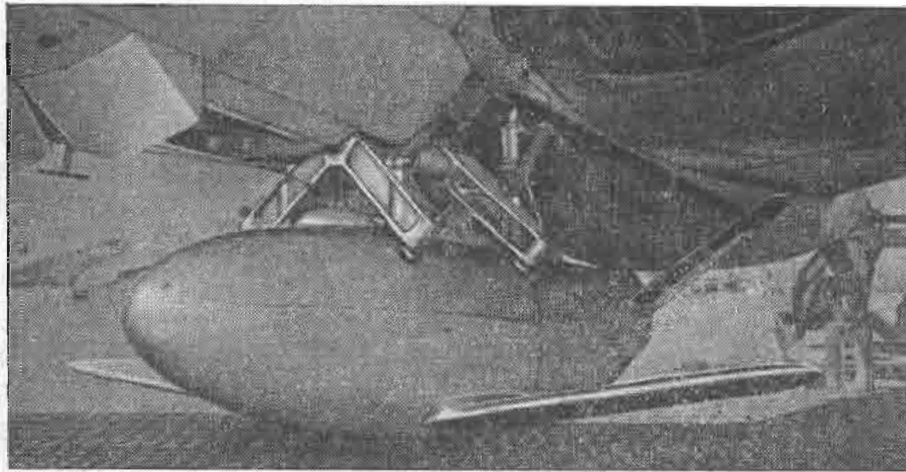
Фиг. 10.16. Подвеска рикошетирующего ракетного снаряда под плоскостью самолета.



Фиг. 10.17. Подвеска воздушной торпеды под плоскостью самолета.

стрельбой из нижней части фюзеляжа реактивного самолета. Переднее колесо (фиг. 10.15) не препятствует стрельбе, поскольку во время полета оно убрано в фюзеляж.

Крупные авиационные ракетные снаряды и большие управляемые торпеды подвешиваются к самолету подобно обычным бомбам.



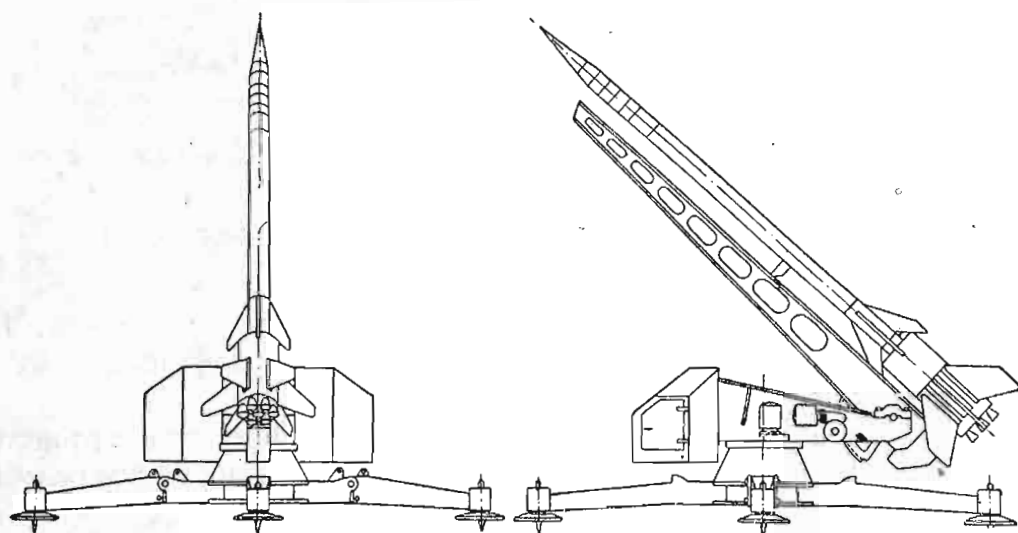
Фиг. 10.18. Подвеска воздушной торпеды под фюзеляжем самолета.

На фиг. 10.16 видна подвеска рикошетирующего морского ракетного снаряда (см. фиг. 2.49). На фиг. 10.17 и 10.18 показана подвеска управляемых воздушных торпед под плоскостью и фюзеляжем самолета.

Коротко остановимся на пусковых устройствах зенитных ракет.

Пусковые установки неуправляемых зенитных ракет мало чем отличаются от пусковых установок для стрельбы по наземным целям. Если стрельба ведется сравнительно небольшими снарядами, то трубчатые или рельсовые направляющие комплектуются в блоки и стрельба ведется залпами. В отличие от полевых установок, зенитные имеют более широкий диапазон углов поворота для свободы наведения на цель.

Для крупных неуправляемых ракет стрельба ведется одиночными выстрелами с установок, подобных показанной на фиг. 10. 19



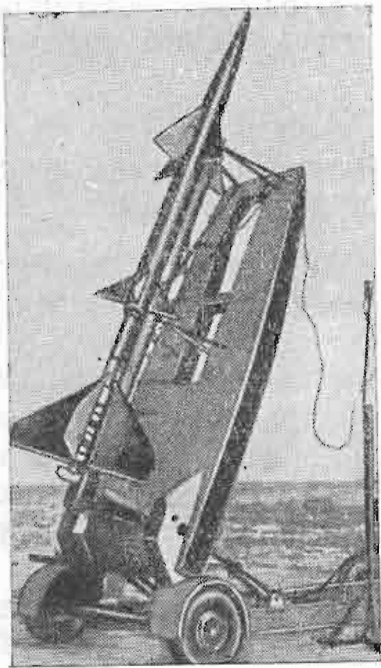
Фиг. 10. 19. Боевая зенитная установка.

(устройство ракеты, находящейся на установке, представлено на фиг. 2. 26). Оператор перед стрельбой устанавливает азимутальный угол и угол возвышения установки в зависимости от движения цели.

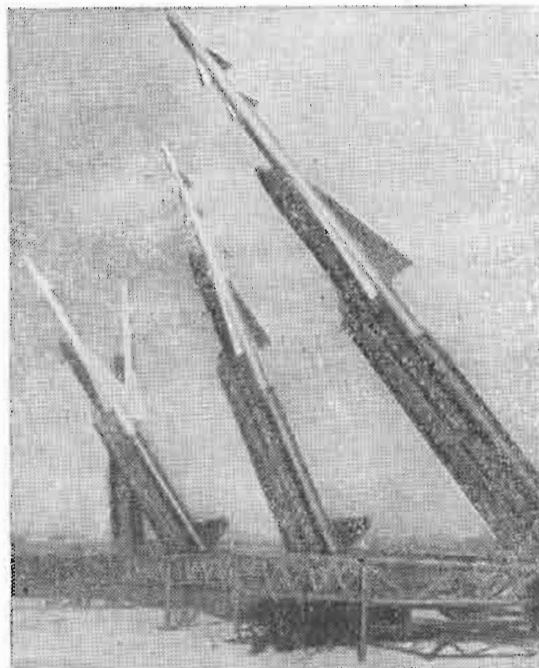
Пусковые установки управляемых ракет не нуждаются в механизмах наведения. Пуск управляемой ракеты производится большей частью в вертикальном или почти вертикальном направлении (как это, например, было показано ранее, на фиг. 2. 29) с дальнейшим выведением на цель радиолучом. Пусковая транспортируемая установка управляемой ракеты показана на фиг. 10. 20, а на фиг. 10. 21 представлена целая батарея таких же ракет, но с видоизмененными пусковыми стационарными устройствами.

В качестве пусковых установок управляемых ракет, как видим, применяются большей частью простейшие направляющие ферменной конструкции.

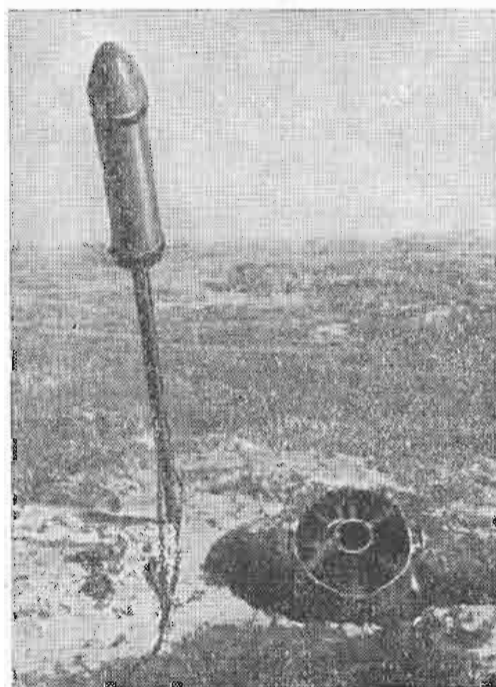
Довольно своеобразным является пуск зенитной ракеты кратковременного заграждения. Задача заключается в подъеме троса на высоту 1—1,5 км и подвеске его в верхней точке на парашюте. Трос укладывается в коробку, располагаемую на земле (фиг. 10. 22),



Фиг. 10. 20. Пусковая установка управляемой зенитной ракеты.



Фиг. 10. 21. Батарея зенитных снарядов «Ника».



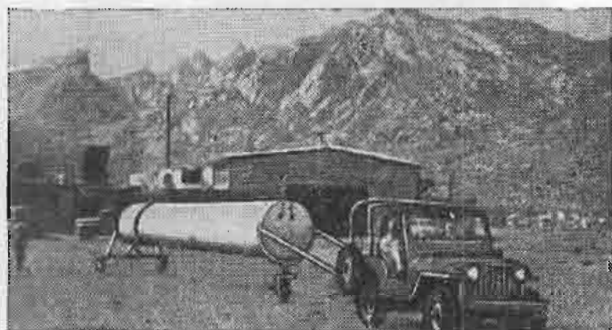
Фиг. 10. 22. Пусковое приспособление зенитной ракеты заграждения.

и ракета при подъеме выбирает трос и тянет его за собой. Чтобы трос не запутался, пусковая установка делается предельно простой. В данном случае это — стержень, на конец которого центрально насаживается ракета.

## 2. ПОДЪЕМНО-ТРАНСПОРТНОЕ, ЗАПРАВОЧНОЕ И ПУСКОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ РАКЕТ ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ

Организация пуска дальних, особенно жидкостных дальних ракет, представляет собой несравненно более сложную задачу, чем пуск ракет ближнего действия.

Прежде всего дальние ракеты по своим абсолютным размерам и весам таковы, что требуют специального транспортного и подъемного оборудования. Они снабжены тонкой чувствительной аппаратурой, наиболее ответственные части которой требуют особых условий хранения и транспортировки.



Фиг. 10. 23. Транспортировка корпуса ракеты «Викинг» к месту старта.

Вес полностью подготовленной к старту дальней ракеты измеряется десятками тонн.

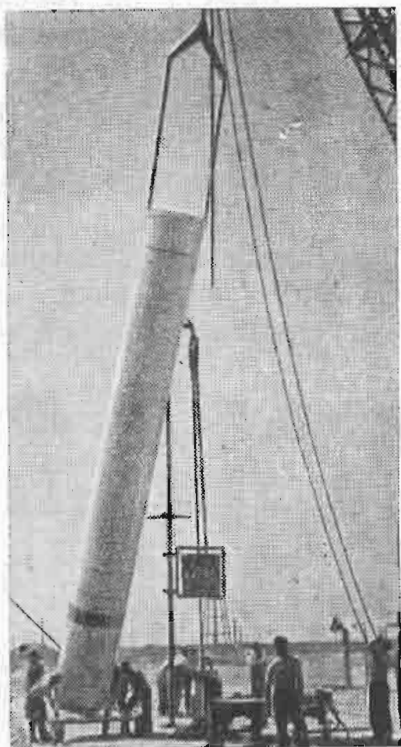
Транспортировать и поднимать такую ракету было бы чрезвычайно трудно. Поэтому ясно, что ракета дальнего действия должна заправляться топливом непосредственно перед стартом, в уже подготовленном для

взлета положении. Но даже если не учитывать вес топлива, остается несколько тонн веса самой конструкции ракеты и ее боевого заряда. Понятно, что и в данном случае без специального подъемно-транспортного оборудования обойтись нельзя, тем более, что этого требуют и габаритные размеры ракеты, и особенности обращения с ней, как с конструкцией, весьма чувствительной к случайным повреждениям.

