



**В. С. КНЯЗЬКОВ**  
**В. В. РОЖКОВ**

# **БОЕВЫЕ РАКЕТЫ**

**В. С. КНЯЗЬКОВ,  
В. В. РОЖКОВ**

# **БОЕВЫЕ РАКЕТЫ**

**МОСКВА  
ОРДЕНА «ЗНАК ПОЧЕТА» ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ СССР  
1977**

**6Т6**  
**К 54**

**Князьков В. С. и Рожков В. В.**  
**К-54 Боевые ракеты. М., ДОСААФ, 1977.**

223 с. с ил.

Книга знакомит читателей с физическими основами ракетного оружия, компоновочными схемами типовых ракет, назначением и устройством их важнейших узлов и агрегатов. Подробно рассматриваются конкретные конструкции отдельных боевых ракет: стратегических, войсковых, авиационных, зенитных, морских. Фактический материал изложен на основе данных, опубликованных в открытой отечественной и зарубежной печати.

Книга предназначена для молодых читателей, готовящихся к службе в Вооруженных Силах СССР.

К 11204—040—88—77  
072(02)—77

**6Т6**

---

## Глава I. УСТРОЙСТВО БОЕВОЙ РАКЕТЫ

В современных вооруженных силах развитых государств ракетное оружие занимает сейчас особое место. Ракетами самых различных классов и предназначений оснащены части и подразделения сухопутных войск, военно-морских сил, авиация и войска противовоздушной обороны. Арсенал боевых ракет простирается от ракет-малюток, переносимых одним человеком и действующих в радиусе нескольких километров, до стратегических многотонных гигантов, способных в считанные минуты преодолеть расстояния в тысячи километров.

Ракета — поистине оружие века. Соединив в себе огромные скорости и фантастическую разрушительную силу боеголовки, снаряженной ядерным зарядом, баллистические дальнобойные ракеты стали мощным, невиданным до сих пор средством вооруженной борьбы.

Роль и значение ракет в современных вооруженных силах трудно переоценить. Они могут применяться для подавления и уничтожения противника в наступлений, обороне, во встречном бою.

Боевые ракеты по своей конструкции очень сложны. К ним предъявляются разнообразные требования, вытекающие из характера современного боя. В соответствии с ними ракеты обладают определенными боевыми характеристиками, особенностями устройства, эксплуатации и боевого применения.

Почему одни ракеты выполняются крылатыми, а другие — бескрылыми? Почему одни стартуют вертикально, другие — с наклонных направляющих? Как дальнобой-

ная ракета управляется в полете и находит цель, расположенную за тысячи километров от места старта? Что такое ракетный двигатель и чем он отличается от реактивного? Как работает головка самонаведения? Сотни таких вопросов возникают перед молодым читателем.

Получить на них ответы и поможет эта книга.

## 1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ. КЛАССИФИКАЦИЯ

Прежде всего возникает вопрос: а что такое боевая ракета?

Правильным ответом можно считать следующий: это — беспилотный управляемый или неуправляемый на траектории летательный аппарат, совершающий полет под действием реактивной силы и предназначенный для доставки боевой части к цели.

В таком определении заложены все обязательные для любой боевой ракеты признаки. Во-первых, на боевой ракете нет пилота как звена управления. Во-вторых, перемещение ракеты в пространстве (полет) происходит под действием реактивной силы — за счет двигателя прямой реакции. В-третьих, на борту ракеты размещается боевая часть, которая доставляется к цели для оказания на нее определенного воздействия. Таким воздействием может быть уничтожение, разрушение, подавление, воспламенение цели или нанесение ей какого-либо другого ущерба. Значит, боевая часть и является тем полезным грузом, для перемещения которого собственно и предназначена ракета.

Может показаться, что летательные аппараты, обладающие всеми перечисленными признаками, должны быть похожи как две капли воды. Но это далеко не так.

По своему устройству, назначению или применению боевые ракеты резко отличаются друг от друга. Поэтому принято объединять их по определенным признакам в отдельные классы и группы, то есть классифицировать.

Обычно в основе классификации ракетного оружия лежат такие его признаки, которые присущи ряду ракет и позволяют четко выделять определенную группу (класс) из множества боевых ракет. Понятно, что их классификация может быть самой разнообразной.

Наиболее часто принимают во внимание признаки

оперативно-тактического характера: принадлежность ракеты к виду вооруженных сил, ее боевое назначение, место старта и расположение цели. Отличительными признаками могут быть также и конструктивные характеристики: тип двигателя, число ступеней, наличие системы управления, ее вид и т. д.

Рассмотрим более подробно каждую из названных групп.

По принадлежности к виду вооруженных сил боевые ракеты объединяются в группы, соответствующие составу вооруженных сил данного государства. Вооруженные Силы СССР, например, состоят из Ракетных войск стратегического назначения, Сухопутных войск, Военно-Воздушных Сил, Войск противовоздушной обороны (ПВО) страны, Военно-Морского Флота. Всего пять видов Вооруженных Сил. Значит, по этому признаку классификации существует пять групп боевых ракет.

Ракетное оружие каждой такой группы может быть довольно разнообразным и подразделяться, в свою очередь, на подклассы и подгруппы.

В Советской Армии самые дальнобойные ракеты сосредоточены в Ракетных войсках стратегического назначения, которые предназначены для решения важнейших стратегических задач, для достижения решительных целей в войне.

На вооружении Сухопутных войск состоят реактивные снаряды (РС) ближнего боя, противотанковые управляемые ракеты (ПТУР), войсковые ракеты дальнего действия (РДД). Все это оружие объединено в самостоятельный род войск — ракетные войска и артиллерия Сухопутных войск.

Кроме того, в составе Сухопутных войск находятся части и подразделения, вооруженные ракетами противовоздушной обороны. Организационно они могут входить в самостоятельный род войск — войска ПВО Сухопутных войск.

В Военно-Воздушных Силах ракетами вооружены самолеты различных родов авиации: истребительной, бомбардировочной, дальней. Ими могут оснащаться также и вертолеты, предназначенные для поддержки Сухопутных войск с воздуха. Авиационные ракеты служат для поражения как воздушных, так и наземных (морских) целей.

Много различных ракет и в Военно-Морском Флоте. Они состоят на вооружении надводного и подводного флотов, морской ракетноносной авиации, береговых ракетных войск, морской пехоты. Эти ракеты предназначены для уничтожения морских, воздушных и наземных целей.

В Войсках противовоздушной обороны страны есть два рода войск, вооруженных ракетами: истребительная авиация (ИА) и зенитные ракетные войска (ЗРВ). Их главная задача — прикрыть от ударов с воздуха административные и экономические центры, группировки войск и другие важные объекты.

**По боевому назначению ракеты делятся на тактические, оперативно-тактические и стратегические.**

К тактическим относятся ракеты, применяющиеся в интересах общевойсковых соединений. Они используются для поражения объектов, расположенных непосредственно на поле боя и в тактической глубине обороны противника.

Оперативно-тактические ракеты, как это видно из самого наименования, предназначены для выполнения задач и тактического и оперативного характера.

Стратегические ракеты — надежное средство доставки к цели ядерных зарядов большой мощности. Иногда их условно делят еще и на подгруппы: ракеты средней дальности и межконтинентальные.

Все стратегические и оперативно-тактические ракеты, а также некоторая часть тактических могут доставлять к цели ядерные боеприпасы. Поэтому их так и называют — носители ядерного оружия.

Весьма наглядной получается классификация, если рассматривать ракеты относительно местоположения старта и цели. По этому признаку все боевые ракеты делят на следующие основные классы: «земля—земля», «земля—воздух», «земля—корабль», «воздух—земля», «воздух—воздух», «воздух—корабль», «корабль — земля», «корабль—воздух», «корабль—корабль».

Первые три класса роднит то, что пусковые установки и стартовые устройства ракет располагаются на земле.

Класс «земля—земля» объединяет все стратегические, оперативно-тактические и тактические ракеты, предназначенные для обстрела наземных целей с поверхности

земли. Это самый обширный класс ракет по назначению, характеру выполняемых задач и дальности действия.

Ракеты, входящие в класс «земля—воздух», образно говоря, всегда нацелены в небо. Их назначение — поражать воздушные цели. У зенитных ракет ближнего и дальнего действия пусковые установки могут быть подвижными, самоходными и стационарными.

Боевые ракеты класса «земля—корабль» служат для поражения морских целей и находятся в распоряжении береговых ракетных подразделений и частей.

Следующие три класса ракет также родственны. Термин «воздух», означающий место старта, показывает, что все эти ракеты — боевое оружие авиации.

Самые мощные авиационные ракеты относятся к классу «воздух—земля». Для поражения различных целей, расположенных на земле, ими вооружаются самолеты истребительной, бомбардировочной и дальней (стратегической) авиации.

В класс «воздух—воздух» входят управляемые и неуправляемые ракеты воздушного боя. Они применяются для уничтожения самолетов, вертолетов и других летательных аппаратов.

Особо выделены ракеты класса «воздух—корабль», которыми, как правило, вооружаются самолеты морской ракетноносной авиации. Их задача — уничтожение морских целей.

Последние три класса объединяют боевые ракеты надводных и подводных кораблей, предназначенные для решения широкого круга различных задач.

В класс «корабль—земля» входят боевые ракеты надводных кораблей и подводных лодок, применяемые для нанесения ударов по береговым объектам противника, а также по целям, удаленным на значительные расстояния от прибрежных районов.

Все корабельные зенитные ракеты относятся к классу «корабль—воздух». Они прикрывают корабли от ударов воздушного противника и по своей конструкции, принципам боевого использования могут быть в некоторых случаях аналогичны ракетам класса «земля—воздух».

Ракеты, составляющие отдельный класс «корабль—корабль», служат оружием морского боя. Однако не ис-

ключено использование этих ракет и для нанесения ударов по объектам, расположенным на побережье.

Наиболее обширна классификация ракет по конструктивным признакам.

Рассмотрим хотя бы один из основных признаков — тип двигателя. В соответствии с ним все ракеты, в том числе и перспективные, можно разделить на пять групп (классов). Так, боевые ракеты, снабженные жидкостными ракетными двигателями (ЖРД), работают на жидком топливе. Его компоненты — горючее и окислитель — размещаются на борту ракеты в специальных емкостях (баках).

Столь же многочисленны ракеты, двигатели которых работают на топливе, находящемся в твердом агрегатном состоянии. Именно поэтому их и называют ракетными двигателями твердого топлива (РДТТ). Отличительная особенность боевых ракет с РДТТ заключается в том, что весь запас топлива размещается непосредственно в камере сгорания. Снаряжение им производят только в заводских условиях.

Менее универсальны боевые ракеты с воздушно-реактивными двигателями (ВРД). Ракета заправляется на земле только горючим, а в качестве окислителя использует кислород воздуха. Естественно, что потолок полета таких ракет ограничен пределами атмосферы.

Не исключена возможность применения в боевых ракетах двигателей, работающих на сочетании твердых и жидких компонентов топлива. Например, в качестве горючего может использоваться твердое вещество, тогда окислитель — жидкий. Но может быть и наоборот: горючее — жидкое, а окислитель — твердый. Компонент, находящийся в твердом состоянии, как правило, целиком размещается в камере сгорания, аналогично топливу в РДТТ, а жидкий подается в нее, как в ЖРД. Очевидно, что ракеты с такими двигателями сочетают в себе признаки, характерные для ракет с ЖРД и РДТТ, поэтому их и назвали гибридными ракетными двигателями (ГРД).