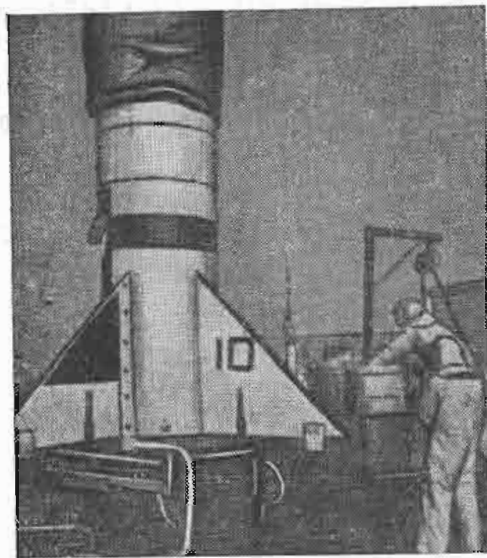
В некоторых случаях в связи с этим прибегают к доставке ракеты на стартовую позицию по частям. Затем ракета собирается в вертикальном положении.

На фиг. 10. 23 показана транспортировка, а на фиг. 10. 24 — установка средней части американской метеорологической ракеты «Викинг» на стартовом столе. После того как корпус ракеты будет поднят, на него при помощи крана установят головную часть, а к нижней части прикрепят стабилизатор. Затем начнется заправка ракеты топливом (фиг. 10. 25 и 10. 26).

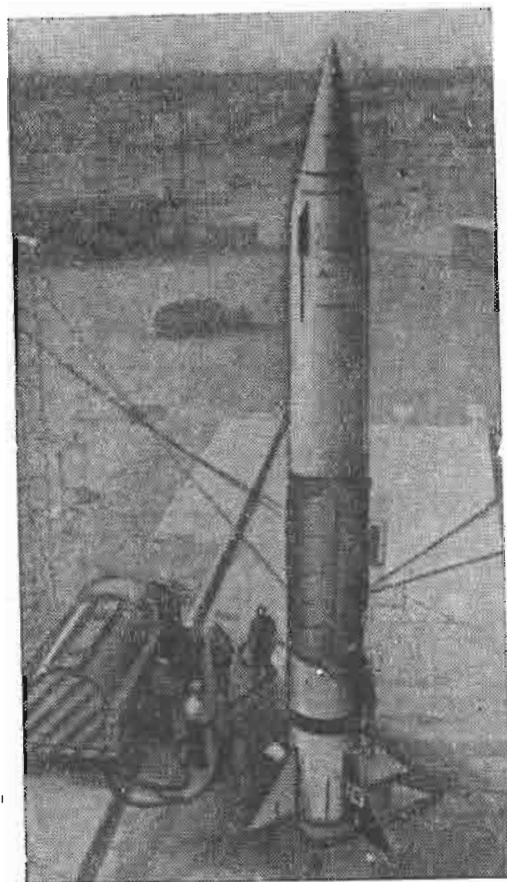
Большей частью, однако, ракета к старту доставляется в собранном виде, как это делалось, например, при запуске ракет V-2.



Фиг. 10.24. Установка ракеты «Викинг» на стартовый стол без головной части и стабилизаторов.



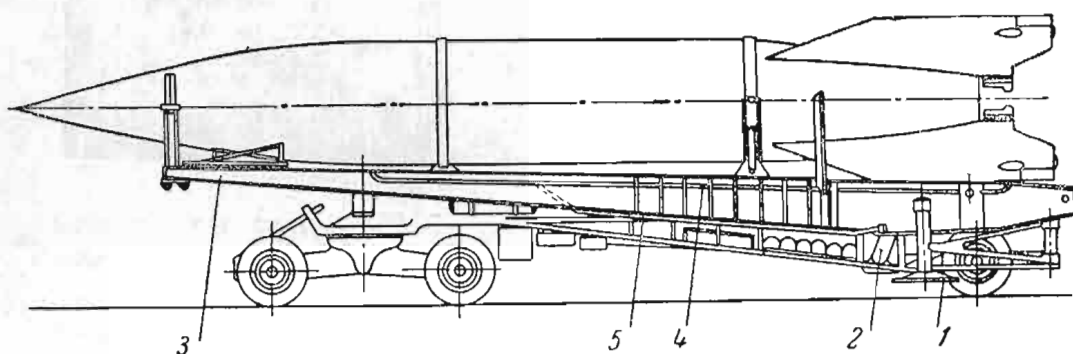
Фиг. 10.25. Заправка ракеты «Викинг» перекисью водорода.



Фиг. 10.26. Заправка ракеты «Викинг» спиртом. Кислородный бак закрыт теплоизолирующим капотом.

Транспортировка ракеты производится на грунтовом лафете (фиг. 10.27—10.30). На стартовой позиции к лафету на тележке подвозится пусковой стол. Этот стол скрепляется с лафетом, после чего начинается подъем ракеты.

Мост лафета при помощи гидравлических домкратов вместе с ракетой может подниматься до вертикального положения (фиг. 10.28). Таким образом, ракета устанавливается четырьмя стабилизаторами на пусковом столе. В конструкции стабилизаторов и хвостового отсека ракеты для восприятия стартового веса предусмотрены специальные усиления, через которые сила веса передается на основной нижний шпангоут корпуса, стыкующийся



Фиг. 10.27. Ракета на лафете (баллистическая ракета дальнего действия V-2).

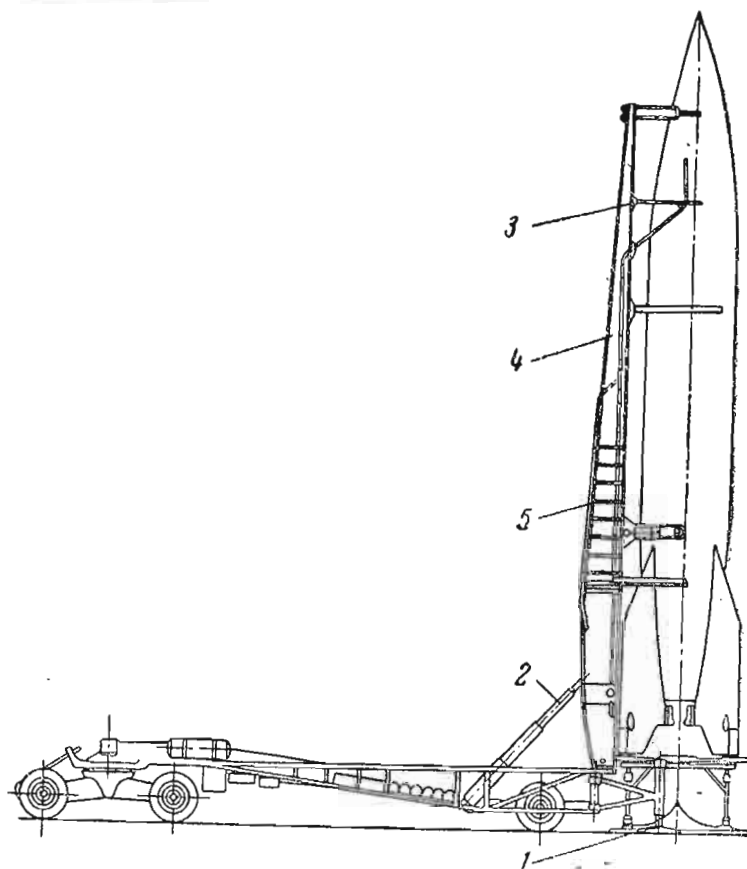
1—опорная пята, 2—домкрат, 3—откидной мостик, 4—стрела (подъемный мост) лафета, 5—лестница.

с хвостовым отсеком. На этот же шпангоут передается усилие тяги во время полета ракеты.

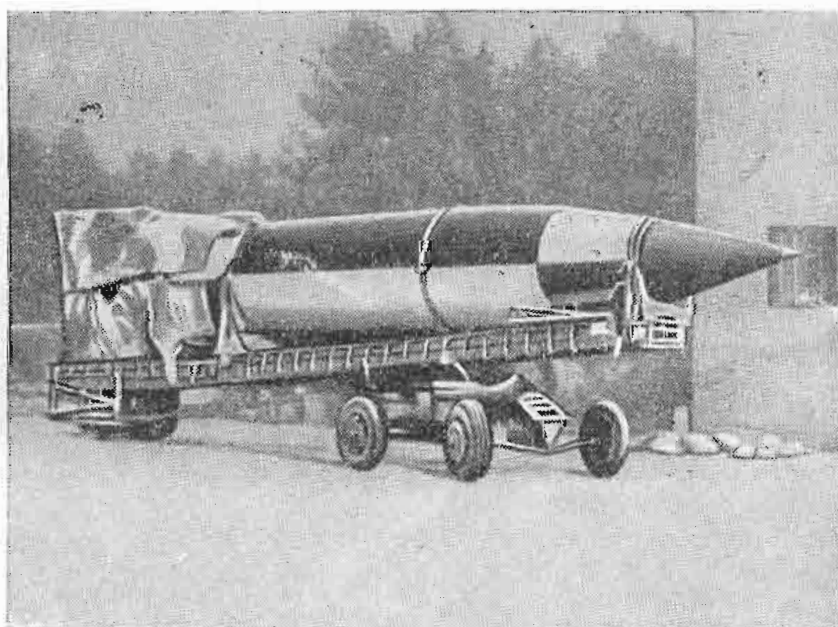
Для подъема моста 4 лафета (фиг. 10.27 и 10.28) служит гидравлический телескопический домкрат 2. Так как при подъеме центр тяжести ракеты перемещается относительно точек опоры (колес) назад, в конструкции лафета предусмотрены две опорные пяты 1. Они могут быть повернуты относительно вертикальной оси, чем достигается задний вынос точек опоры. Опорная пята 1 на фиг. 10.28 видна в положении, когда она уже оперта на грунт.

После полной установки на столе ракета освобождается от бандажей, связывающих ее с мостом (на фото фиг. 10.31 ракета показана как раз в момент снятия бандажей). Далее мост слегка отводится в сторону (фиг. 10.32) и при дальнейшей подготовке к старту служит в качестве лестницы, по которой обслуживающий персонал имеет возможность добраться до приборного и боевого отсеков. Для удобства работы опускаются откидные мостики (хорошо видны на фиг. 10.32). Один из мостиков находится на высоте двигательной установки, а другой — на высоте приборного отсека.

На фиг. 10.33 показана ракета, стоящая на пусковом столе. К столу прикреплена мачта для поддержания кабеля, по которому подается питание от передвижной электростанции во время назем-

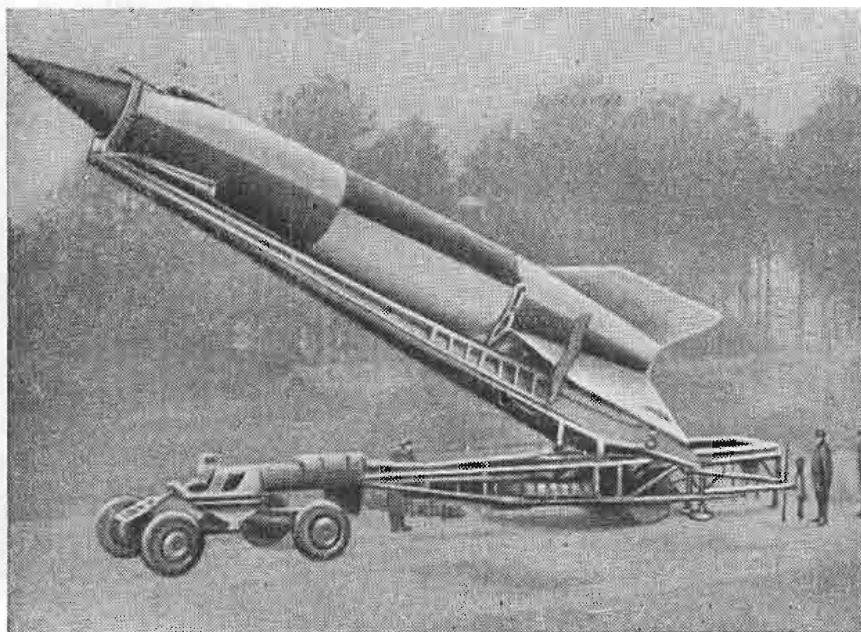


Фиг. 10.28. Ракета, поднятая до вертикального положения.  
Позиции те же, что и на фиг. 10.27.

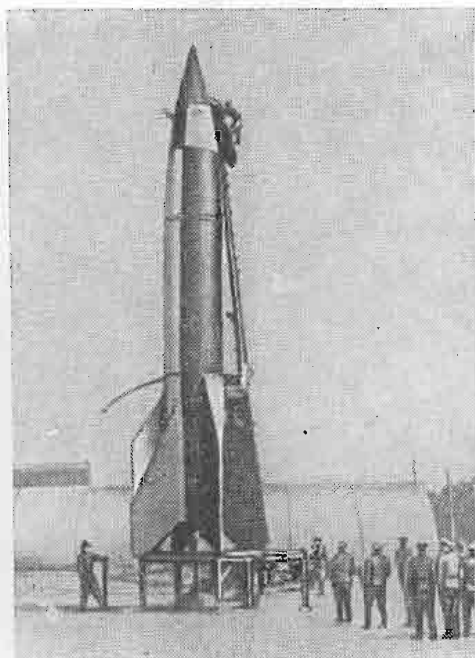


Фиг. 10.29. Ракета, подготовленная к транспортировке.

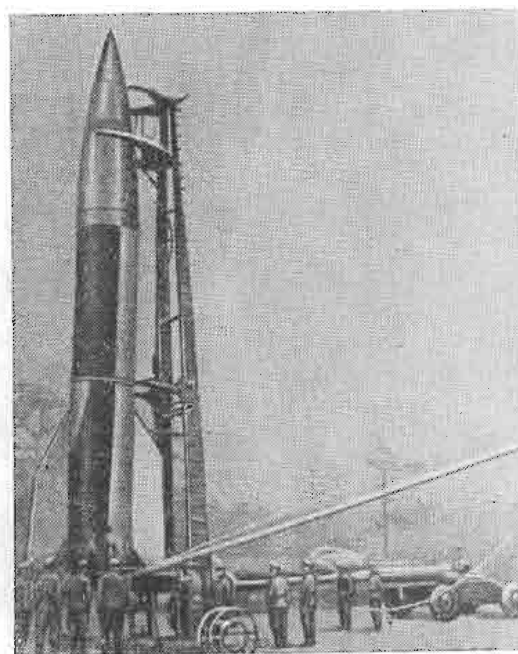




Фиг. 10.30. Подъем ракеты домкратом.



Фиг. 10.31. Установка ракеты на стол и освобождение ее от бандажей.



Фиг. 10.32. Ракета, установленная на пусковом столе.

ного испытания системы управления. При взлете кабель отключается и повисает на мачте, а система управления переходит на питание от бортовых батарей.

На фиг. 10.34 показан чертеж пускового стола.

Верхняя часть стола состоит из двух колец 1 и 2. Нижнее кольцо опирается на четыре стойки и имеет сверху желоб, выложенный шариками, на которых лежит верхнее кольцо. Таким образом оба кольца образуют конструкцию, подобную упорному шарикоподшипнику. Верхнее кольцо с установленной на нем ракетой может быть легко повернуто на нужный угол, и плоскость ракеты I—III (см. фиг. 9.17) может быть точно совмещена с плоскостью стрельбы. Поворот кольца осуществляется при помощи храпового механизма 4, соединенного с цепью 10.

При установке ракеты каждый из ее стабилизаторов располагается между упорами 9.

Внизу под пусковым столом расположен отражатель пламени 3 в виде конической плиты. Струя двигателя при пуске ракеты ударяется о плиту и растекается из-под стола в стороны.

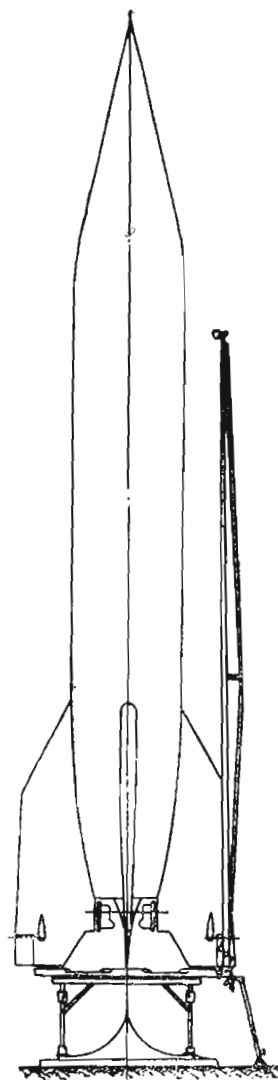
Трубки 5 и 6, прикрепленные к верхнему кольцу, служат для установки системы зажигания двигателя. Кабельная мачта крепится к кронштейну 8.

После того как ракета установлена на столе, начинается ее заправка топливом. В автоцистернах подвозится спирт. Жидкий кислород подвозится в больших сосудах Дюара, смонтированных на автоприцепах (фиг. 10.35).

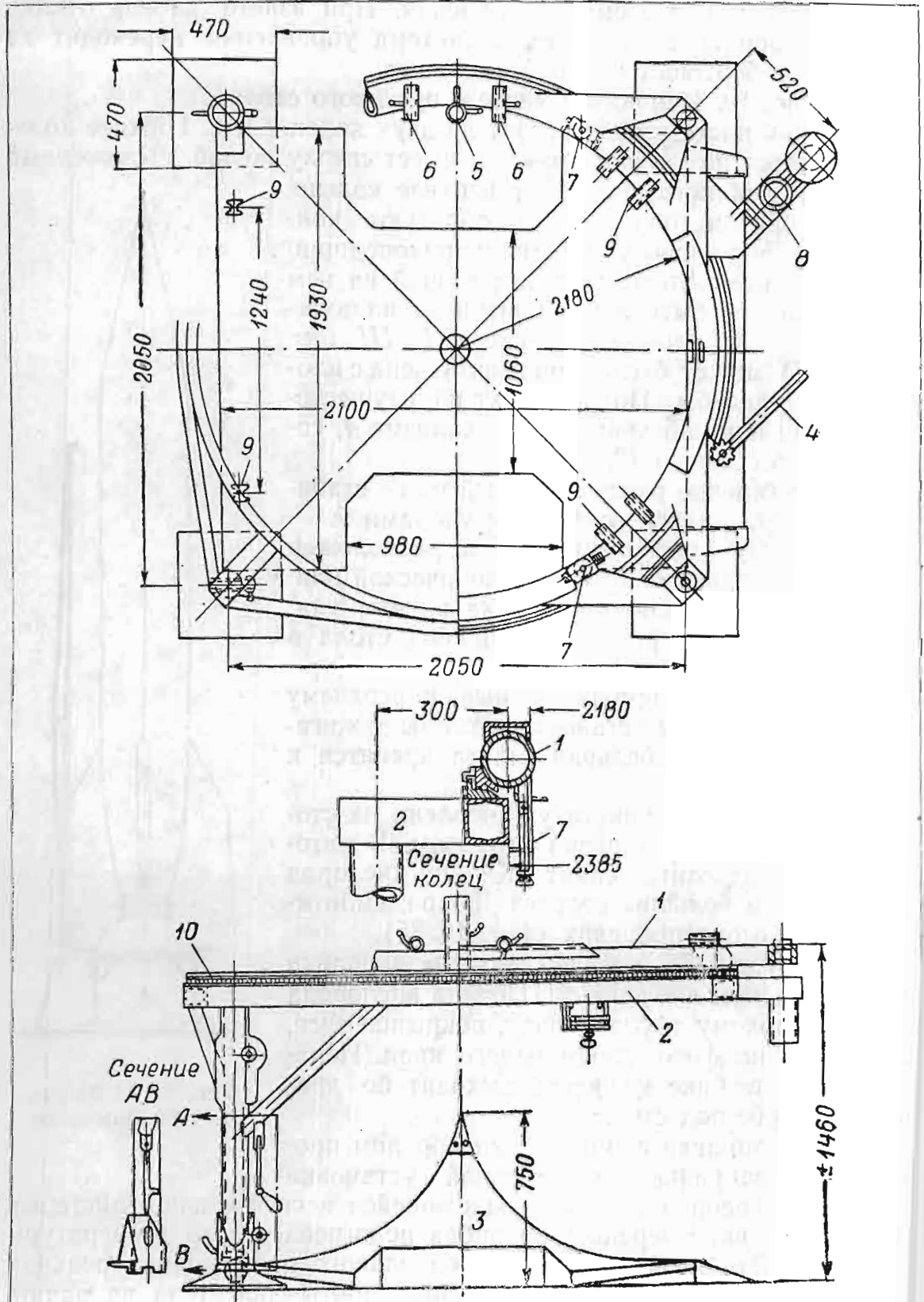
На фиг. 10.36 показан момент заправки ракеты жидким кислородом. Подача кислорода идет по гибкому трубопроводу, покрывшемуся, как видно на фото, слоем белого инея. Испаряющийся в баке кислород выходит по дренажной трубе под стол.

После заправки спиртом и кислородом производится заправка двигательной установки перекисью водорода, также подвозящейся в специальной цистерне. Перед заправкой перекись водорода подогревается до температуры 38—40° С. Это необходимо для правильного прохождения реакции образования парогаса и обеспечения работы двигателя на заданном режиме.

Перманганат калия заливается из переносных бидонов также в подогретом состоянии.

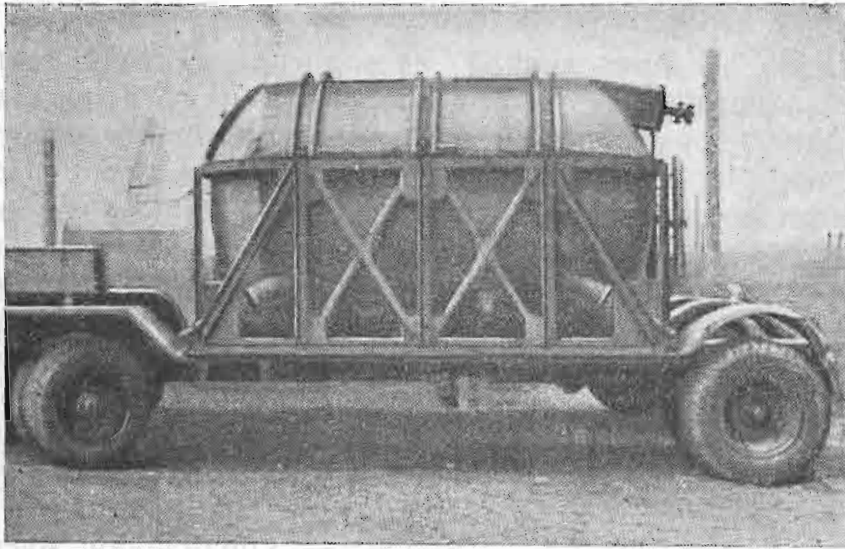


Фиг. 10.33. Ракета на пусковом столе.