Все рассмотренные реактивные двигатели имеют один общий признак: энергия, необходимая для перемещения ракеты в пространстве, получается за счет химической реакции горения топлива. Понятно, почему такие двига-

тели объединяют иногда общим названием — химические реактивные двигатели (ХРД).

В принципе возможно использование в двигателях боевых ракет и ядерной энергии, получающейся в результате реакций деления, синтеза или радиоактивного распада ядер атомов некоторых элементов. Силовые установки такого типа называются ядерными реактивными двигателями (ЯРД).

По числу ступеней боевые ракеты делятся на **одноступенчатые** и **составные**. Так как последние состоят из нескольких ступеней, то и возникло название — многоступенчатые ракеты.

Сколько же ступеней может быть в ракете? В принципе — сколько угодно. Но составные боевые ракеты бывают, как правило, двух- и трехступенчатыми. Боевой частью снабжается только последняя ступень, которая, в сущности, является одноступенчатой ракетой. Отделение каждой ступени от последующих, продолжающих полет, происходит по мере израсходования топлива.

Форма ракеты — немаловажный признак, определяющий как ее устройство, так и траекторию полета. В соответствии с этим различают два больших класса ракет: **баллистические** и **крылатые**.

К баллистическим относят ракеты, полет которых происходит в основном по баллистической траектории. Именно по такой траектории летит, например, камень, пущенный рукой человека, снаряд, вылетевший из ствола артиллерийского орудия. У баллистических ракет отсутствуют несущие поверхности (крылья). В некоторых случаях они снабжаются лишь небольшими стабилизаторами, чтобы обеспечить устойчивый полет в плотных слоях атмосферы.

Что отличает боевую крылатую ракету? Прежде всего наличие планера. Внешне некоторые ракеты этого класса могут напоминать реактивный самолет-истребитель.

В настоящее время все боевые ракеты в зависимости от возможности управления делятся на две группы: **неуправляемые** и **управляемые**.

К неуправляемым относятся ракеты, направление полета которых определяется в момент старта положением пускового устройства. Разумеется, возможность управления полетом ракет на траектории существенно

увеличивает точность стрельбы. Поэтому группа управляемых ракет более обширна, чем неуправляемых. По способу управления все они делятся на четыре основные класса: с автономным управлением, телеуправлением, самонаведением и с комбинированным управлением.

Приведенная классификация боевых ракет, разумеется, не исчерпывает всех признаков. Мы остановились лишь на тех, которые чаще всего используются на практике.

Твердое знание и правильное понимание классификации ракет необходимо каждому, кто интересуется ракетным оружием. Ведь она — не самоцель, а ключ к их изучению. Читатель может по характеристике представить образец ракеты. Внимательно прочтите такие, например, определения:

«Оперативно-тактическая крылатая ракета класса «земля—земля» с воздушно-реактивным двигателем и автономной системой управления»; «стратегическая трехступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета с РДТТ и комбинированной системой управления»; «зенитная крылатая одноступенчатая ракета с ЖРД и системой телеуправления»; «авиационная неуправляемая твердотопливная ракета класса «воздух—воздух».

Не правда ли, каждое из этих определений достаточно полно характеризует основные боевые свойства столь непохожих друг на друга ракет? Нетрудно убедиться, насколько удобно это делать с помощью рассмотренной классификации.

## 2. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К РАКЕТАМ

**Ракетный комплекс** — система оружия, которая кроме ракет включает также наземное (корабельное, авиационное) оборудование: пусковые устройства, аппаратуру управления, испытательные, заправочные, подъемно-транспортные и другие вспомогательные системы, агрегаты и механизмы, обеспечивающие эксплуатацию ракет.

Так что мало создать боевую ракету, надо еще приготовить все то, что обеспечивает ее технически грамотную эксплуатацию и надежный пуск в заданный момент.

Ведь надежное поражение цели обеспечивается не только ракетой, а ракетным комплексом, в котором все оборудование, вплоть до мельчайших деталей, тесно взаимосвязано.

Требования к боевым ракетам и комплексам можно подразделить на общие, эксплуатационные и производственно-экономические.

Общие требования, предъявляемые к ракете, определяют ее основные характеристики: дальность и точность стрельбы, могущество действия у цели, надежность.

Исходя из задач, выполняемых ракетами конкретного класса и назначения, одним из основных является требование дальности пуска (стрельбы). Совершенно ясно, что ракета не может предназначаться для поражения целей только на одной, какой-то заранее рассчитанной дальности: тогда надо было бы иметь бесчисленное множество ракет. Вот почему ракета любого класса должна обеспечивать обстрел целей в некотором диапазоне дальностей: от минимальной до максимальной.

Весьма важно и то, что диапазоны дальностей ракет различных типов, но предназначенных для решения сходных задач, должны перекрываться. Благодаря этому, во-первых, ликвидируются диапазоны необстреливаемых дальностей, во-вторых, появляется возможность применения обоих типов ракет для поражения одного объекта. Анализируя требования, предъявляемые к ракете, нельзя рассматривать изолированно друг от друга такие характеристики, как точность стрельбы и могущество действия у цели. И вот почему. Точность стрельбы характеризуется величиной среднего отклонения траектории от цели или ее центра. А могущество действия ракеты у цели зависит от величины заряда боевой части. Она выбирается с таким расчетом, чтобы наиболее эффективно выполнить боевую задачу.

Представим себе идеальный случай — каждая ракета точно попадает в центр цели. Тогда для выполнения боевой задачи потребуется только одна ракета с той минимальной величиной боевого заряда, которого достаточно для уничтожения или разрушения цели. Но в силу множества объективно существующих причин ракеты отклоняются от цели в соответствии с законом рассеивания. Отсюда следует вывод: для обеспечения одина-

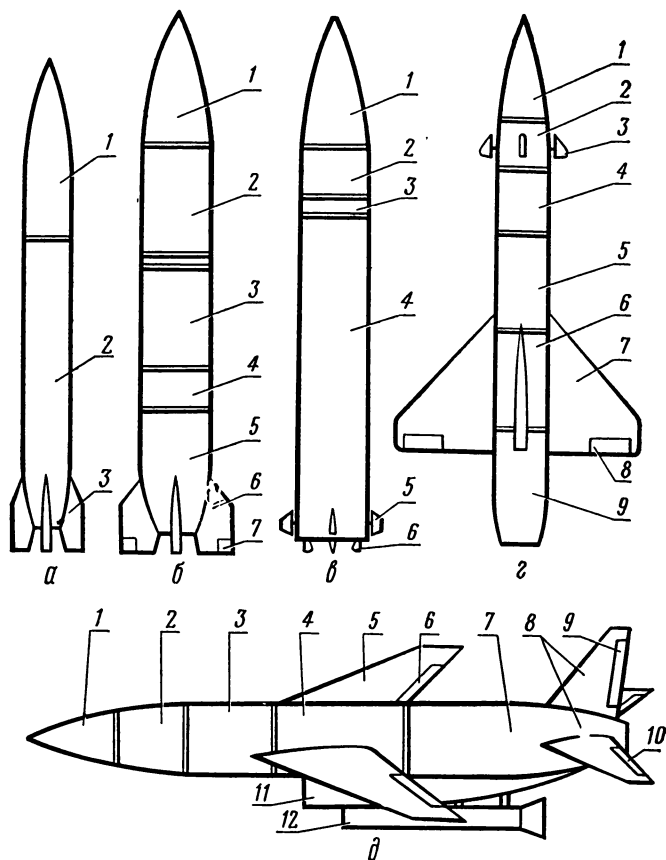
ковой эффективности действия у цели ракета, имеющая более низкую точность стрельбы, должна обладать большей величиной боевого заряда, и наоборот.

Боевая эффективность ракетного комплекса определяется надежностью выполнения боевой задачи. А высокая надежность, в свою очередь, обеспечивается безотказностью действия всех звеньев ракетного комплекса в заданных условиях эксплуатации. Под эксплуатацией следует понимать совокупность мероприятий по хранению, транспортировке, проверке, техническому обслуживанию, ремонту, подготовке ракетного комплекса к боевому применению. Сюда же входит и пуск ракеты. Правильная эксплуатация, заботливый уход, своевременная профилактика — вот условия надежности, бесотказного действия ракетного оружия. Таким образом, высокая надежность — это не только техническое совершенство ракетного комплекса. Это прежде всего высокая подготовка личного состава, его техническая культура. Только твердые знания, навыки ракетчиков, доведенные до автоматизма, обеспечивают своевременное выполнение боевой задачи.

### 3. КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ

Нет необходимости пояснять, что каждый конкретный тип ракеты имеет свои специфические особенности. Однако в каждой ракете есть и такие главные составные части, которые совершенно обязательны для этого боевого оружия. Без них ракета не может быть ракетой. В назначении и взаимном расположении этих главных составных частей есть определенные закономерности, которые позволяют выделить несколько характерных компоновочных схем ракет.

Начнем с **одноступенчатой неуправляемой боевой ракеты**. В ней условно можно выделить две основные части: боевую и ракетную (рис. 1, *a*). Боевая часть — это боевой заряд и взрыватель, помещенные в корпусе головной части. Ракетная часть состоит из двигателя и запаса топлива, необходимого для его работы. Обычно двигатель неуправляемой ракеты работает на твердом топливе. Но могут применяться и ЖРД. Во всех случаях двигатели заправляются топливом в заводских услови-



**Рис. 1.** Компонентные схемы одноступенчатых ракет:

*а* — управляемая ракета: 1 — боевая часть со взрывателем; 2 — ракетная часть; 3 — перо стабилизатора;

*б* — жидкостная управляемая баллистическая ракета: 1 — боевая часть со взрывателем; 2 — бак с окислителем; 3 — бак с горючим; 4 — отсек с приборами системы управления; 5 — отсек ракетного двигателя; 6 — перо стабилизатора; 7 — воздушный руль;

*в* — управляемая баллистическая ракета на твердом топливе: 1 — боевая часть со взрывателем; 2 — отсек приборов системы управления; 3 — приборы запуска и выключения РДТТ; 4 — отсек ракетного двигателя на твердом топливе; 5 — воздушный руль; 6 — газоструйный руль;

*г* — жидкостная управляемая крылатая ракета: 1 — головной обтекатель; 2 — отсек с приборами управления; 3 — воздушный руль; 4 — боевая часть; 5 — бак с горючим; 6 — бак с окислителем; 7 — крыло; 8 — элерон; 9 — отсек с жидкостным ракетным двигателем;

*д* — управляемая крылатая ракета (самолет-снаряд): 1 — головной обтекатель; 2 — отсек с приборами управления; 3 — отсек боевой части; 4 — топливный отсек; 5 — крыло; 6 — элерон; 7 — отсек воздушно-реактивного двигателя; 8 — хвостовое оперение; 9 — руль направления; 10 — руль высоты; 11 — воздухозаборник; 12 — стартовый ускоритель

ях. Направление полета ракете задает пусковое устройство, а стабилизация на траектории обеспечивается хвостовым оперением или вращением около продольной оси.