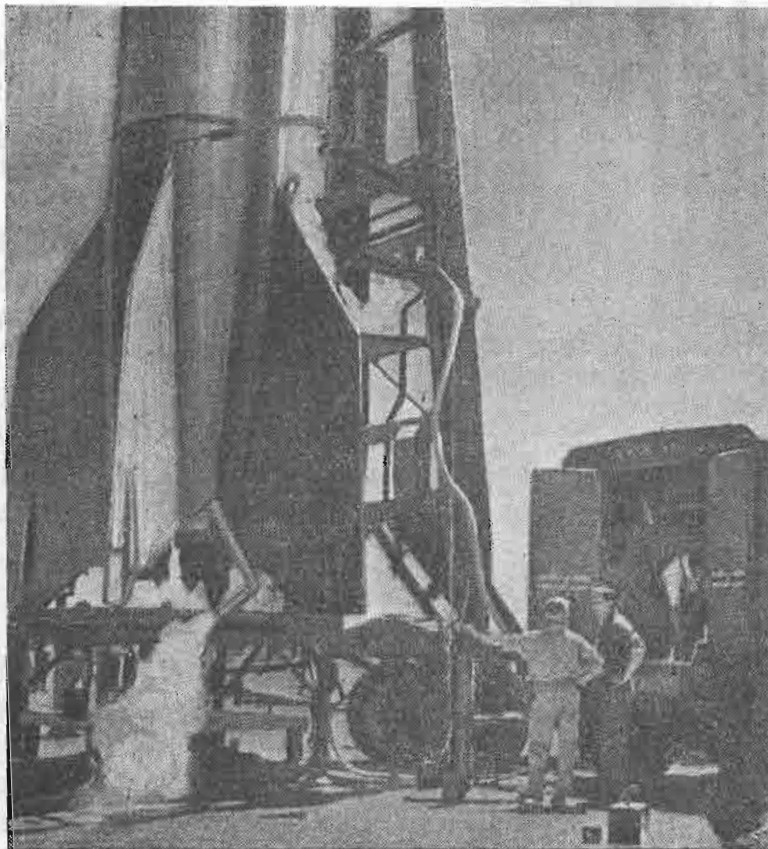


Фиг. 10.34. Пусковой стол.

1—верхнее кольцо, 2—нижнее кольцо с четырьмя стойками, 3—отражатель пламени, 4—храповый механизм для поворота верхнего кольца, 5, 6—трубки, 7—стопорный зажим, 8—опора мачты, 9—упоры, 10—цепь.



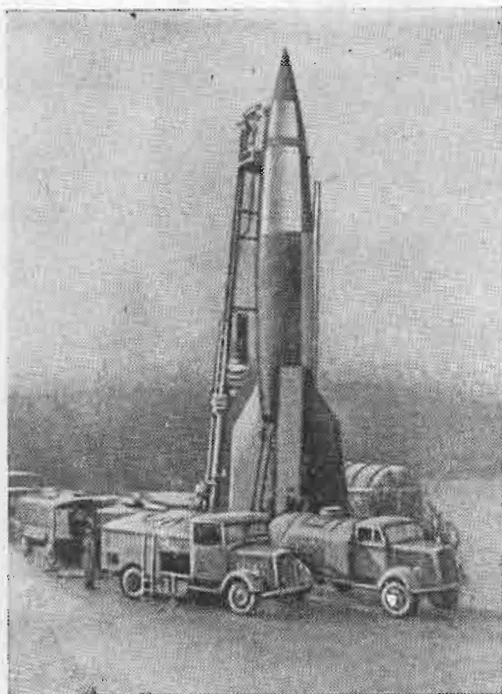
Фиг. 10. 35. Цистерна для жидкого кислорода.



Фиг. 10. 36. Заправка ракеты жидким кислородом.

Общий вид стартовой площадки в момент заправки ракеты показан на фиг. 10.37. Схема расположения обслуживающих машин при заправке изображена на фиг. 10.38.

Как видно из приведенной схемы, при обслуживании пуска дальней баллистической ракеты требуется много вспомогательного оборудования. Кроме упомянутых выше грунтового лафета, пускового стола и цистерн со спиртом, кислородом и перекисью водорода, в пусковое оборудование входят: насосная станция для кислорода;



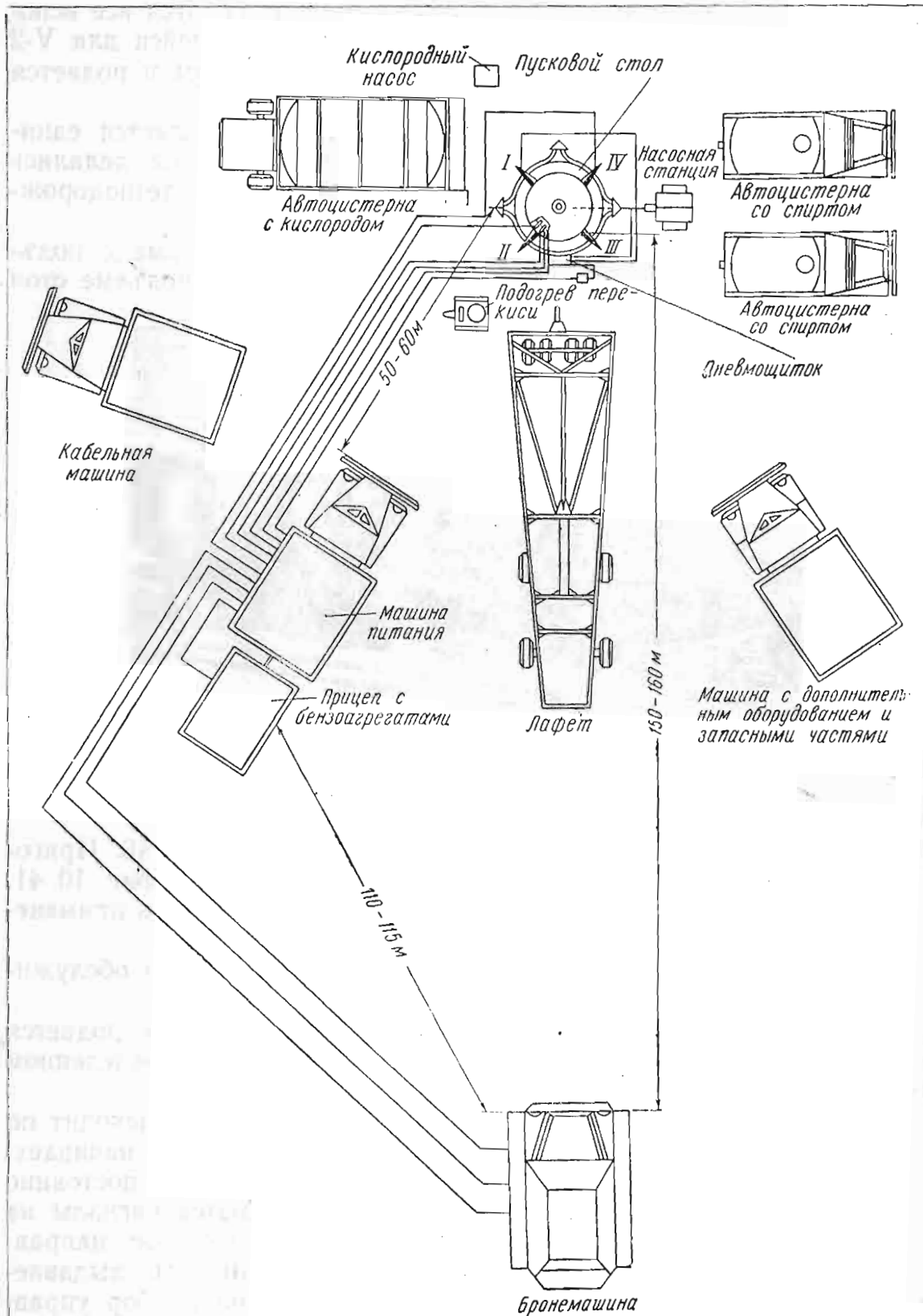
Фиг. 10.37. Общий вид стартовой площадки в момент заправки ракеты.

прицеп с насосом для перекачки спирта; подогреватель перекиси водорода; бидоны для перманганата калия; подогреватель перманганата калия; компрессорная станция, рассчитанная на получение давления до  $230 \text{ кг/см}^2$ ; аппарат для обдувки двигателя горячим воздухом; бронемашина для управления пуском; машина с приборами и пультом для горизонтальных испытаний; машина с приборами и пультом для вертикальных испытаний; машина с запасными частями; передвижная электростанция; прицеп с кабелями; прицеп с умформерной установкой; аккумуляторная станция; гусеничный тягач для лафета; тягач для пускового стола и команды; тягач для цистерны с кислородом; автобус для команды; машина для команды, производящей измерения; легковые посыльные машины; запасные грузовики. Таким образом,

уже из приведенного перечня для ракеты V-2 видно, что комплекс наземного оборудования оказывается достаточно сложным.

Назначение различных агрегатов, входящих в ведомость, понятно без объяснений. Нужно только дополнительно указать, что имеющаяся на ракете сложная система управления и автоматика подвергается перед пуском всесторонней проверке. Первым этапом проверки являются так называемые горизонтальные испытания, т. е. испытания, проводящиеся еще в тот момент, пока ракета лежит на лафете. Более серьезными являются вертикальные, или генеральные, испытания ракеты, уже стоящей на столе. Здесь проверяется работа клапанов, системы подачи двигателя, работа рулевых машинок и вообще всей системы автоматики.

Электро- и пневмопитание при пуске осуществляются передвижной электростанцией и передвижным компрессором.

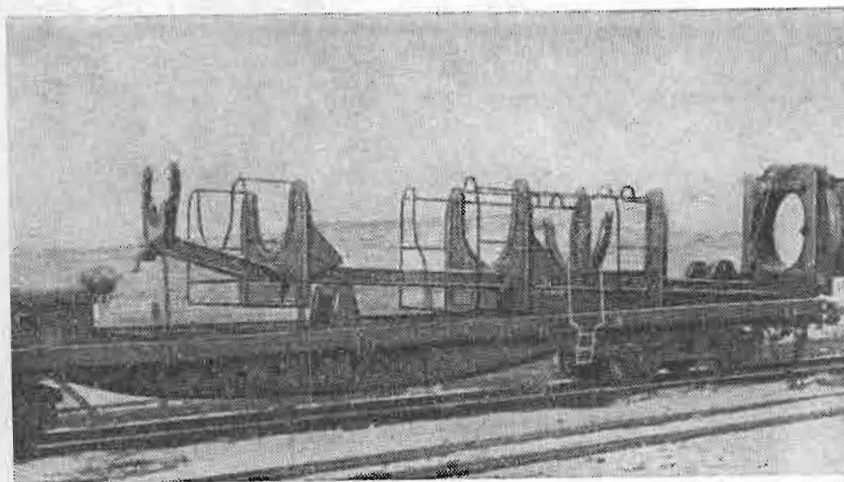


Фиг. 10.38. Схема расположения агрегатов, обслуживающих старт, во время заправки.

Непосредственно перед пуском с площадки удаляются все вспомогательные аппараты, кроме бронемашины, находящейся для V-2 на расстоянии около 150 м от стола. С этой машины и подается команда на пуск.

Пуск дальней ракеты с грунтового стола не является единственно возможным. Во время второй мировой войны делались также попытки осуществить пуск ракеты прямо с железнодорожной платформы.

На фиг. 10.39 показана железнодорожная платформа с подъемным мостом и перевозным стартовым столом. При подъеме стол



Фиг. 10.39. Железнодорожная платформа (лафет) с подъемным мостом и стартовым столом.

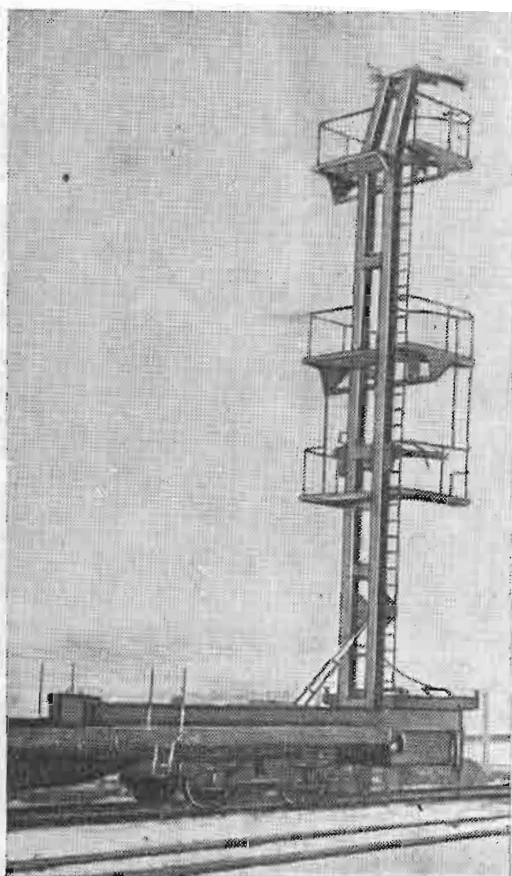
устанавливается на рельсах, как это видно на фиг. 10.40. Приготовленная к старту таким образом ракета показана на фиг. 10.41.

Описанная система пуска ракеты со стола может быть применена и для крупных зенитных ракет.

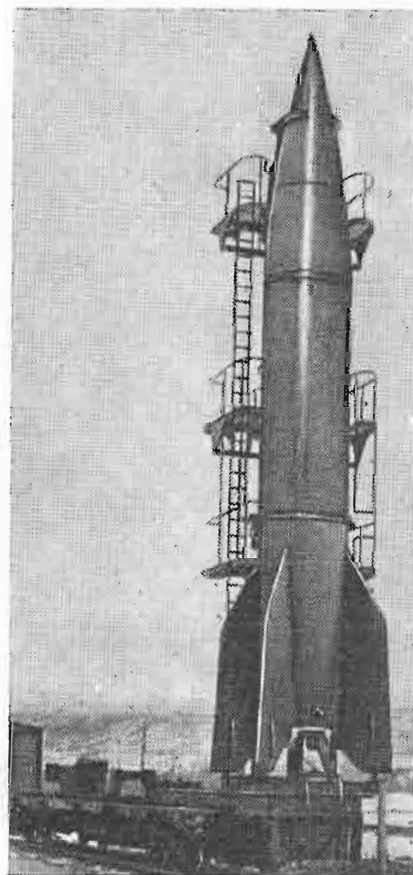
На фиг. 10.42 показана стартовая позиция и система обслуживания и наведения на цель зенитных ракет.

Цель обнаруживается радиолокатором, от которого подается сигнал персоналу, обслуживающему дальномер. При определенном расстоянии до цели ракета пускается.

На начальном участке в течение 6—8 сек. полет происходит по вертикали при автономной системе стабилизации. Далее начинается наведение ракеты на цель, расстояние до которой постоянно определяется дальномером. С дальномера подаются сигналы на счетно-решающий механизм, определяющий необходимое направление полета ракеты для встречи с целью. Результаты, выдаваемые счетно-решающим механизмом, передаются на прибор управления, и в зависимости от положения ракеты и данных счетно-решающего механизма подается нужный сигнал на антенну. Таким образом ракете задается нужное направление полета.

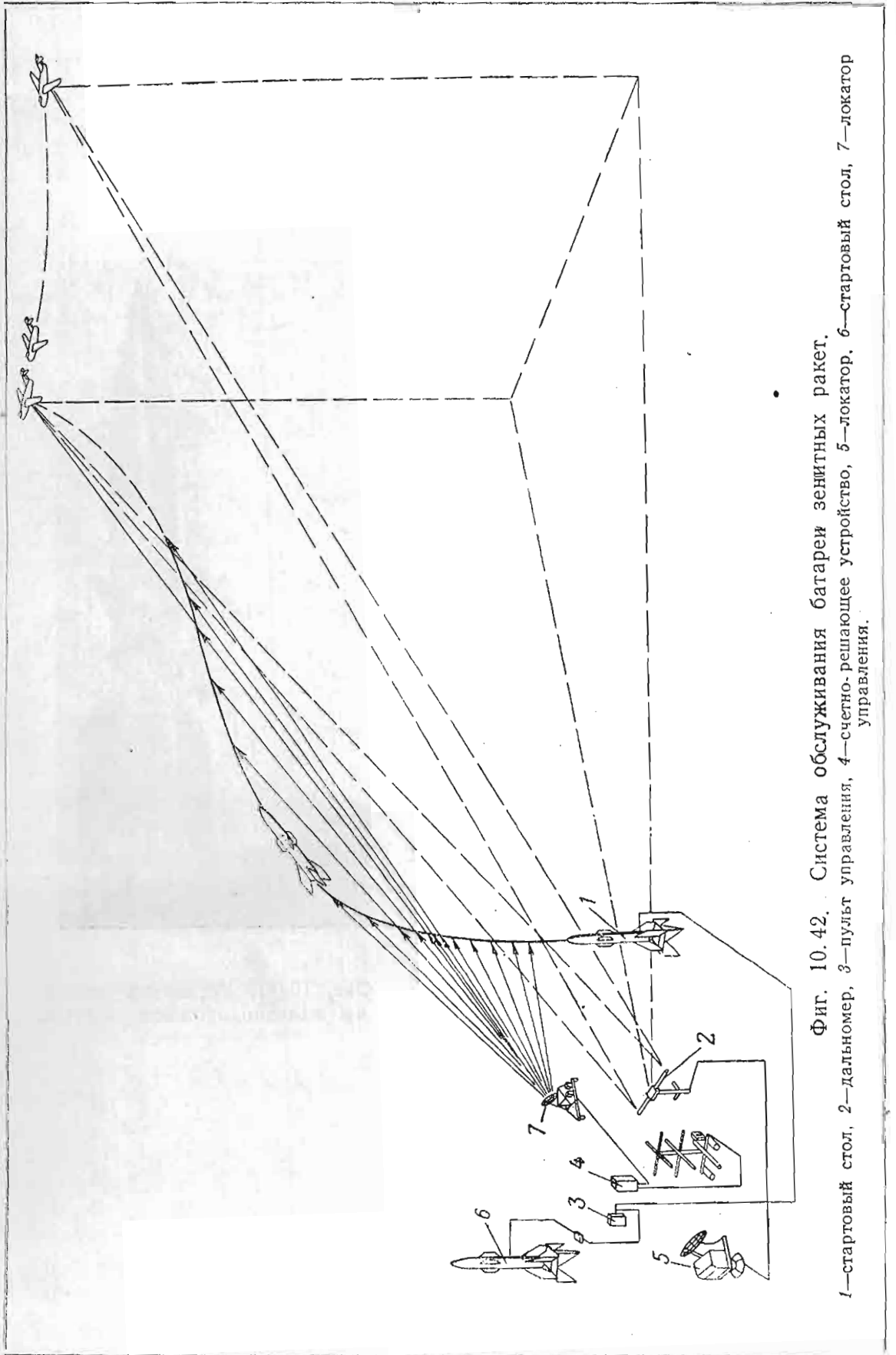


Фиг. 10.40. Железнодорожный лафет с поднятым мостом.



Фиг. 10.41. Установка ракеты на железнодорожном полотне.

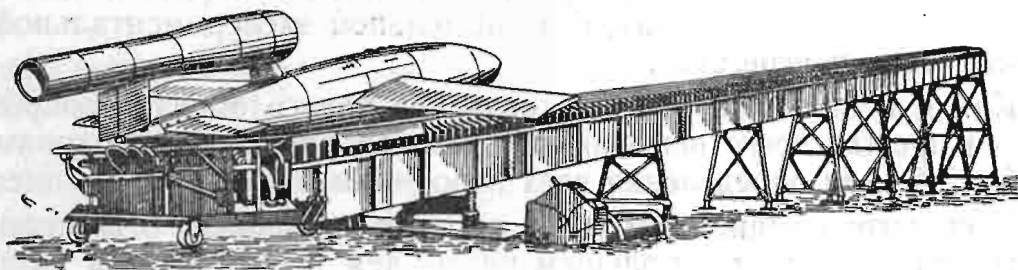




Фиг. 10.42. Система обслуживания батареи зенитных ракет.

В заключение остановимся кратко на стартовых устройствах самолетов-снарядов.

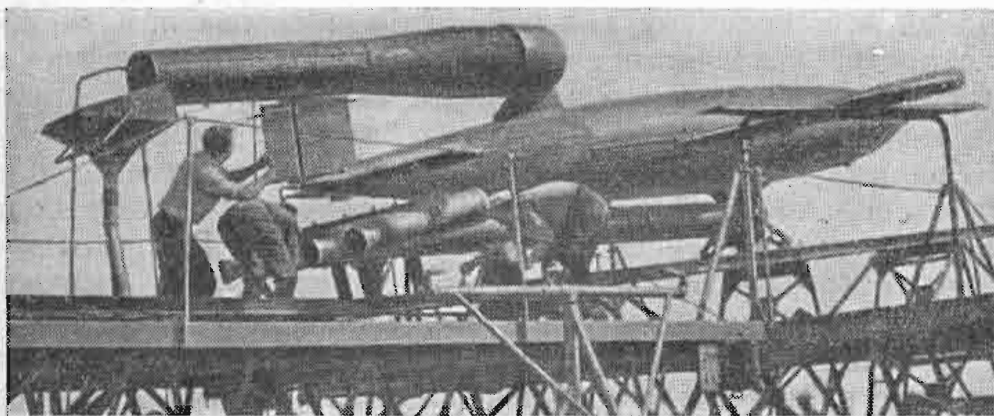
Одним из способов запуска самолетов-снарядов является применение специальной катапульты (фиг. 10.43). Самолет-снаряд разгоняется при помощи движущегося поршня, располо-



Фиг. 10.43. Катапульта для запуска самолета-снаряда.

женного под полозьями катапульты и приводимого в движение продуктами разложения перекиси водорода.

Такой способ решения проблемы пуска самолета-снаряда не может быть отнесен к числу удачных. Катапульта оказывается сложной и громоздкой, а главное, не маневренной, что в условиях военных действий является наиболее серьезным ее недостатком. Гораздо более удобной оказывается легкая пусковая установка



Фиг. 10.44. Подготовка самолета-снаряда к пуску при помощи пороховых ракет.

ферменного типа с направляющими полозьями и разгон при помощи пороховых ракет.

На фиг. 10.44 показана подготовка к пуску самолета-снаряда именно таким образом. На фото хорошо видны четыре стартовые пороховые ракеты.

Для самолетов-снарядов, как упоминалось в гл. II, возможен также пуск с самолета-матки.

### 3. ИСПЫТАНИЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И РАКЕТ

Каждая ракета, особенно ракета дальнего действия, при отработке проходит обширную программу испытаний как по отдельным узлам, так и в целом. Баллистическая ракета дальнего действия является слишком сложным и ответственным аппаратом, чтобы его можно было создать сразу, без тщательной экспериментальной доводки узлов и агрегатов.