Компоновка управляемой ракеты несколько сложнее. Всю ракету обычно делят на отсеки, названия которых соответствуют их назначению. Взаимное же расположение отсеков может быть различным: это зависит от конструктивных особенностей конкретной ракеты. Понятно, почему схемы, приведенные ниже, следует рассматривать только как возможные варианты компоновки.

На рис. 1, б представлена компоновочная схема жидкостной управляемой баллистической ракеты. Отсеков здесь уже больше. Головной отсек занят боевой частью со взрывателем. За ним следуют топливные отсеки, в которых размещаются баки с окислителем и горючим. Иногда между ними могут находиться отдельные агрегаты и узлы системы подачи топлива в камеру сгорания. Далее расположен приборный отсек с аппаратурой системы управления. Последний, самый нижний — хвостовой отсек, полезный объем которого занят двигателем. Зачастую его так и называют — двигательный. В нем размещаются камера сгорания и агрегаты системы подачи компонентов топлива. Он может нести на себе хвостовое оперение, воздушные и газоструйные рули и силовые приводы к ним. Кроме того, для ракет, стартовых вертикально, хвостовой отсек является силовым опорным элементом при установке ракеты на пусковое устройство.

Более проста компоновочная схема твердотопливной баллистической ракеты. Ее существенная особенность заключается в том, что большая часть всей конструкции отведена под двигатель (рис. 1, в). Обычно почти все пространство от кормовой части до головной целиком занято корпусом РДТТ, в котором размещен запас топлива. Лишь небольшая часть этого отсека отводится для исполнительных органов системы управления и их приводов. Исполнительными органами могут быть воздушные рули. Однако это не обязательно. Они могут и вообще отсутствовать. В этом случае ракета управляется в полете с помощью исполнительных органов, помещенных в газовую струю, истекающую из сопла двигателя.

Для аппаратуры запуска и выключения РДТТ может отводиться специальный отсек 3, как это показано на рисунке. Но чаще всего аппаратуру помещают в пространство между передним днищем двигателя и задним (нижним) днищем приборного отсека. Все узлы запуска и выключения двигателя крепятся непосредственно к стенкам его корпуса.

В приборном отсеке находится бортовая аппаратура системы управления. Она обеспечивает движение ракеты по расчетной траектории и ее стабилизацию. В головном отсеке обычно размещается боевая часть.

Интересны компоновочные схемы ракет, показанные на рис. 1, г и 1, д. Сразу обращают на себя внимание большие крылья. Поэтому-то ракеты с развитыми несущими поверхностями и называют **крылатыми**. Наиболее широкое распространение получили две компоновочные схемы.

Первая (см. рис. 1, г) — **крестообразная схема**: ракета имеет четыре взаимно перпендикулярных крыла — несущие поверхности 7. Кроме них на ракете обычно устанавливаются еще две пары управляющих поверхностей — воздушные рули 3. В данном случае они находятся в районе приборного отсека, но могут располагаться и в нижней части ракеты. В необычном месте — за приборным отсеком — размещена боевая часть со взрывателем. Далее в трех отсеках подряд находятся компоненты жидкого топлива и двигательная установка. Элероны совместно с рулями создают управляющие моменты, а крылья и корпус — подъемную силу. Элероны обеспечивают также стабилизированный полет ракеты.

Если ракета имеет лишь два несущих крыла, то исполнительные органы ее системы управления действуют подобно элеронам, рулям высоты и направления самолета. Такая компоновка называется **самолетной** (см. рис. 1, д). Продольный корпус (фюзеляж) ракеты с крыльями и хвостовым оперением образует единую конструкцию — планер. Внешне ракета похожа на истребитель. Ее часто так и называют: «самолет-снаряд». Фюзеляж условно делится на отсеки: головной, приборный, боевой части, горючего, двигательный.

Крылатые ракеты самолетного типа, запускаемые с наземной или корабельной установки, снабжаются двумя двигателями. Один из них — стартовый 12 — служит

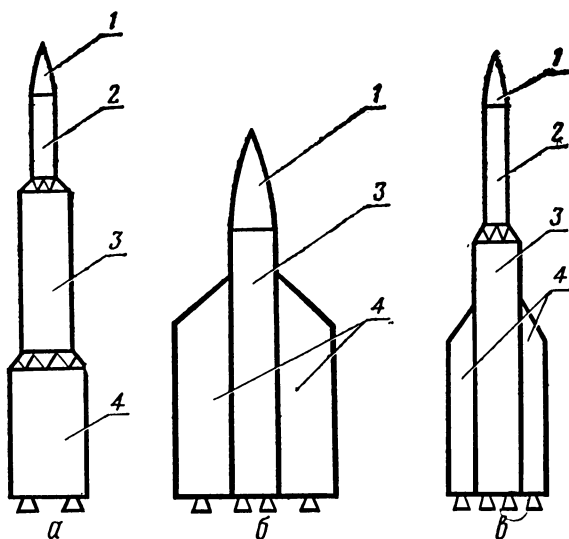
для первоначального разгона ракеты. Иногда его называют стартовым ускорителем. Он работает на твердом топливе и после его выгорания сбрасывается. Другой, маршевый — воздушно-реактивного типа — поддерживает необходимую скорость полета ракеты до цели. В качестве окислителя используется кислород атмосферы, который подается через воздухозаборник 11.

Дальность стрельбы одноступенчатой ракеты, работающей на жидком или твердом топливе, ограничена некоторым пределом. Для достижения целей за границами этого предела используются составные, то есть многоступенчатые ракеты. К. Э. Циолковский, как известно, называл их ракетными поездами. Название, в общем, довольно меткое. В самом деле, дальность полета увеличивается за счет наращивания скорости ракеты в результате последовательной работы двигателей ступеней. При этом отработавшие ступени отбрасываются — будто отцепляются от состава пустые вагоны, тащить которые дальше не имеет смысла. Скорость полета последней ступени равна сумме прироста скоростей за счет всех предыдущих ступеней.

Составные ракеты, как правило, снабжаются системой управления. Ступеней обычно не больше трех. Это объясняется тем, что уже трехступенчатая ракета способна поражать все цели в масштабе Земли.

Возможные компоновки составных ракет и схемы их разделения в полете представлены на рис. 2. Порядок нумерации ступеней определяется последовательностью их работы или отбрасывания.

Рассмотрим сначала составную трехступенчатую ракету с поперечным разделением ступеней (см. рис. 2, а). Все они расположены в линию, имеют общую ось симметрии, хотя и могут отличаться друг от друга по наружному диаметру. Для каждой работающей в данный момент ступени все последующие являются полезным грузом. Последняя, третья по счету ступень есть не что иное, как одноступенчатая ракета со всеми ее узлами и агрегатами, включая и боевую часть. Именно в последней ступени располагаются приборы управления, образно говоря, — электронный мозг ракеты, который вырабатывает все регулирующие сигналы с первой до последней секунды полета ракеты на активном участке траектории.



**Рис. 2.** Возможные компоновки составных ракет:  
*а* — трехступенчатая ракета с поперечным разделением ступеней;  
*б* — двухступенчатая ракета с продольным разделением ступеней;  
*в* — трехступенчатая ракета с комбинированным разделением ступеней;  
 1 — боевая часть; 2 — третья ступень; 3 — вторая ступень;  
 4 — первая ступень

Иногда такую компоновочную схему называют еще тандемной по аналогии с названием двухместного велосипеда. Следует помнить, что термин «тандемная схема» не строго научен. Мы его упомянули только потому, что он иногда встречается в литературе. Действительно, длинно звучит полное определение: «компоновочная схема составной трехступенчатой ракеты с поперечным разделением ступеней». И значительно короче — «тандемная схема трехступенчатой ракеты».

Для соединения ступеней между собой служат специальные устройства — переходники цилиндрической или конической формы. На рисунке, например, показано соединение ступеней с помощью силовой конической фермы. В момент старта начинает работать двигатель первой, самой нижней, ступени. Как только все топливо

будет израсходовано, произойдет ее отделение и включится двигатель второй ступени и т. д.

Основной недостаток рассматриваемой компоновочной схемы — увеличение общей длины ракеты с ростом числа ступеней. Кроме того, всегда желательно, чтобы топливо выгорало в минимальный промежуток времени: тогда ракета быстрее достигнет расчетной скорости. Но при компоновке с поперечным разделением ступеней это исключено, так как двигатели могут работать лишь последовательно.

И, наконец, чем длиннее ракета, тем большей величины достигают возникающие в полете поперечные моменты, а следовательно, и перегрузки. Это, разумеется, ограничивает маневренность на траектории. Более того, ракета при резком повороте на траектории может деформироваться или даже разрушиться.

Все это создает впечатление, что не имеет смысла применять составные ракеты с поперечным разделением ступеней. Но впечатление это ошибочное. Современные достижения в разработке и производстве составных ракет позволили преодолеть все трудности и создать именно по такой схеме большинство боевых баллистических двух- и трехступенчатых ракет, достаточно компактных и с приемлемыми характеристиками.

К слову сказать, эта компоновка имеет и не менее существенные преимущества. Во-первых, поперечное сечение ракетной системы в целом не возрастает, а следовательно, не столь значительно увеличивается и лобовое аэродинамическое сопротивление. В принципе, оно соизмеримо с лобовым сопротивлением одноступенчатой ракеты. Во-вторых, передача тяговых нагрузок от предыдущей ступени к последующим происходит без возникновения вредных опрокидывающих моментов, что позволяет упростить и облегчить узлы жесткого соединения ступеней. В-третьих, наземное транспортное оборудование для ракетной системы удастся выполнить достаточно мобильным и маневренным. Такая компоновка применена, например, в отечественной трехступенчатой межконтинентальной ракете, изображенной на рис. 3.

А чем же интересна компоновка составной ракеты с продольным разделением ступеней? На рис. 2, б видно, что два блока первой ступени располагаются по бокам

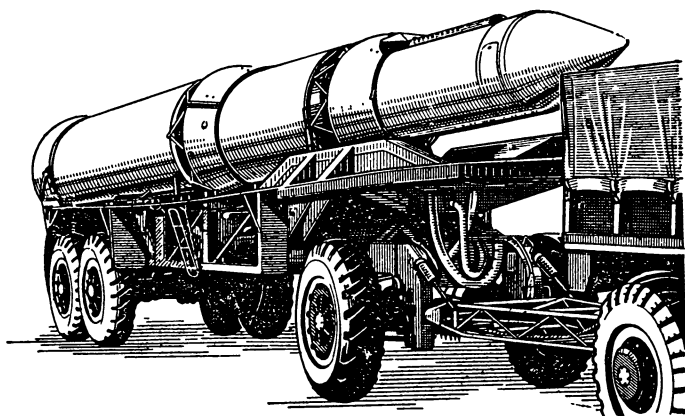


Рис. 3. Советская трехступенчатая твердотопливная ракета с поперечным разделением ступеней

блока второй ступени. Понятно, что таких блоков может быть и больше. Тогда они размещаются вокруг блока второй ступени в виде своеобразного пояса. Получается так называемая **пакетная схема**. Главное условие ее создания — обязательная симметрия тяг двигателей относительно центра масс всей системы. В принципе, по такой же схеме могут быть выполнены и вторая, и третья ступени.

Примечательно, что эта компоновка позволяет одновременно использовать мощности первой и последующих ступеней. При старте жидкостной ракеты можно включить сразу все три двигательные установки, но расходовать топливо только из боковых блоков. Как только они опустеют, двигатель центрального блока переключится на питание из собственных емкостей.