Как и в самолетостроении, создание нового образца сопровождается прежде всего испытаниями модели ракеты в аэродинамической трубе для определения всех аэродинамических коэффициентов.

При изготовлении опытного образца наиболее ответственные узлы изготавливаются в большем числе, чем необходимо, и часть из них испытывается на прочность, в результате чего экспериментально определяется разрушающая нагрузка.

Детальной проверке подвергается система управления. На специальных стендах испытываются рулевые машинки и гиросприборы. Особо контролируется работа приборов в условиях высокочастотных вибраций, возникающих в корпусе ракеты при полете. Эти вибрации имитируются обычно на специальных вибрационных столах.

Самостоятельную и наиболее ответственную задачу представляет собой испытание и доводка двигателя.

Как и все прочие детали, элементы двигателя прежде всего подвергаются всестороннему контролю при изготовлении и сборке. В этот контроль входят прежде всего проверка соответствия полученных и заданных размеров, а затем испытание узлов, трубопроводов, элементов камеры и топливных баков на герметичность.

Собранный двигатель с системой подачи подвергается пневмо- и гидроиспытаниям. При пневмоиспытаниях в систему подается под избыточным давлением в 1—2  $\text{кг/см}^2$  воздух. Все узлы и сварные швы обмазываются снаружи при помощи кисти мыльной водой. Утечка воздуха через шов сразу дает о себе знать образованием мыльных пузырей. При гидравлических испытаниях дается уже полное рабочее, а иногда и повышенное по сравнению с рабочим давление. Возникновение утечки контролируется по падению давления в системе и по образованию капель на стыках и швах.

Двигатель в целом подвергается (опять-таки, как и все прочие агрегаты ракеты) функциональным испытаниям. При этом проверяется правильность работы отдельных узлов двигателя, устанавливается, насколько правильно работает автоматика, срабатывают ли клапаны, достаточно ли хорошо и надежно происходит подача жидких компонентов через подающие и охлаждающие тракты и пр.

После полной и всесторонней проверки приступают к огневым стендовым испытаниям. На специальном стенде устанавливается

двигатель и производится его запуск. С работающего двигателя снимаются наиболее важные характеристики и определяется их соответствие расчетным. При необходимости вводятся изменения в конструкцию.

На огневом стенде производится не только доводка конструкции двигателя. Исследование процессов, протекающих в ЖРД, требует широкой постановки экспериментов как с моделями (с малыми двигателями), так и с натурными двигателями. Для этой цели используются те же стенды, но с соответствующими изменениями в программе измерений.

Уже отработанные двигатели серийных машин также подвергаются стендовым испытаниям с целью определения (или уточнения) основных паспортных характеристик двигателя.

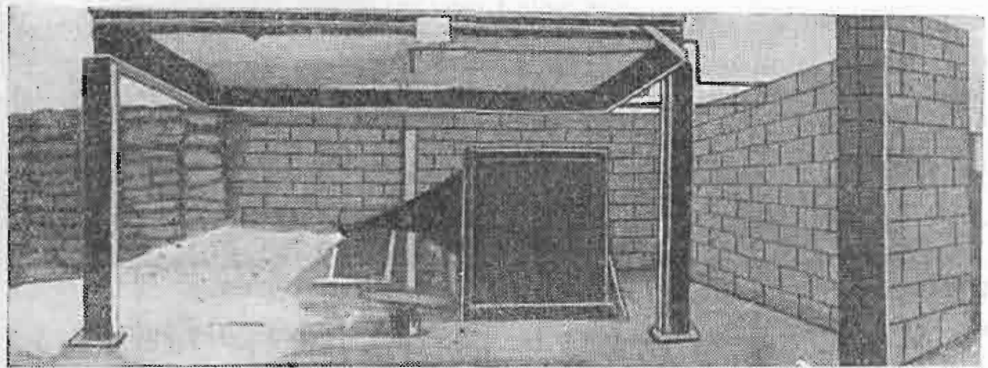
Опыт многих лет показывает, что вопреки довольно распространенному мнению, испытание ракетных двигателей не представляет серьезных опасностей для обслуживающего персонала. Однако при проведении стендовых испытаний требуется принятие целого ряда мер техники безопасности.

Прежде всего необходима осторожность в обращении с компонентами топлива, многие из которых являются вредно действующими на организм человека и едкими веществами. Среди них в первую очередь должны быть названы азотная кислота и перекись водорода. Известную опасность представляет и обращение с жидким кислородом. Следовательно, уже сама подготовка пуска должна предусматривать соблюдение определенных правил безопасности, таких, как, например, применение специальной одежды для персонала, участвующего в заправке топливных и вспомогательных резервуаров. На фиг. 10.25 видно, что лица, занятые заправкой ракеты перекисью водорода, одеты в специальную одежду.

Возможен взрыв камеры сгорания при неполадках двигателя. Подобные взрывы обладают большой силой, сопровождаются серьезными разрушениями и сплошь и рядом создают очаг пожара. Поэтому огневой бокс, т. е. место расположения двигателя при испытаниях, делается обычно полузакрытым, окруженным с трех сторон бетонными стенами для уменьшения осколочного действия и для локализации очага пожара при взрыве. Обслуживающий персонал находится в укрытиях, удаленных от двигателя. Управление запуском и остановкой двигателя делается дистанционным.

Сама организация стендовых испытаний требует также введения мероприятий техники безопасности. Производится подробный инструктаж обслуживающего персонала о правилах поведения и регламентируется порядок операций. Непосредственно перед пуском подается общий сигнал (обычно сиреной), предупреждающий о начале огневого испытания.

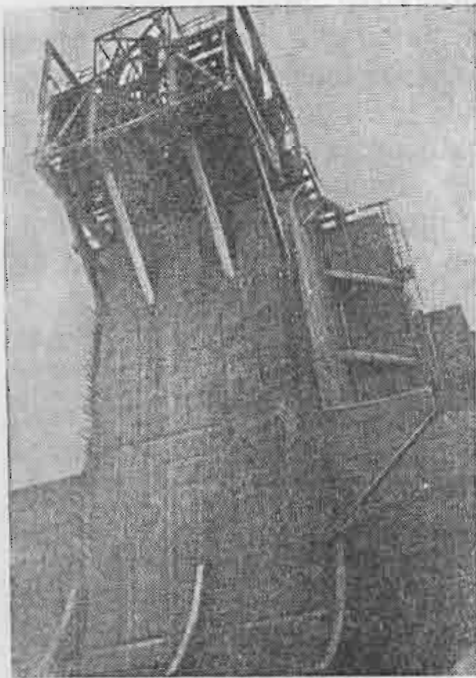
На фиг. 10.45 показан вид небольшого работающего на стенде жидкостного двигателя.



Фиг. 10. 45. Стендовые испытания ЖРД в небольшом огневом боксе.

Для больших двигателей создаются специальные испытательные станции. На фиг. 10. 46 показан стенд для испытания крупных двигателей с силой тяги до 220 т. Камера сгорания устанавливается наверху сооружения.

Струя из сопла направляется вертикально вниз вдоль стены, на нижний железобетонный отражатель.



Фиг. 10. 46. Стенд для испытания больших двигателей.

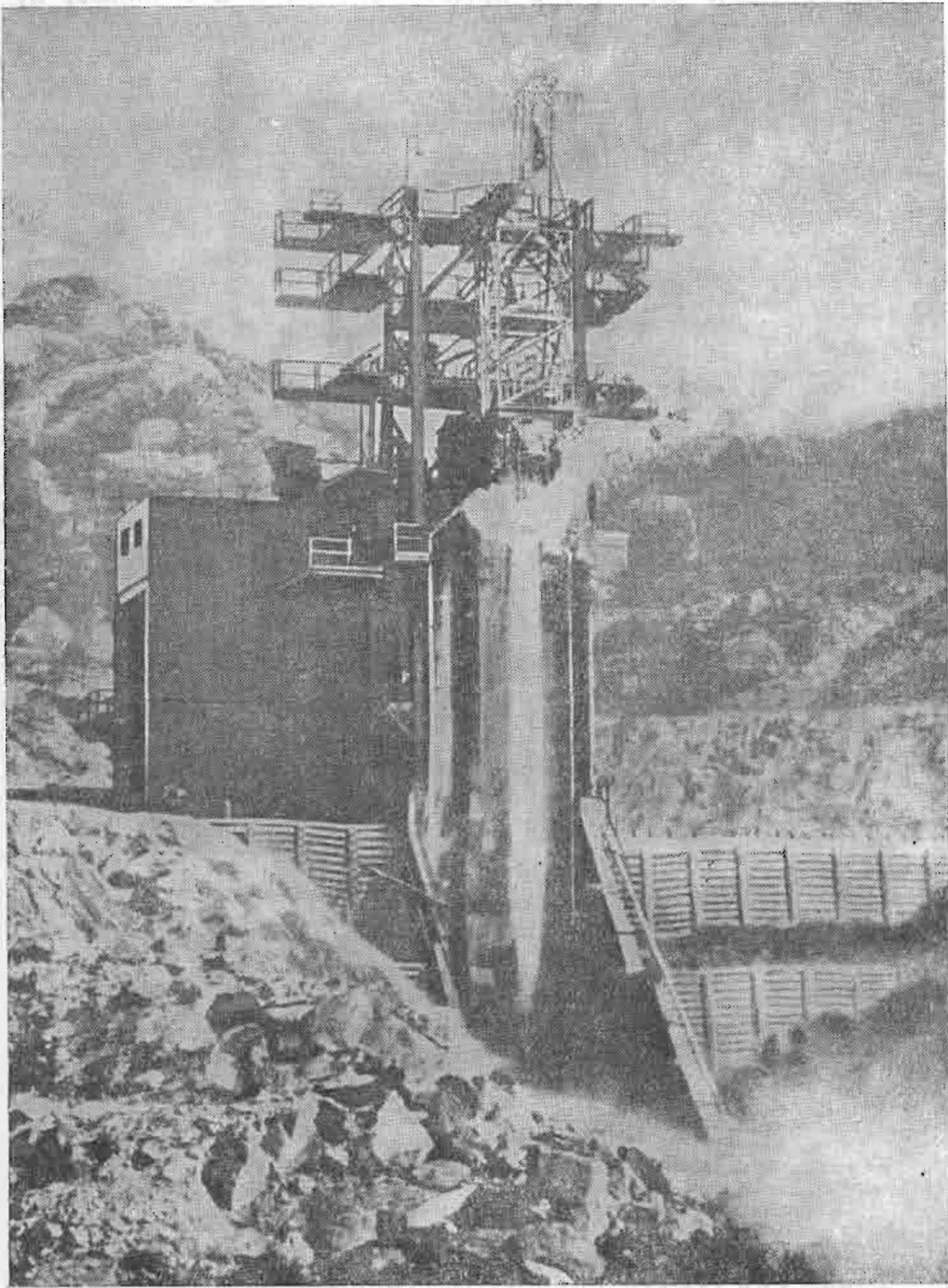
На фиг. 10.47 приведена фотография другого стенда с работающим двигателем.

Еще один большой стенд для испытания мощных ЖРД показан на фиг. 10. 48.

Испытательные стенды для больших ракетных двигателей располагаются, как правило, в районах, удаленных от жилых мест. Это необходимо хотя бы уже потому, что выход струи газов из крупного ракетного двигателя сопровождается сильным шумом. Полную характеристику шума работающего ракетного двигателя дать на словах очень трудно. Можно только сказать, что шум от работающего 25-тонного ЖРД во много раз превосходит шум от винтов мощного самолета и на небольшом расстоянии трудно переносим человеком.