Существенным преимуществом такой компоновки является то, что длина ракетной системы не превышает длины одноступенчатой ракеты. Однако в остальном продольная схема разделения значительно уступает поперечной. У ракеты с такой компоновкой хуже аэродинамические характеристики, передача тяговых нагрузок от боковых блоков сопровождается образованием поперечных моментов, усложняется конструкция соединения

ступеней, хуже транспортабельность, сложнее наземное оборудование, значительно меньше мобильность.

Иногда составную ракету выполняют по **комбинированной схеме** (см. рис. 2, в): первая ступень — с продольным разделением, вторая — с поперечным. Как только отработают блоки первой ступени, такая ракетная система превращается в ракету с классическим поперечным разделением ступеней.

У комбинированной схемы есть свои плюсы и минусы. Все они — результат конструктивных особенностей, присущих исходным схемам. Чаще всего такая схема становится целесообразной тогда, когда длина ракетной системы с поперечным разделением ступеней оказывается чрезмерно большой.

Компоновкам одноступенчатых и составных ракет присущи некоторые общие закономерности. Например, маршевые двигательные установки размещаются в хвостовом отсеке ракеты (ступени), все ступени ракеты имеют, как правило, двигатель с запасом топлива, исполнительные органы системы управления с приводами и механизм разделения ступеней. Боевую часть и приборный отсек с бортовой аппаратурой системы управления несет только последняя ступень.

#### **4. СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА РАКЕТУ В ПОЛЕТЕ**

На ракету в полете действует множество сил и моментов: малых и больших, вредных и полезных, постоянных и кратковременных — словом, самых различных по своему характеру и месту приложения.

Рассмотрим прежде всего силы, действующие на ракету на активном участке траектории. Для удобства анализа их делят на **силы поверхностные и массовые, программные и возмущающие, статические и динамические.**

К поверхностным относятся: сила тяги, аэродинамические и управляющие силы. Массовые — это сила тяжести и инерционные силы. Программные — силы, определяющие движение ракеты по расчетной траектории, а возмущающие — стремящиеся отклонить ракету от нее. К статическим относятся те силы, которые действуют

постоянно или время приложения которых достаточно велико (сила тяги, лобовое сопротивление, давление в баках). Динамическими называются силы, которые действуют кратковременно. Они могут быть вызваны, например, порывом ветра, нарастанием тяги на старте или спадом ее при выключении двигателя.

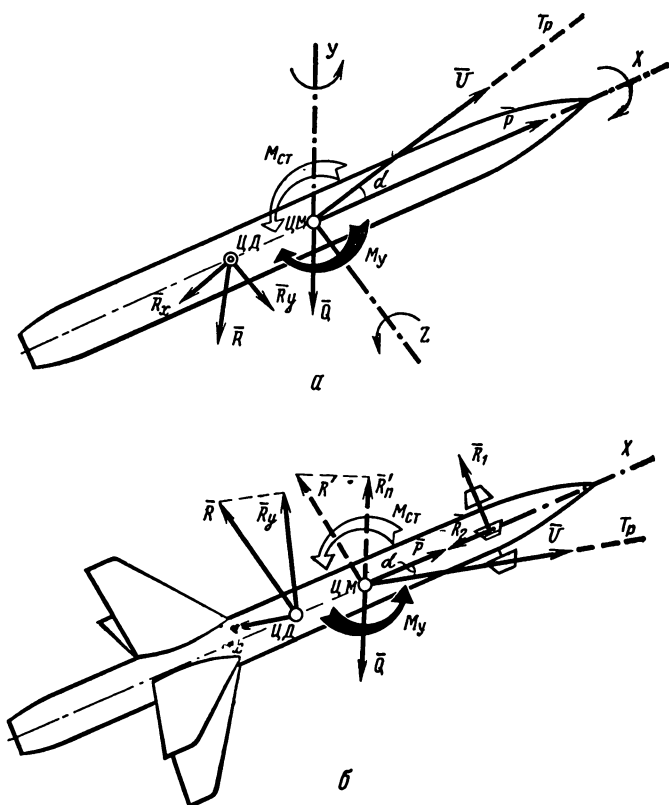
Как же учитывать влияние множества этих сил, столь разнообразных по своей природе? Для этого необходима удобная, простая и наглядная форма представления сил и моментов. Иначе можно запутаться. Такая форма есть — ее называют векторной.

На рис. 4, *а* и *б* показаны баллистическая и крылатая ракеты. Все действующие на них силы как раз и представлены в векторной форме. Вспомним, что **вектор** — это отрезок прямой со стрелкой на конце. Длина отрезка в определенном масштабе соответствует величине силы, как говорят, модулю, а стрелка указывает направление ее действия. Начало вектора совпадает с точкой приложения силы.

На рисунке сила тяги обозначена буквой  $\bar{P}$ . Вектор ее приложен к **центру масс** ракеты *ЦМ* — такой точке, расположенной на продольной оси ракеты, относительно которой результирующий момент массовых сил равен нулю. Направлен этот вектор в сторону, противоположную истечению продуктов сгорания двигателя. В идеальном случае, как это и показано на рисунке, когда отсутствует эксцентриситет тяги, вектор  $\bar{P}$  должен совпадать с продольной осью ракеты *X*.

Сила тяги ракеты в общем случае является суммарной: она складывается из составляющих тяг стартового, маршевого и рулевых двигателей, когда все они работают одновременно. Если же ракета неуправляемая и разгоняется только маршевым двигателем, то он один и определяет величину тяги ракеты. Величина эта, строго говоря, непостоянна. Вспомним, что плотность атмосферного воздуха уменьшается с высотой. Значит, чем выше поднимется ракета, тем легче для двигателя условия работы, тем большую тягу он сможет развить.

Величина силы тяжести зависит от массы тела и ускорения силы тяжести. Из рисунка видно, что вектор  $\bar{Q}$  приложен к центру масс *ЦМ*. Характерно, что эта величина никогда не остается постоянной. И вот почему.



**Рис. 4.** Силы и моменты, действующие на ракету в полете: *a* — баллистическая ракета; *X* — продольная ось ракеты; *Y* — вертикальная ось; *Z* — поперечная ось; *b* — крылатая ракета; *ЦМ* — центр масс; *ЦД* — центр давления; *Q* — сила тяжести; *P* — сила тяги; *R* — полная аэродинамическая сила; *R<sub>y</sub>* — подъемная сила; *R<sub>x</sub>* — сила лобового сопротивления; *R<sub>1</sub>* — управляющая сила; *R<sub>2</sub>* — сила сопротивления руля; *M<sub>ст</sub>* — статический аэродинамический момент; *M<sub>y</sub>* — управляющий момент; *α* — угол атаки; *-V* — вектор скорости; *T<sub>p</sub>* — траектория ракеты

Во-первых, ракета, являясь телом переменной массы, в полете на активном участке траектории становится все легче и легче. Ведь топливо непрерывно выгорает и уменьшение первоначальной массы ракеты происходит пропорционально секундному расходу массы топлива. Во-вторых, в зависимости от высоты изменяется вели-

чина ускорения силы тяжести. Чем больше высота, тем эта величина меньше.

**Аэродинамические силы** возникают вследствие движения ракеты в воздушной среде и распределены по всей ее поверхности. Условно же их можно представить вектором полной аэродинамической силы  $\bar{R}$ , начало которого приложено в центре давления  $ЦД$  — точке на продольной оси ракеты. Эта точка примечательна тем, что результирующий момент всех аэродинамических сил относительно нее равен нулю. Располагаться момент может как перед центром масс, так и за ним, как показано на рисунке.

Для того чтобы более детально разобраться в характере действия и природе аэродинамических сил, введем несколько понятий и определений.

Известно, что вектор скорости ракеты  $\bar{V}$  в каждый момент времени направлен по касательной к траектории. В общем случае этот вектор, как правило, не совпадает с продольной осью ракеты  $X$ . Тогда между ними образуется угол, который называют углом атаки  $\alpha$ . От него существенно зависит характер обтекания корпуса ракеты встречным потоком воздуха.

Воспользуемся приемом, который широко применяется в математике. Разложим полную аэродинамическую силу в вертикальной плоскости на две составляющие. Первая — сила лобового сопротивления  $R_x$ , направление которой противоположно вектору скорости. И вторая — подъемная сила  $R_y$ : ее направление перпендикулярно вектору скорости. Уже само название этих сил говорит о характере их воздействия на ракету.

### Понятие о моментах сил

Перенесем вектор  $\bar{R}$  (см. рис. 4, б) параллельно самому себе из точки  $ЦД$  в точку  $ЦМ$ . Обозначим его  $R_1$ . Чтобы с математической точки зрения перенос был выполнен правильно, добавим момент  $M_{ст}$ , который по величине равен произведению модуля (величины) вектора  $\bar{R}$  на его плечо — расстояние между  $ЦМ$  и  $ЦД$ . Проектируя вектор  $R'$  на линию действия силы тяжести, получим вектор  $R_n$ .

Тщательное рассмотрение действия этого вектора позволяет сделать важные выводы. Если величина векто-

ра  $\bar{R}'_n$  превышает силу тяжести, ракета движется с аэродинамическим набором высоты. В случае их равенства ракета способна совершать горизонтальный полет за счет действия только подъемной силы. Если величина  $\bar{R}'_n$  меньше  $\bar{Q}$ , подъемная сила лишь частично компенсирует вес ракеты и она движется со снижением. Если же подъемная сила отрицательна (см. рис. 4, а), она действует как дополнительная сила тяжести.

Обратимся теперь к моменту  $M_{ст}$ . Он возникает при угле атаки  $\alpha$ , отличном от нуля, и называется **статическим аэродинамическим моментом**. Если  $M_{ст}$  направлен в сторону уменьшения угла атаки, как показано на рис. 4, а, его называют **восстанавливающим (стабилизирующим)** моментом, если в сторону увеличения — **опрокидывающим (дестабилизирующим)**.

Взаимное расположение точек *ЦД* и *ЦМ* весьма существенно для стабилизации ракеты, особенно неуправляемой, в полете. Расположение центра давления сзади центра масс позволяет аэродинамическим силам при отклонении продольной оси ракеты от направления полета создавать момент, восстанавливающий первоначальное положение оси. Такая ракета статически устойчива.

А если центр давления расположен впереди центра масс? В этом случае, по выражению специалистов, у ракеты плохая аэродинамика. Набегающий поток воздуха способен создать значительный по величине момент аэродинамических сил — ракета может полностью потерять устойчивость и начать кувыркаться.

Нельзя забывать, что положение центра масс в полете непрерывно меняется: расходует топливо. Поэтому, чтобы неуправляемая ракета была статически устойчивой на протяжении всего полета, ее центр масс не должен перемещаться за центр давления. Именно для этого ракету снабжают стабилизаторами. Статическая устойчивость оценивается степенью стабилизации, т. е. отношением расстояния между *ЦМ* и *ЦД* к длине ракеты, которое должно быть в пределах 5—15%.

В управляемой ракете (например, многоступенчатой) центр масс может перемещаться не только за счет расхода топлива, но и за счет отбрасываемых в полете элементов конструкций. Статическую устойчивость такой ракеты обеспечить иногда довольно трудно, да в этом

практически и нет необходимости. Дело в том, что устойчивость полета управляемых ракет обеспечивается принудительно — системой стабилизации.

На ракету действуют также **демпфирующие моменты**, возникающие относительно продольной  $X$  и поперечных осей ракеты  $Y$  и  $Z$ . Эти моменты направлены в сторону, противоположную направлению вращения ракеты, а величина их зависит от угловой скорости поворота. Вращение ракеты относительно оси  $X$  называют **креном**, оси  $Y$  — **рысканием**, оси  $Z$  — **тангажом**, а сами углы поворота — соответственно углами крена, рыскания, тангажа.

Демпфирующие моменты могут быть внешними и внутренними. Природа их возникновения неодинакова. Допустим, ракета начинает поворот около поперечной оси  $Z$ . Встречный поток воздуха, обтекая каждый элемент поверхности, неизбежно вызовет изменение местного угла атаки. Как следствие возникнет местный дополнительный аэродинамический момент, направленный в сторону, противоположную вращению. Это и есть **внешний демпфирующий момент**.

А каким же образом возникает **внутренний демпфирующий момент**? Начнем с примера, не связанного с ракетной техникой. Некоторым, наверное, приходилось держать в руках ствол пожарного рукава. Вспомните, какие усилия нужно приложить, чтобы изменить направление струи: вода «сопротивлялась». Это проявлял себя **внутренний демпфирующий момент**, возникновение которого связано с так называемой **кориолисовой силой**, появляющейся при сложной форме движения. В данном случае жидкость двигалась прямолинейно, но одновременно весь поток поворачивался с некоторой угловой скоростью.

То же и в ракете. Здесь поток газов движется по камере сгорания или потоки компонентов топлива перемещаются по магистралям. Стоит ракете начать поворот, как моментально возникнет **внутренний демпфирующий момент**. Величина его, правда, невелика — меньше, чем у стабилизирующего момента.

И, наконец, коротко об управляющих моментах и силах. Во время работы рулей исполнительные органы системы управления создают неуравновешенную силу — возникает управляющий момент. Эти усилия передаются

на корпус ракеты, заставляя его поворачиваться около центра масс.

На рис. 4, б показана схема образования управляющей силы и момента аэродинамическим способом. При повороте воздушного руля на некоторый угол возникает аэродинамическая сила. Ее можно разложить на две:  $P_1$  — подъемную силу и  $P_2$  — лобового сопротивления. Первая из них является управляющей. Произведение этой силы на плечо, измеряемое до точки ЦМ, составляет управляющий момент.

Механизм возникновения управляющей силы, создаваемой газоструйными и воздушными рулями, одинаков. На руль, помещенный в струю потока, действуют две силы: лобового сопротивления рулей  $R_2$  и подъемная  $R_1$ . Последняя и является управляющей.

### Аэродинамические схемы ракет

Сравнивая между собой образцы ракет — зенитных, авиационных, войсковых, стратегических, нетрудно заметить, что все они, независимо от конструкции и предназначения, имеют характерные очертания корпуса и определенное расположение несущих и управляющих поверхностей. Вот закономерности в этом расположении и определяют три основные аэродинамические схемы: нормальная, «утка» и поворотное крыло (рис. 5).

В ракете, выполненной по нормальной схеме (см. рис. 5, а), рули располагаются в хвостовой части корпуса. Отклоняются они в направлении, противоположном изменению угла атаки. В результате уменьшается угол между поверхностью руля и набегающим воздушным потоком, что снижает нагрузки на рули и уменьшает изгибающие моменты, действующие на корпус ракеты. Крылья размещаются впереди рулей.

Однако в нормальной схеме крыльев может и не быть, а точнее говоря, они совмещаются с рулями. Получается разновидность нормальной схемы, именуемая «бесхвосткой» (см. рис. 5, б). Такие совмещенные поверхности, выполненные по типу «крыло+руль», могут устанавливаться в различных частях корпуса. В любом случае достигается компактность — несомненное преимущество этой схемы. Однако хорошая устойчивость

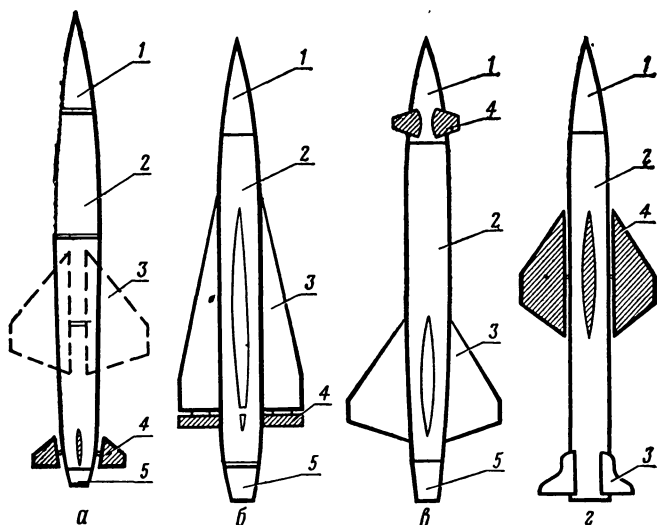


Рис. 5. Аэродинамическая компоновка ракет:

*а* — нормальная; *б* — нормальная без хвостового оперения («безхвостка»); *в* — «утка»; *г* — поворотное крыло; 1 — головной отсек; 2 — корпус цилиндрической части; 3 — крыло; 4 — рули; 5 — хвостовой обтекатель

ракеты обеспечивается только в том случае, когда поверхности укреплены вблизи центра масс.

В схеме «утка» (см. рис. 5, *в*) рули располагаются в передней части корпуса, а крылья — в задней. Величина и направление подъемной силы крыльев меняются за счет изменения угла атаки, что достигается отклонением рулей. Такая компоновка обладает рядом преимуществ. Необходимые управляющие усилия можно получить даже при незначительной поверхности рулей, так как они работают в «незатененном» воздушном потоке и их можно ставить под большие углы атаки. Значительно снижается влияние силы лобового сопротивления воздуха при оптимальном аэродинамическом качестве: имеет значение форма корпуса и большая стреловидность крыльев.

Название «поворотное крыло» говорит само за себя. Здесь крылья выполняют одновременно и роль рулей. Хвостовое же оперение играет вспомогательную роль — главным образом обеспечивает устойчивость. При такой

компоновке (см. рис. 5, *е*) ракета способна быстро совершать маневр без значительных отклонений корпуса. Понятно, что это уменьшает величины необходимых при маневрировании углов атаки, улучшает устойчивость ракеты в полете.

### Траектории ракет

Траектория ракеты — это пространственная кривая, которую описывает центр масс ракеты с момента старта и до встречи с целью. Характер ее определяется действием всех сил, которые мы уже рассмотрели раньше.

Траектория баллистической ракеты с наклонным стартом (рис. 6) относительно проста. На активном участке  $OA$  на ракету действуют силы тяги, тяжести, аэродинамические, управляющие (если есть система управления). На пассивном участке  $AC$  ракета летит по баллистической кривой. От точки  $A$  до вершины траектории  $T$  скорость ее убывает, а на отрезке  $TC_1$  — возрастает. Нисходящая ветвь траектории круче, чем восходящая.

Траектория самолета-снаряда целиком активная. Стоит она из трех участков: подъема  $OG$ , горизонтального полета  $GS$ , пикирования  $SC_2$ . На участке подъема, состоящем из двух отрезков  $OK$  и  $KG$ , самолет-снаряд разгоняется соответственно сначала стартовым, а затем маршевым двигателями. В некоторых конструкциях оба двигателя могут работать одновременно. В это время подъемная сила больше, чем сила тяжести. В точке  $G$  самолет-снаряд переводится автоматом системы управления в горизонтальный полет. Маршевый двигатель обеспечивает постоянную скорость движения, подъемная сила уравновешивает силу тяжести.

Проследим теперь за траекторией полета крылатой ракеты. После выключения двигателя в точке  $A$  ракета еще некоторое время может идти с набором высоты, пока подъемная сила превосходит силу тяжести. За пределами атмосферы, между точками  $B$  и  $B'$ , ракета летит по баллистической траектории. После прохождения точки  $B$  аэродинамические поверхности вновь становятся эффективными: ракета под действием подъемной силы и силы тяжести может совершать спуск на цель  $C_3$ .

Если крылатая ракета используется для поражения

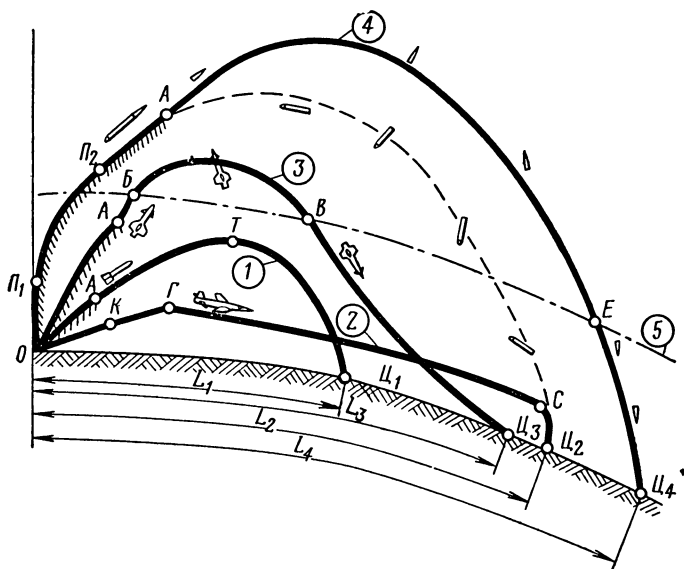


Рис. 6. Траектория ракет:

1 — баллистической ракеты с наклонным видом старта; 2 — самолета-снаряда; 3 — крылатой ракеты (пикирующей ракеты); 4 — баллистической ракеты с вертикальным стартом; 5 — граница атмосферы; OA — активный участок траектории; AC — пассивный участок; T — вершина траектории; OG — стартовый участок подъема; GC — горизонтальный полет; VC<sub>3</sub> — участок пикирования; VC<sub>2</sub> — участок планирования

воздушного противника, она должна еще на участке *OB* встретить и уничтожить цель. При промахе ракета обычно подрывается в воздухе, иногда говорят, — самоликвидируется.

Баллистические ракеты имеют самую протяженную траекторию. Некоторые из них, в основном ракеты дальнего действия, стартуют вертикально. Такой старт возможен тогда, когда сила тяги двигателя превосходит на вертикальном стартовом отрезке *OP<sub>1</sub>* сумму сил тяжести и лобового сопротивления. Отрезок траектории *П<sub>1</sub>A* называется участком выведения. У точки *П<sub>1</sub>* скорость ракеты существенно возрастает, система управления начинает разворачивать ракету в сторону цели. Этот разворот длится до достижения точки *П<sub>2</sub>*, т. е. до тех пор,

пока угол тангажа не достигнет заданного значения. Ракета разгоняется до расчетной скорости, и в точке *A* заканчивается активный участок траектории. Двигатель выключается.

На активном участке, пока ракета летит в пределах атмосферы, на нее действуют все силы. В безвоздушном пространстве прекращается действие аэродинамических сил. Управлять ракетой можно только органами газодинамического типа: рулевыми двигателями, газоструйными рулями и т. п.