На стенде у работающего двигателя непосредственно измеряются и определяются следующие основные параметры:

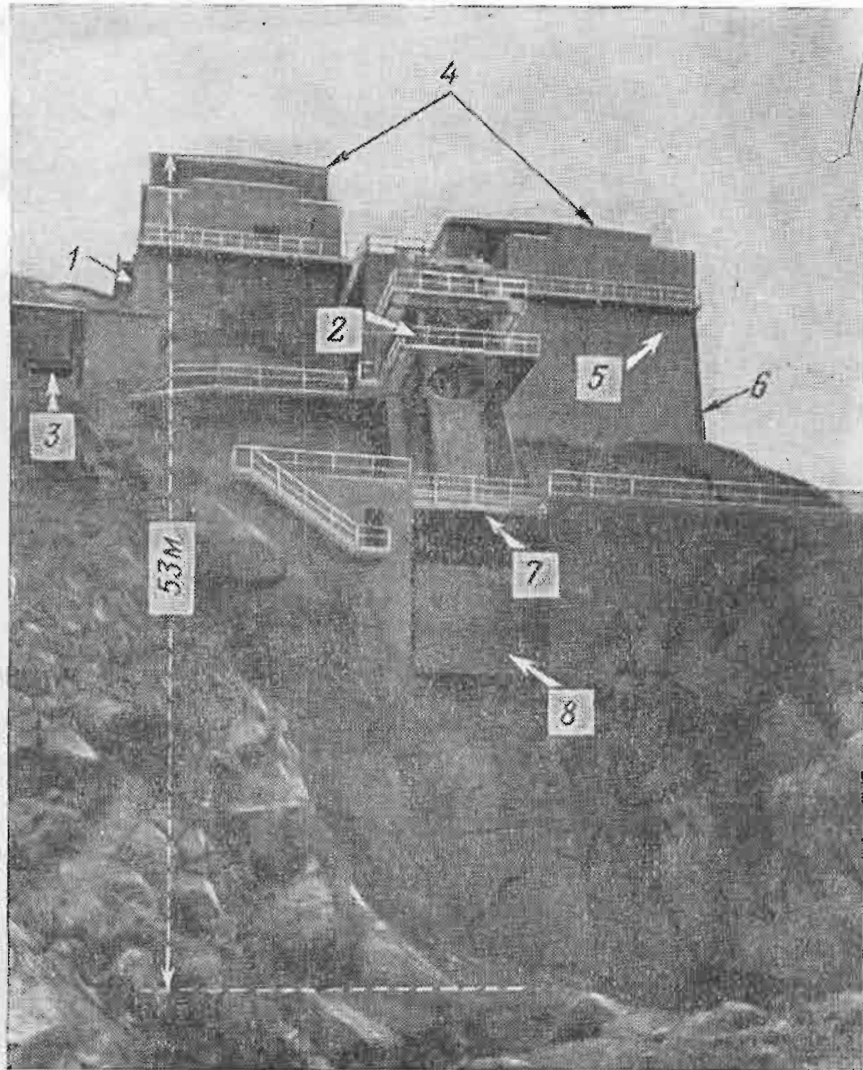
1. Сила тяги.
2. Расходы: а) горючего; б) окислителя; в) вспомогательных компонентов.



Фиг. 10.47. Стендовые испытания большого ракетного двигателя.

3. Давления: а) в камере сгорания; б) перед форсунками; в) в различных точках всасывающей и нагнетающей магистрали топливной системы.

4. Температуры: а) газа в камере сгорания и в сопле; б) стенок камеры; в) охлаждающей жидкости.



Фиг. 10.48. Стенд для испытания больших ЖРД.

1—насосное отделение, 2—рама для ЖРД, 3—смотровое окно, 4—топливные резервуары емкостью 56,7 т, 5—насосное отделение, 6—трубопровод для топлива, 7—перекидной мост, 8—выход струи.

5. Скорость истекающих газов.

6. Химический состав продуктов сгорания.

7. Различные параметры ТНА или вытеснительной системы подачи.

Сила тяги, расходы компонентов и давления определяются с достаточной степенью точности. Сила тяги измеряется обычно гидравлическим динамометром, расход — при помощи расходомеров. Давления измеряются манометрами.

Температуры газа и стенок определяются со значительно меньшей точностью. Температура в стенках камеры измеряется обычно при помощи предварительно заделанных в стенку термопар. Точность этих измерений невелика, поскольку в стенках устанавливается весьма значительный температурный градиент, а термопара имеет размеры, соизмеримые с толщиной стенки. Еще большие трудности представляет измерение температуры в камере и температуры потока газов большой скорости в сопле двигателя. Здесь обычно довольствуются приближенной оценкой температур, получаемой при помощи оптических пирометров.

Скорость истечения газов является величиной переменной по сечению среза сопла ракеты, и измерить ее в различных точках при существующей аппаратуре чрезвычайно трудно. Обычно довольствуются определением по полученной тяге и расходу средней эффективной скорости истечения.

Стендовые испытания дают наиболее полный и богатый материал для окончательной отработки двигателя.

После того, как двигатель отработан, можно приступать к испытаниям ракеты в целом. Эти испытания заключаются прежде всего в стендовых испытаниях ракеты с работающим двигателем для доводки всей автоматики в условиях, приближающихся к рабочим.

Следующим этапом являются летные испытания ракеты. Эта стадия наиболее ответственная.

Первые пуски боевой ракеты производятся, понятно, без боевого заряда. Вместо него на экспериментальных образцах устанавливается регистрирующая и радиопередающая аппаратура, а в различных точках ракеты располагается система датчиков для измерения важнейших параметров полета.

В полете измеряются:

1. Параметры работы двигателя: а) давление в камере; б) расход компонентов; в) параметры системы подачи (число оборотов турбины, давления в баках над зеркалом топливных компонентов).

2. Положение уровня компонентов в баках.

3. Температура в различных точках ракеты.

4. Осевые и боковые ускорения.

5. Аэродинамическое давление в различных точках корпуса.

6. Усилия и напряжения в наиболее ответственных узлах конструкции.

7. Амплитуда и частота возникающих вибраций.

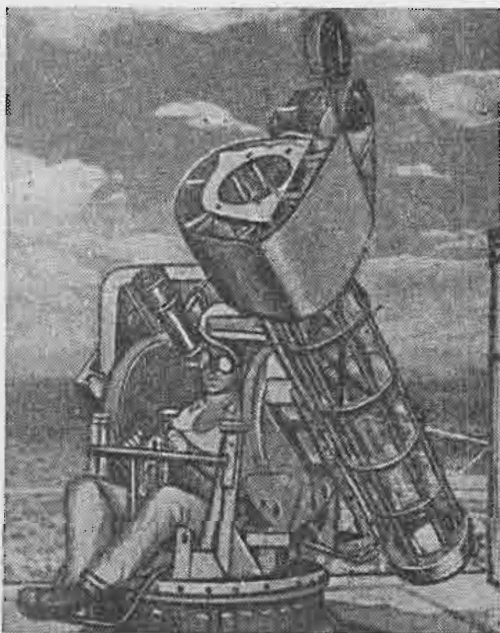
8. Параметры системы управления: а) углы поворота ракеты относительно гироскопических осей; б) углы поворота рулей; в) величина управляющих сигналов в некоторых промежуточных узлах автомата стабилизации и др.

Для измерения указанных величин применяются многочисленные датчики, а именно: датчики давления с различными диапазо-



нами измерения; датчики уровня; датчики температуры, действие которых основано на изменении электрического сопротивления с температурой. В качестве датчиков углов поворота рулей и ракеты в целом применяются реохордные потенциометры, выдающие соответствующие напряжения в зависимости от углов поворота. Для регистрации ускорений и вибраций служат инерционные датчики (типа массы, подвешенной на упругом элементе).

Все механические датчики (давления, ускорения, уровня) снабжаются реохордными или потенциометрическими устройствами, преобразующими показания датчиков в электрические сигналы, которые через радиоканалы передаются на наземную приемную станцию.



Фиг. 10.49. Кинотеодолитный аппарат.

Таким образом, в результате пуска ракеты удается установить законы изменения по времени ее основных полетных параметров.

Система организации измерений подобного рода носит название системы телеметрического контроля и представляет собой одну из важнейших отраслей современной ракетной техники. В настоящее время невозможно представить себе отработку больших ракет без применения системы телеконтроля. На основе данных телеконтроля испытатели получают уточненные сведения об условиях полета, а в случае неудачного пуска путем анализа полученных

данных могут установить причины этой неудачи и устранить их в будущем.

При летных испытаниях контроль за полетом осуществляется также при помощи кинотеодолитной съемки. За ракетой в пределах видимости ведется наблюдение — фиксируются ее координаты по времени с одновременным фотографированием ракеты на киноленте.

На фиг. 10.49 представлен общий вид одного из существующих в настоящее время кинотеодолитных аппаратов.

Материалы кинотеодолитной съемки, дополняющие данные телеконтроля, являются весьма важными для отработки конструкции ракеты. При отсутствии прямой видимости наблюдение за ракетой на траектории производится при помощи радиолокационных средств.

Пуск больших ракет представляет собой весьма ответственную

задачу. Мы уже знаем, что ракета, обладающая большой скоростью, даже не снаряженная боевым зарядом, производит при падении весьма большие разрушения. При экспериментальных пусках всегда возможны неудачи. Отказ двигателя или системы управления приводит к тому, что ракета падает либо в окрестности места пуска, либо со значительным недолетом или уклонением от цели. Возможен, наконец, и полный уход ракеты с предполагаемой трассы. В подобных случаях могут пострадать населенные пункты. Примером тому служат, например, не только экспериментальные, но и боевые пуски ракеты V-2 в Германии. Известно, например, что при обстреле Лондона уже отлаженными к тому времени ракетами V-2 из окрестностей Гааги из тысячи пусков восемьдесят было неудачных, причем пять ракет упало на Гаагу, произведя в городе большие разрушения.

Из всего сказанного нужно сделать вывод о том, что испытания дальних и высотных ракет должны производиться в пустынных местностях, а основная трасса ракет должна пролегать по ненаселенным районам. Наконец, сами пуски ракет могут производиться только после длительной подготовки, всесторонней и самой тщательной проверки оборудования.



## ЛИТЕРАТУРА

1. Абрамович Г. Н., Прикладная газовая динамика, Гостехиздат, 1953.
2. Болгарский А. В. и Шукин В. К., Рабочие процессы в жидкостно-реактивных двигателях, Оборонгиз, 1953.
3. Браславский Д. А. и Логунов С. С., Приборы на самолете, Оборонгиз, 1947.
4. Вопросы горения, Сборник статей № 2, Изд. иностранной литературы, 1953.
5. Гильзин К. А. Ракетные двигатели, Оборонгиз, 1950.
6. Зенгер Е., Техника ракетного полета, Оборонгиз, 1947.
7. Зенгер Е. и Бредт И., Дальний бомбардировщик с ракетным двигателем, Воениздат, 1946.
8. Иноземцев Н. В. и Зувев В. С., Авиационные газотурбинные двигатели, Оборонгиз, 1949.
9. Кондратюк Ю. В., Завоевание межпланетных пространств, Оборонгиз, 1947.
10. Коой И. и Ютенбогард И., Динамика ракет, Оборонгиз, 1950.
11. Королев С. П., Ракетный полет в стратосфере, Воениздат, 1934.
12. Лангемак Г. Э. и Глушко В. П., Ракеты, их устройство и применение, ОНТИ, Москва, 1935.
13. Левинсон Я. И., Аэродинамика больших скоростей, Оборонгиз, 1950.
14. Моторные топлива, масла и жидкости, т. I, Гостоптехиздат, 1953.
15. Оберт Г., Пути осуществления космических полетов, Оборонгиз, 1948.
16. Применко А. Е., Реактивные двигатели, их развитие и применение, Оборонгиз, 1947.
17. Россер Д., Ньютон Р., Гросс Г., Математическая теория полета неуправляемых ракет, Изд. иностранной литературы, 1950.
18. Саттон Д., Ракетные двигатели, Изд. иностранной литературы, 1952.
19. Синярев Г. Б. и Добровольский М. В., Жидкостные ракетные двигатели, Оборонгиз, 1955.
20. Терминология ЖРД, Изд. АН СССР, 1953.
21. Уимпресс Р. Н., Внутренняя баллистика пороховых ракет, Изд. иностранной литературы, 1952.
22. Физика и химия реактивного движения, Сборник № 2, Изд. иностранной литературы, 1948.
23. Цандер Ф. А., Проблема полета при помощи ракетных аппаратов, Оборонгиз, 1947.
24. Циолковский К. Э., Труды по ракетной технике, Оборонгиз, 1947.
25. Чернышев Н. Г., Роль русской научно-технической мысли в разработке основ реактивного летания, Изд. МВТУ им. Баумана, 1949.
26. Штернфельд А. А., Полет в мировое пространство, Гостехиздат, 1949.
27. Эно-Пельтри Р., Космические полеты, Оборонгиз, 1950.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Предисловие . . . . .	3
Введение . . . . .	5

### *Глава I*

#### **Основные соотношения теории реактивного движения**

1. Тяга ракетного двигателя . . . . .	15
Уравнение Мещерского . . . . .	15
Сила тяги . . . . .	16
Удельная тяга . . . . .	20
2. Формула Циолковского для идеальной скорости ракеты . . . . .	21
Идеальная скорость одноступенчатой ракеты . . . . .	21
Идеальная скорость составной ракеты . . . . .	24
Влияние силы земного тяготения . . . . .	26
3. Внешний коэффициент полезного действия ракетного двигателя . . . . .	27

### *Глава II*

#### **Типы реактивных летательных аппаратов и основы их устройства**

1. Беспилотные реактивные летательные аппараты и их назначение . . . . .	30
2. Снаряды наземной ракетной артиллерии ближнего действия . . . . .	32
3. Аппараты наземной ракетной артиллерии дальнего действия . . . . .	39
Способы увеличения дальности пороховых ракет . . . . .	39
Самолеты-снаряды . . . . .	42
Баллистические ракеты дальнего действия . . . . .	46
Аппараты сверхдальнего действия . . . . .	52
4. Зенитные ракеты . . . . .	53
5. Прочие типы реактивных летательных аппаратов . . . . .	64
Авиационные ракеты . . . . .	64
Некоторые другие типы ракет . . . . .	67

### *Глава III*

#### **Типы реактивных двигателей, их устройство и особенности работы**

1. Преобразование энергии и типы существующих реактивных двигателей . . . . .	72
Схема преобразования энергии . . . . .	72
Основные группы реактивных двигателей . . . . .	73
2. Воздушно-реактивные двигатели . . . . .	75

	<i>Стр.</i>
Турбореактивные двигатели (ТРД) . . . . .	75
Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) . . . . .	77
Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели . . . . .	81
3. Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) . . . . .	82
Типы существующих жидкостных ракетных двигателей . . . . .	82
Устройство жидкостного ракетного двигателя ракеты дальнего действия	90
Жидкостный ракетный двигатель с баллонной подачей . . . . .	94
Жидкостный ракетный двигатель самолета-перехватчика . . . . .	95

#### Глава IV

##### Топлива ракетных двигателей

1. Химическая энергия топлив ракетных двигателей . . . . .	100
Источники энергии для ракетных двигателей . . . . .	100
Процесс горения и химическая энергия . . . . .	100
Химическая энергия и теплота образования . . . . .	102
Теплотворная способность топлива . . . . .	104
Основные требования, предъявляемые к ракетным топливам . . . . .	106
Анализ горючих и окислительных элементов как компонентов ракетных топлив . . . . .	108
2. Современные топлива жидкостных и пороховых ракетных двигателей	113
Требования, предъявляемые к жидким топливам . . . . .	113
Классификация ракетных топлив . . . . .	115
Азотная кислота и окислы азота. Тетранитрометан . . . . .	117
Горючие, применяемые в топливах на основе азотной кислоты и окислов азота . . . . .	122
Жидкий кислород . . . . .	123
Горючие топлив на основе жидкого кислорода . . . . .	124
Перекись водорода . . . . .	125
Топлива на основе перекиси водорода . . . . .	126
Ракетные пороха . . . . .	127
Пути увеличения запаса химической энергии в топливах . . . . .	130
3. Энергия ядерных реакций и ее использование в ракетных двигателях	132
Ядро атома и дефект массы . . . . .	132
Ядерные реакции . . . . .	133
Проблема использования энергии ядерных реакций в ракетных двигателях . . . . .	134

#### Глава V

##### Процессы в камере сгорания ракетного двигателя

1. Горение в ЖРД . . . . .	140
Подготовительные процессы и горение в камере ЖРД . . . . .	140
Время пребывания топлива в камере сгорания . . . . .	144
Конструкция камер сгорания и головок двигателей . . . . .	145

	<i>Стр.</i>
Воспламенение топлива в ЖРД . . . . .	151
Вибрационное горение . . . . .	152
2. Горение ракетных порохов . . . . .	153
Скорость горения пороха . . . . .	153
Форма ракетных пороховых зарядов . . . . .	156
Горение порохового заряда в камере порохового двигателя . . . . .	157
Воспламенение ракетного порохового заряда . . . . .	158
3. Продукты сгорания и их свойства . . . . .	160
Параметры состояния газовой смеси . . . . .	160
Внутренняя энергия и теплоемкость газа . . . . .	162
Теплосодержание газа. Показатель адиабаты . . . . .	165
Химическая энергия и полное теплосодержание. Основное уравнение сгорания . . . . .	167
4. Термическая диссоциация и состав продуктов сгорания . . . . .	168
Термическая диссоциация и константы равновесия . . . . .	168
Влияние температуры и давления на состав продуктов сгорания . . . . .	169
Состав и температура продуктов сгорания в ракетных двигателях.	
Полнота выделения химической энергии . . . . .	170

### Глава VI

#### Течение продуктов сгорания по соплу ракетного двигателя

1. Основные законы движения газового потока . . . . .	174
Параметры газового потока . . . . .	174
Установившееся и неуставившееся течения газа . . . . .	176
Распределение скоростей по поперечному сечению потока. Одномерное течение . . . . .	177
Уравнение расхода . . . . .	179
Уравнение энергии . . . . .	179
2. Течение газового потока по сверхзвуковому соплу . . . . .	181
Скорость звука в газах . . . . .	181
Максимальная скорость истечения . . . . .	185
Зависимость параметров газа от местной скорости потока . . . . .	186
Зависимость местной скорости звука от скорости потока. Критическая скорость . . . . .	187
Форма сверхзвукового сопла . . . . .	189
3. Работа сопла ракетного двигателя . . . . .	192
Площадь критического сечения сопла . . . . .	192
Площадь выходного сечения сопла . . . . .	194
Уширение сопла. Термический к. п. д. ракетного двигателя . . . . .	196
Влияние рекомбинации газов и догорания топлива на течение газа по соплу ракетного двигателя . . . . .	198
Формы сопел ракетных двигателей . . . . .	200
4. Особенности сверхзвукового сопла. Характеристики ракетных двигателей . . . . .	202
Особенности сверхзвукового сопла и режимы его работы . . . . .	202
Характеристики ракетных двигателей . . . . .	204

	<i>Стр.</i>
5. Охлаждение жидкостных ракетных двигателей . . . . .	207
Теплообмен в ракетных двигателях . . . . .	207
Организация охлаждения двигателя . . . . .	210

### Глава VII

#### Силы и моменты, действующие на ракету в полете

1. Система сил, действующих на ракету в полете, и дифференциальные уравнения движения . . . . .	214
Координаты, определяющие положение ракеты в пространстве . . . . .	214
Силы, действующие на ракету . . . . .	216
Уравнения движения . . . . .	219
2. Земная атмосфера и ее свойства . . . . .	220
3. Аэродинамические силы . . . . .	227
Коэффициенты аэродинамических сил . . . . .	227
Составляющие аэродинамических сил и дозвуковое обтекание . . . . .	232
Особенности сверхзвукового обтекания . . . . .	237
Волновой кризис . . . . .	244
Влияние струи ракетного двигателя на аэродинамические силы . . . . .	247
Нагревание корпуса ракеты при больших скоростях полета . . . . .	248
4. Стабилизирующий и демпфирующий моменты . . . . .	250
Стабилизирующий аэродинамический момент . . . . .	250
Демпфирующий момент . . . . .	253
5. Управляющие усилия . . . . .	257
6. Изменение силы тяги и веса ракеты на траектории . . . . .	260

### Глава VIII

#### Траектория полета ракеты

1. Участки траектории . . . . .	263
2. Активный участок . . . . .	265
Активный участок баллистической ракеты дальнего действия . . . . .	265
Неуправляемая идеально стабилизирующаяся ракета . . . . .	269
3. Полет за пределами атмосферы в поле земного тяготения . . . . .	273
Уравнения движения . . . . .	273
Траектория полета . . . . .	275
Дальность полета . . . . .	280
Некоторые основные задачи освоения межпланетных пространств . . . . .	283

### Глава IX

#### Основные принципы стабилизации и управления

1. Способы стабилизации и управления ракетой . . . . .	286
Устойчивость и стабилизация . . . . .	286
Особенности возмущенного движения и стабилизация неуправляемых ракет . . . . .	288

	<i>Стр.</i>
Стабилизация при помощи автомата . . . . .	291
2. Гироскоп и его применение . . . . .	295
Свойства гироскопа . . . . .	295
Применение гироскопа . . . . .	300
3. Гироприборы и исполнительные органы автомата стабилизации ракеты дальнего действия . . . . .	302
Расположение и назначение рулей ракеты дальнего действия . . . . .	302
«Горизонт» . . . . .	304
«Вертиконт» . . . . .	306
Рулевые машинки . . . . .	308
Условия обеспечения устойчивости полета . . . . .	309
4. Промежуточные устройства автомата стабилизации ракеты дальнего действия . . . . .	315
Общая схема промежуточных устройств . . . . .	315
Дифференцирующий контур . . . . .	317
Преобразователь сигнала (модулятор) . . . . .	319
Усилитель и демодулятор . . . . .	321
5. Управление дальностью . . . . .	322
Способы управления дальностью . . . . .	322
Устройство и работа гироскопического интегратора . . . . .	325
6. Рассеивание при стрельбе ракетами . . . . .	328
Мера рассеивания . . . . .	328
Рассеивание неуправляемых ракет . . . . .	330
Рассеивание управляемых баллистических ракет . . . . .	333

### Глава X

#### Наземное оборудование и пусковые устройства

1. Пусковые устройства полевых, зенитных и авиационных ракет . . . . .	335
2. Подъемно-транспортное, заправочное и пусковое оборудование ракет дальнего действия . . . . .	348
3. Испытание ракетных двигателей и ракет . . . . .	362
<i>Литература</i> . . . . .	370



*Всеволод Иванович Феодосьев  
и Геннадий Борисович Синярев*

**ВВЕДЕНИЕ В РАКЕТНУЮ ТЕХНИКУ**

Издательский редактор *Г. Ф. Лосева*

Техн. редактор *И. М. Зудакин*

Г-22868      Подписано в печать 15/IX 1956 г.      Учетно-изд. л. 23,4  
Формат бумаги  $60 \times 92 \frac{1}{16} = 12$  бум. л.—23,75 печ. л., в т. ч. 1 вкл.  
Цена в пер. 9 р. 70 к.      Тираж 15000 экз.      Заказ 1325/1519

5 Типография Оборонгиза

ЖРД