Точка *A* — начало пассивного участка. В этот момент от последней ступени, если ракета составная, отделяется боевая часть. Полет ракеты и боевой части после этого происходит по самостоятельным траекториям. На участке *AE* боевая часть летит, беспорядочно вращаясь около своего центра масс. В точке *E* начинают вновь действовать аэродинамические силы. Полет боевой части приобретает стабилизированный характер. К цели она подлетает вершиной конуса вперед.

## 5. КОРПУС РАКЕТЫ

Корпус — основная силовая конструкция ракеты, предназначенная для размещения, сборки и крепления всех агрегатов, узлов и деталей. Помимо различных сил и моментов он воспринимает целый комплекс статических и динамических нагрузок, действующих на ракету и в полете, и в условиях наземной эксплуатации. Характер этих нагрузок неодинаков: они могут быть распределенными и сосредоточенными.

На активном участке траектории ракета движется ускоренно: в каждый последующий момент времени ее скорость увеличивается на некоторую величину. При этом, как известно, возникают силы инерции, которые дополнительно нагружают элементы конструкции.

Силы инерции пропорциональны ускорению, но направлены в противоположную сторону. Величина их может во много раз превышать силу тяжести. Иногда специалисты в таких случаях говорят например: «Перегрузка  $4g$ ». Это значит, что действующее на ракету ускорение в четыре раза превысило ускорение силы тяжести.

Если силы инерции направлены вдоль корпуса ракеты, их называют осевыми, если перпендикулярно — поперечными. Осевые силы — результат действия продольных ускорений ракеты на активном участке. Поперечные — следствие ее угловых ускорений при колебательных движениях около центра масс.

Распределяются все эти силы по длине корпуса неравномерно. На все элементы любого сечения корпуса воздействует суммарная сила тяжести всех расположенных выше конструкций, умноженная на величину перегрузки.

Корпус может нагружаться также избыточным давлением — как внутренним, так и внешним. Обратимся для примера к жидкостной ракете. Ее корпус иногда играет роль оболочки топливных баков, которые в таких случаях называют несущими. Внутри баков обязательно создается избыточное давление: есть даже специальный термин «наддув баков». Кроме того, на стенки бака давит столб жидкого компонента топлива. И это еще не все. Ведь этот столб непрерывно колеблется.

Как правило, ракета летит по сложной пространственной кривой, а ее корпус совершает вынужденные колебательные движения относительно центра масс. Горючее и окислитель начинают плескаться в баках. Многогонные массы жидкого топлива с большой силой ударяются о стенки баков. Возникающие при этом нагрузки изменяются как по величине, так и по направлению. Все это создает внутреннее избыточное давление. Внешнее избыточное давление появляется за счет действия распределенной аэродинамической нагрузки.

Силы инерции действуют на ракету и на земле. Они возникают в процессе наземной эксплуатации ракет, когда их перевозят по железным, шоссейным и грунтовым дорогам, перегружают с одного транспортного средства на другое, устанавливают на стартовые устройства.

Под действием всего комплекса нагрузок корпус ракеты может испытывать сжатие, растяжение, поперечный изгиб. Поэтому его **конструктивно-силовая схема** зависит прежде всего от характера и величин этих нагрузок. Однако она определяется также и способами крепления расположенных внутри корпуса агрегатов и узлов, количеством и размерами технологических и эксплуатационных люков.

Корпус обычно имеет несколько конструктивных разъемов, которые делят его на отсеки. Основные из них: головной, приборный, топливный, хвостовой (двигательный), соединительные (в многоступенчатых ракетах). Сюда же относят стабилизирующие и несущие плоскости (крылья).

**Головной отсек** служит, как правило, для размещения боевой части со взрывателем. Его конструкция должна надежно защищать расположенные внутри приборы и устройства от аэродинамических, тепловых и других нагрузок.

В **приборном отсеке** размещается бортовая аппаратура системы управления. Чтобы повысить точность ее работы, конструкторы стремятся расположить отсек как можно ближе к центру масс ракеты. В этом случае ослабляется действие моментных нагрузок, да и вибрации ракетного двигателя оказывают меньшее влияние на электронную аппаратуру. Правда, это не всегда удается. Например, в ракетах с ЖРД приборный отсек часто находится либо между боевой частью и топливным отсеком, либо между баками горючего и окислителя. В ракетах с РДТТ наиболее вероятное место размещения отсека — между боевой частью и двигателем последней ступени.

**Топливный отсек** — самый большой на ракете и является, образно говоря, хранилищем потенциальной энергии. Главное в нем — баки, в которых размещены бортовые запасы топлива. Если топливо двухкомпонентное, то таких баков два: в одном хранится горючее, в другом окислитель.

Каждому ясно, что, чем больше топлива возьмет с собой в путь транспортное средство, тем большее расстояние оно преодолеет. Именно поэтому в жидкостных ракетах дальнего действия почти все пространство внутри огромного корпуса занимают баки. Запас топлива составляет до 80 и более процентов от начальной, стартовой массы ракеты. Баки располагаются цепочкой — один за другим. Однако не исключена и такая конструкция, когда один бак может быть размещен внутри другого.

Особые условия эксплуатации привели и к особой конструкции баков. Ведь одно дело хранить топливо в емкостях на складе в стационарных условиях или

перевозить его в железнодорожных цистернах, и другое — разместить горючее и окислитель на борту ракеты, поднимающейся подчас на огромную высоту.

Баки, как и корпус ракеты, имеют цилиндрическую форму. Они могут быть не связаны с корпусом, и тогда их называют ненесущими, или подвешенными. Если же стенки баков одновременно являются и стенками корпуса ракеты, баки называются несущими. Такая конструкция считается прогрессивной, так как уменьшается общая масса ракеты. К сожалению, ее не всегда можно осуществить. В частности, она не пригодна для баков, в которых размещаются компоненты с низкими температурами кипения. Например, жидкий кислород будет интенсивно испаряться даже в 40-градусный мороз, так как температура его кипения  $90^{\circ}\text{K}$ . В результате — значительные потери компонента при наземной эксплуатации и заправке ракеты. Чтобы исключить их или хотя бы свести к минимуму, необходима тщательная теплоизоляция бака, чего трудно добиться в несущей конструкции.

Конечно, бак, выполненный отдельно от корпуса, несколько увеличивает массу ракеты. Зато упрощается теплоизоляция: можно поставить прокладки между стенками бака и корпуса.

**Хвостовой отсек** защищает двигатель от непосредственного воздействия внешних сил. К нему крепятся исполнительные органы системы управления. Он может использоваться для установки ракеты на пусковой стол. С его помощью тяговые усилия двигателя передаются на корпус ракеты.

**Соединительный отсек** служит для соединения в одно целое ступеней составной ракеты.

Ракета как летательный аппарат должна обладать хорошими аэродинамическими качествами, и поэтому она имеет самую выгодную форму поперечного сечения корпуса — круг. Именно это обеспечивает минимальное сопротивление воздуха и максимальное использование внутреннего объема. По своим очертаниям головная часть корпуса у большинства ракет коническая, оживальная или параболическая, средняя — цилиндрическая, хвостовая — цилиндрическая, параболическая или коническая. Следует заметить, что форма хвостовой части определяется не только требованиями законов аэроди-

намики. Здесь принимается во внимание и компоновка: необходимо как можно рациональнее разместить двигательную установку. Хвостовая часть заканчивается донным срезом, диаметр которого зависит в основном от размеров выходного сечения сопла камеры сгорания.

Основу корпуса ракеты составляют оболочки. Простейшая из них — гладкая. Более сложные подкрепляются силовым набором: поперечным или продольно-поперечным. Грубо говоря, это — скелет, который придает корпусу ракеты прочность, жесткость.

**Обшивка** корпуса может быть одно- и многослойной. В тех местах, где она испытывает повышенную нагрузку, применяют листы или полосы усиления. Их используют также в зонах, прилегающих к местам стыков и к люкам. Многослойная обшивка изготавливается с наполнителем: между двумя металлическими листами располагаются легкие материалы, имеющие сотовую или пористую структуру. Материал обшивки — стальные или дюралюминиевые листы.

## 6. ДВИГАТЕЛИ РАКЕТ

### Основные определения, характеристики, классификация

На рис. 7, а схематично изображена камера сгорания реактивного двигателя. Предположим, что внутри нее находится газ под давлением, величина которого поддерживается постоянной, несмотря на то, что он истекает наружу через сопло. Тогда снаружи на стенки камеры будут действовать силы атмосферного давления  $P_n$ , а внутри — силы давления газов  $P_k$ . Если их просуммировать, то окажется, что равнодействующая не равна нулю. Это и есть тяга двигателя  $P$ . Формула ее имеет вид:

$$P = mW + F(P_k - P_n),$$

где  $P$  — сила тяги;

$m$  — масса газа, истекающего через сопло в 1 с;

$W$  — скорость газа на срезе сопла;

$F$  — площадь сечения сопла;

$P_k$  — давление газов на срезе сопла;

$P_n$  — атмосферное давление.

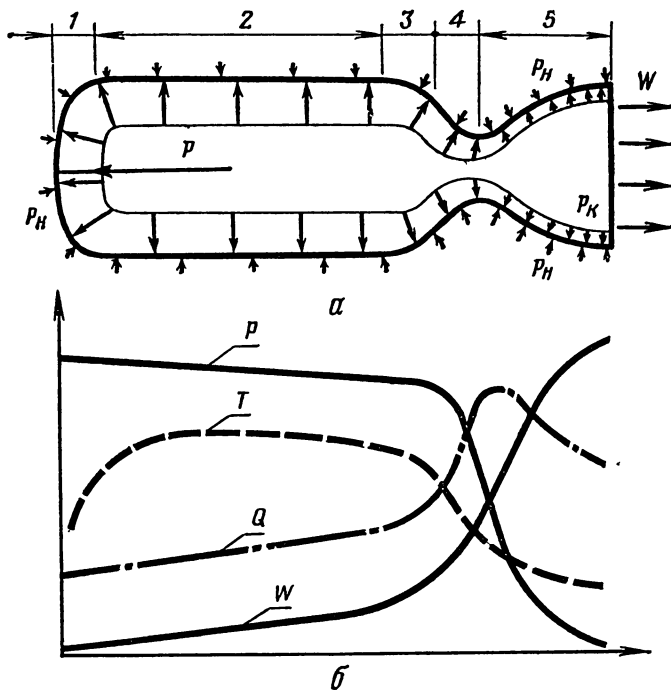


Рис. 7. Возникновение силы тяги (а) и изменение параметров газового потока по длине камеры сгорания двигателя (б): 1 — переднее днище камеры сгорания; 2 — цилиндрическая часть камеры; 3 — заднее днище; 4,5 — сопло;  $P_H$  — давление (наружное) среды, в которую происходит истечение;  $P_K$  — давление газового потока у среза сопла;  $W$  — скорость потока у среза сопла;  $P$  — сила тяги

Все реактивные двигатели, рассчитанные для создания тяги в течение некоторого промежутка времени, должны иметь устройства для пополнения газа в камере и поддержания в ней необходимого давления. Для этого в камерах большинства современных двигателей сжигается топливо. Если количество газа, образующегося в камере в каждую единицу времени, равно истекающему, то в ней поддерживается постоянное давление.

Массовый расход продуктов сгорания  $m$ , который при установившемся режиме работы двигателя равен массовому расходу топлива, измеряется обычно в кг/с.

Эта величина зависит от целевого назначения двигателя и может быть от нескольких тысячных до сотен кг/с. Скорость истечения продуктов сгорания из сопла  $W$  измеряется в м/с. Она зависит от применяемого топлива и совершенства рабочих процессов в камере двигателя. Для современных ЖРД эта величина составляет 2200—4200 м/с, а РДТТ — 2000—2800 м/с. Максимально возможное значение скорости истечения продуктов сгорания в двигателях, использующих реакцию горения, может достигать 4500—5000 м/с.

Теперь можно дать строгую формулировку реактивного двигателя.

**Реактивный двигатель** — тепловая машина, которая создает силу для перемещения аппарата в пространстве путем преобразования энергии собственного струи или внешнего источника в кинетическую энергию струи вещества (газа).

Таким образом, для создания тяги реактивного двигателя необходимы: источник первичной энергии, которая преобразуется в кинетическую энергию истекающей струи; вещество, именуемое рабочим телом, которое в виде реактивной струи выбрасывается из двигателя (в боевых ракетах это продукты сгорания топлива); двигатель, т. е. устройство, в котором происходят все эти преобразования.

Что же является движителем в реактивном двигателе? Рассматривая физическую сущность тяги, многие, вероятно, обратили внимание, что она образуется в результате взаимодействия стенок камеры сгорания и газа, истекающего из нее. Никаких посредников между ними нет и быть не может, так как реактивные двигатели являются двигателями прямой реакции. Роль движителя выполняет сама камера сгорания. Это и есть то главное, что отличает реактивные двигатели от тепловых машин других типов.

Часто в литературе встречается название «ракетный двигатель». Отличается он от реактивного или это одно и то же?

Дело в том, что понятие «реактивный» более широкое, чем «ракетный», так как в нем отражен сам принцип движения. Класс реактивных двигателей необычайно широк. Он объединяет все двигатели прямой реакции. **Ракетные двигатели** — это подкласс реактивных. Отли-

чительная их особенность — независимость от среды движения (внешних условий). Все необходимое для работы, а главное **компоненты топлива** (горючее и окислитель) размещены на борту ракеты. Благодаря этому она и способна двигаться в любой среде.

Наряду с ракетными двигателями существуют и **воздушно-реактивные**. Запас горючего в этом случае находится непосредственно на борту летательного аппарата, а в качестве окислителя используется кислород воздуха, поступающий в двигатель из атмосферы.

Вот почему неправильно утверждать, что у ракеты, в принципе, может быть только ракетный двигатель. Если она предназначена для полета в атмосфере Земли, то может быть снабжена и воздушно-реактивным двигателем. Все зависит от конкретного назначения ракеты и ее конструкции.

Мы познакомились с тягой — основной характеристикой ракетного двигателя. Однако для сравнения между собой различных двигателей одной характеристики, пусть даже самой важной, недостаточно. Только совокупность нескольких характеристик позволит достаточно полно представить сильные и слабые стороны конкретного двигателя. Это как бы его паспорт, заглянув в который, специалист сразу оценит возможности двигателя.

Общий энергетический запас, которым располагает двигатель, называется полным импульсом. Он определяется произведением тяги на время работы двигателя.

Важным параметром, характеризующим качество двигателя, является величина, показывающая, какой импульс сообщает он ракете при сгорании в нем единицы массы топлива. Для ЖРД это удельная тяга, для РДТТ — удельный (единичный) импульс. Иными словами, это тяга, которую способен развить двигатель при сгорании в нем одного килограмма топлива в секунду. Она показывает эффективность использования топлива в двигателе и зависит от вида топлива и совершенства рабочих процессов в камере сгорания. Удельная тяга современных двигателей колеблется в довольно широком диапазоне. Для ЖРД, работающего на уровне земли, она составляет 2400—4200 Н·с/кг. Величина удельного импульса РДТТ меньше — около 2000—2800 Н·с/кг.

Иногда, оценивая двигатель, пользуются массовым коэффициентом — отношением массы конструкции дви-

гателя к массе топлива, запасаемого на борту ракеты. Для современных ЖРД этот коэффициент составляет 0,1—0,2, для РДТТ — 0,08—1,25. Очевидно, чем меньше эта величина, тем совершеннее двигатель.

В некоторых случаях применяют параметр, именуемый удельной массой двигательной установки и представляющий собой отношение массы конструкции двигателя к тяге. ЖРД имеют удельную массу 0,0008—0,004, у РДТТ эта характеристика хуже: 0,005—0,01.

Первичные источники энергии в ракетных двигателях могут быть самые различные, но в боевых ракетах до сих пор нашли применение лишь химические источники. Поэтому мы и рассмотрим только двигатели, использующие жидкое или твердое топливо, или их комбинацию.

Какого бы типа ни был ракетный двигатель, очевидно, что для получения массы продуктов сгорания, отбрасываемых с некоторой скоростью необходимо, чтобы с топливом произошли определенные преобразования. Эти преобразования происходят в камере сгорания — основном агрегате двигателя — и протекают непрерывно от момента его запуска до выключения.

**Камера сгорания** — самый важный агрегат ракетного двигателя. Форма ее может быть различной: сфера, цилиндр или усеченный конус. Наиболее часто встречаются двигатели с цилиндрическими камерами сгорания (см. рис. 7, а). Такая камера состоит из переднего днища, цилиндрической части, заднего днища и сопла.

Переднее и заднее днище совместно с цилиндрической частью и образуют собственно камеру сгорания. В ЖРД на переднем днище располагаются форсунки, и эту часть камеры называют головкой. На переднем днище РДТТ часто размещается воспламенитель. Деление «заднее днище — сопло» довольно условно, так как нередко они составляют единый узел. Заднее днище переходит в сопло в том месте, где изменяется направление кривизны профиля камеры.

Сопло состоит из двух частей: сужающейся и расширяющейся. Первая — продолжение днища, вторая может иметь различную форму: коническую или специального профиля.

Какие преобразования претерпевает топливо в двигателе? Как изменяются основные параметры рабочего

тела — температура, давление, скорость — по длине камеры сгорания? Эти вопросы являются ключевыми для понимания сущности физических процессов работы ракетного двигателя.

Проследим за тем, что происходит в работающем двигателе с порцией топлива, находящегося в исходном агрегатном состоянии. Вначале топливо нагревается до температуры испарения. Затем переходит в новое агрегатное состояние — газообразное: получается рабочая смесь. Когда она нагреется до температуры вспышки, происходит воспламенение и горение. Химическая энергия топлива переходит в тепловую с образованием конечных продуктов реакции горения, температура которых достигает огромных значений 2500—4500° К. Газообразные продукты расширяются, а поскольку они заключены в камеру определенных размеров, то давление их возрастает.

При установившемся режиме рабочее тело состоит из продуктов сгорания и не успевшей еще прореагировать рабочей смеси. Под действием сил давления рабочее тело поступает в реактивное сопло, через которое выбрасывается в окружающую среду. Таким образом, тепловая энергия переходит в кинетическую. Это преобразование начинается в цилиндрической части камеры, а заканчивается в сопловом насадке.

Однако скорость движения продуктов сгорания в цилиндрической части камеры невелика. Она составляет всего 100—200 м/с. Сопло же обеспечивает их быстрое истечение из камеры сгорания. Скорость рабочего тела  $W$  при входе в сужающуюся часть сопла и тепловой поток  $Q$  начинают резко возрастать, а температура  $T$  и давление  $P$  наоборот — заметно падают (см. рис. 7, б).

В самом узком сечении сопла скорость потока достигает скорости распространения звуковой волны в газовой среде, имеющей параметры продуктов сгорания, — примерно 1000 м/с. Сечение сопла, в котором скорость рабочего тела достигает местной скорости звука, называется критическим, а скорость потока — критической. Давление в этом месте примерно в два раза меньше, чем в цилиндрической части камеры.

Сужающуюся часть сопла иногда называют докритической, а расширяющуюся — закритической. В ней температура и давление рабочего тела продолжают

уменьшаться. Газ расширяется, скорость его растет и достигает максимального значения на срезе сопла. Кстати, иногда для оценки двигателей применяют и такую характеристику, как уширение сопла — отношение диаметров среза сопла и критического сечения.

По длине сопла происходит частичное догорание остатков рабочей смеси. Давление же продуктов сгорания на срезе сопла может быть либо равно давлению окружающей среды, либо больше, либо меньше его. В зависимости от этого и различают соответственно три режима работы сопла: расчетный, с недорасширением, с перерасширением.

Значение расширяющейся части сопла довольно велико. Достаточно сказать, что кинетическая энергия на этом участке камеры увеличивается примерно в 1,5—1,7 раза по сравнению с энергией в критическом сечении.

### **Жидкостные ракетные двигатели**

В этих двигателях используется жидкое ракетное топливо, состоящее из горючих и окислительных элементов. Если элементы представляют собой два различных вещества, топливо называют двухкомпонентным. Если же горючее и окислитель смешаны друг с другом в единую жидкость еще до заправки в ракету, то такое топливо называют унитарным.

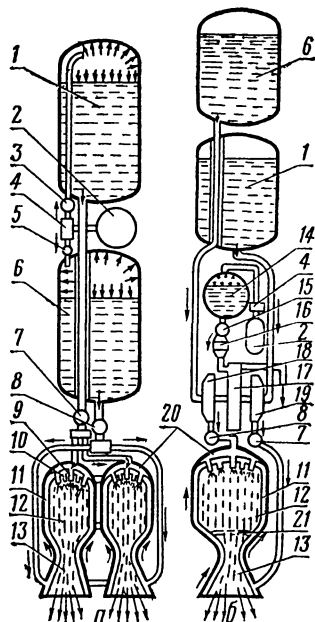
Существуют и однокомпонентные топлива. Отличительная их черта: элементы горючего и окислителя связаны в одном веществе. Выделение теплоты и образование рабочего тела в этом случае может происходить как в результате горения, так и разложения топлива.

В большинстве ЖРД используются двухкомпонентные топлива. Запасы горючего и окислителя на борту ракеты размещены в различных резервуарах. И в камере сгорания они подаются по отдельным магистралям. Такая система хранения и подачи топлива называется раздельной.

Жидкостный ракетный двигатель состоит из ряда агрегатов и систем, соединенных в единую установку. Основные из них — камера сгорания и система подачи компонентов. С камерой сгорания и с физическими процессами, протекающими в ней, мы уже познакомились. Теперь рассмотрим другие агрегаты.

**Рис. 8. Принципиальные схемы ЖРД:**

2 — с вытеснительной системой подачи компонентов топлива; 1 — бак окислителя; 2 — баллон с газом высокого давления; 3 — запорный газовый клапан бака окислителя; 4 — регулятор давления газа; 5 — запорный газовый клапан бака горючего; 6 — бак горючего; 7 — клапан окислителя; 8 — клапан горючего; 9 — форсунка окислителя; 10 — форсунка горючего; 11 — тракт охлаждения; 12 — камера сгорания; 13 — сопло; 14 — емкость с одноконтентным топливом; 15 — клапан; 16 — реактор; 17 — турбина ТНА; 18 — насос горючего; 19 — насос окислителя; 20 — головка камеры сгорания; 21 — пояс внутреннего (плечного) охлаждения



**Система подачи топлива** является тем звеном, которое соединяет бортовые хранилища топлива — баки с его потребителем — камерой сгорания. И не просто соединяет. Она в каждый момент времени обеспечивает камеру необходимым количеством топлива при заданном давлении и определенном соотношении компонентов.

Система подачи состоит из трех основных частей: агрегата подачи, топливных коммуникаций и арматуры.

Главная функция агрегата подачи — впрыск компонентов топлива в камеру сгорания. Их давление на выходе из форсунок должно быть значительно больше, чем давление газов в камере. Только в этом случае может быть достигнуто хорошее распыление компонентов, их перемешивание. Только тогда сгорание топлива будет полным.

Расположение агрегата подачи относительно баков и камеры придает определенные особенности конструктивной схеме двигателя. В топливном тракте баки — камера его можно расположить двояко: либо до баков, либо между ними и камерой. В зависимости от этого системы подачи делятся на две группы: с нагруженными и разгруженными баками.

В системах с нагруженными баками агрегат подачи вырабатывает сжатые газы, которые подаются в топливные баки. Горючее и окислитель вытесняются из них в камеру сгорания. Поэтому такие системы подачи часто и называют вытеснительными.

На рис. 8, а приведена принципиальная схема ЖРД с вытеснительной системой подачи, основным, обязательным элементом которой является аккумулятор давления — баллон с газом 2.

Как же функционирует эта система? Давайте «запустим» двигатель и проследим за действием всех ее звеньев.

Наддув баков начинается с открытия запорных газовых клапанов 3 и 5. Газ, аккумулированный в баллоне 2 под высоким давлением, поступает предварительно в регулятор 4 — специальный газовый редуктор. Здесь давление снижается до рабочего уровня. Как только давление в баках достигнет определенной величины, открываются клапаны компонентов топлива 7 и 8. Окислитель и горючее выдавливаются из них и поступают соответственно к форсункам 9 и 10, через которые впрыскиваются в камеру.

Обратите внимание, что окислитель подается по трубопроводу непосредственно к форсункам. Горючее же проходит более сложный путь. Чем это вызвано? Вспомним, что в двигателе протекает высокотемпературный процесс, поэтому приходится охлаждать стенки камеры, сопла и головки одним из компонентов топлива. В данном случае использовано горючее. Прежде чем попасть к форсункам, оно через приемный патрубок поступает в тракт охлаждения 11, образуемый внутренней и наружной стенками камеры сгорания.

Вытеснительную систему подачи иногда называют газобаллонной (ГАД). В качестве рабочего тела в ней могут использоваться азот, гелий и другие газы. Наиболее широкое распространение получил сжатый воздух, и в этом случае система называется системой подачи с воздушным аккумулятором давления (ВАД).

Однако термин «газобаллонная система» не совсем правилен. Ведь методы получения газа высокого давления могут быть различными и баллон можно заменить либо пороховым (ПАД), либо жидкостным (ЖАД) аккумулятором давления.

Система с ПАД состоит из химического генератора газа и арматуры, обеспечивающей предварительную подготовку его до подачи в баки. Первоисточником энергии и рабочего тела сжатия в такой системе служит пороховая шашка, помещенная в специальный корпус. При ее сгорании образуются газы высокого давления, которые по трубопроводам направляются в баки.

Особенность системы с ЖАД состоит в том, что первоисточником энергии и рабочего тела является жидкость. Здесь используется специальный генератор, в котором сгорает жидкое топливо. Образовавшиеся газы используются для продавливания компонентов из баков в камеру сгорания.

Баки нагруженных систем подачи работают под относительно большим давлением. Во всяком случае, оно должно быть выше, чем в камере сгорания, на величину давления впрыска и гидравлических потерь в тракте подачи. Поэтому стенки их делают достаточно толстыми, прочными. Изготавливаются они из легированных сталей и бывают, как правило, несущими.

Вытеснительные системы подачи применяются в основном в ракетных двигателях со сравнительно небольшой тягой и непродолжительным временем работы.

Принципиально иная конструкция у системы с разгруженными баками. Горючее и окислитель подаются в камеру насосами, которые располагаются в топливных магистралях. Поэтому такие системы (см. рис. 8, б) нередко называют насосными.

Горючее и окислитель поступают из баков к насосам либо самотеком, либо под небольшим давлением. Турбина, приводимая в движение газом, который вырабатывается специальным газогенератором, приводит в движение насосы окислителя и горючего.

Турбина, насосы и газогенератор образуют в совокупности основной узел системы подачи — турбонасосный агрегат, сокращенно ТНА. Они могут иметь различные компоновочные схемы. Но наиболее распространена компоновка, в которой турбина и насосы располагаются на одном валу.

Современные турбины — быстроходные машины, частота вращения которых находится в пределах 5000—20 000 1/с. Развиваемая ими мощность может достигать

громadных величин. Для сравнения представим, что вал турбины раскручивают сотни двигателей автомобиля «Москвич-412». Именно такую мощность развивает турбина двигателя современной ракеты дальнего действия. И немудрено: насосы должны каждую секунду подавать в камеру сгорания сотни килограммов горючего и окислителя.

Газ, пройдя лопатки колеса турбины, передает ей значительную часть своей энергии. А что же делать с отработавшим газом? Нельзя ли использовать оставшуюся энергию? Конструкторы нашли остроумное решение. Эти газы можно, например, выбрасывать в атмосферу через специальные отверстия, тем самым будет создаваться дополнительная тяга. Такая схема получила название открытой (см. рис. 8, б). Но есть и другой путь. Установлено, что в отработавшем газе присутствует часть топлива, не успевшего прореагировать в газогенераторе. Это открывает путь к повышению экономичности двигателя: отработавшие газы направляются в камеру сгорания для дожигания. Получается так называемая замкнутая схема.

Несмотря на то, что насосная система подачи разгружает баки ракеты, в них все же поддерживается некоторое давление. Это и есть наддув баков. Благодаря ему на входе в насосы создается небольшой напор компонентов топлива, что обеспечивает их нормальную работу. Наддув необходим и по другой причине. При работе двигателя топливо уходит из баков. В них образуется разрежение, и при полете в плотных слоях атмосферы баки могут быть раздавлены наружным давлением воздуха. Вот наддув и препятствует этому: повышает устойчивость стенок баков.

Для наддува баков могут использоваться сжатые газы или газ, получаемый в газогенераторе на борту ракеты, так называемый генераторный газ.

К насосам ТНА ракетного двигателя предъявляются исключительно жесткие требования. Прежде всего — высокая производительность и надежность в сочетании с минимальными габаритами и массой. В ракетах могут применяться насосы самых разнообразных конструкций, но, пожалуй, наибольшее распространение в ЖРД получили центробежные лопастные насосы. Основные их преимущества — большая частота вращения, малые раз-

меры и масса. Кроме того, они удобны для непосредственного соединения с валом турбины.

Центробежные быстроходные насосы способны создавать на выходе огромные давления. Если недостаточно мощности одного насоса, можно последовательно подключить другой. Тогда напор жидкости возрастет. А чтобы повысить производительность, насосы подключают параллельно.

Недостаток центробежных насосов — кавитация — явление довольно коварное и нежелательное. Это своеобразное холодное кипение жидкости, возникающее за счет образования в ее потоке разрывов и пустот (пузырьков), заполненных парами. Кавитация вредна по двум причинам. Во-первых, снижается производительность насоса. Во-вторых, если не принять специальных мер, он может быстро выйти из строя. Образовавшиеся в потоке жидкости пузырьки являются причиной местных гидравлических ударов, которые воздействуют на детали насоса и разрушают их.

Как же специалисты борются с кавитацией в насосах? Вспомним, выше мы говорили о наддувах топливных баков газом под небольшим избыточным давлением. Таким образом, компоненты поступают из баков к насосам не самотеком, они как бы поджимаются. Тем самым гарантируется бескавитационная работа насосов окислителя и горючего.

Поставщиком рабочего тела для турбины является газогенератор, вырабатывающий газ с заданными термодинамическими параметрами. Могут использоваться твердотопливные газогенераторы, источником энергии и рабочего тела в которых является пороховая шашка. Но чаще всего применяются генераторы жидкостного типа. В зависимости от числа компонентов, используемых для получения рабочего тела, их делят на одно-, двух- и трехкомпонентные.

Рассмотрим устройство и работу однокомпонентного генератора (см. рис. 8, б). Он состоит из баллона с газом высокого давления 2, регулятора давления 4, емкости 14, заполненной однокомпонентным топливом — в данном случае перекисью водорода, реактора 16. В реакторе помещен катализатор — вещество, ускоряющее химическую реакцию.

При запуске ракеты, когда автоматика даст команду на открытие клапана 15, перекись водорода начнет поступать в реактор. При соприкосновении с катализатором происходит ее бурное разложение на воду и свободный кислород. Так как реакция сопровождается обильным выделением тепла, то вода превращается в пар и, смешиваясь с кислородом, образует парогаз с температурой около 700—800° К. Последний и подается на лопатки турбины. Вал ротора начинает раскручиваться и быстро набирает оптимальную частоту вращения.

Однокомпонентный газогенератор может работать и на изопропилнитрате. Продукты его сгорания имеют более высокую температуру — до 1500° К. Разумеется, лопатки турбины могут и не выдержать такого нагрева. Поэтому полученный в генераторе газ предварительно охлаждают до заданной температуры.

Специалисты нередко отдают предпочтение двухкомпонентному газогенератору, который может работать на том же топливе, что и ракетный двигатель, т. е. на основных компонентах. Такой генератор имеет несомненное преимущество: отпадает необходимость иметь на борту ракеты еще два дополнительных компонента и емкости для их хранения.

Газ, полученный в реакторе, представляет собой продукт сгорания горючего и окислителя. Температура его, конечно, очень высокая, и, чтобы сделать ее приемлемой для лопаток турбины, процесс в генераторе идет с неполным сгоранием топлива: туда подают меньше окислителя. Температура газа снижается за счет поглощения теплоты, расходуемой на испарение излишнего количества горючего.

Несколько слов о трехкомпонентном газогенераторе. У него нет принципиальных отличий от ранее рассмотренных. Третий компонент применяется лишь для того, чтобы путем впрыска его в реактор снизить температуру рабочего тела.

Насосные системы обеспечивают подачу компонентов в широком диапазоне давлений и расходов топлива. Их применяют преимущественно в ракетных двигателях со сравнительно большой тягой и продолжительным временем работы.

До сих пор мы рассматривали устройство и работу крупных агрегатов ЖРД, выполняющих наиболее важ-

ные функции. Однако в состав ракетного двигателя входит множество вспомогательных узлов и элементов, без надежного функционирования которых невозможна его работа. Имеются в виду различного рода редукторы, клапаны, мембраны, вентили, реле — все то, что объединяется одним понятием **арматура двигателя**. В совокупности эти элементы служат для регулирования и управления работой всей двигательной установки, дозировки компонентов, предстартовой проверки двигателя, его запуска и выключения, заправки баков и ряда других операций.

**Охлаждение жидкостного ракетного двигателя** — задача первостепенной важности. Только таким способом можно обеспечить заданный ресурс его нормальной работы. Ведь в камере сгорания ЖРД температура достигает  $2500\text{—}4500^\circ\text{K}$ , а даже самые лучшие высоколегированные стали и сплавы сохраняют прочностные характеристики лишь до температуры  $1000\text{—}1200^\circ\text{K}$ .

Система охлаждения довольно проста: стенки камеры сгорания выполняются двойными — наподобие рубашки охлаждения автомобильного двигателя, в которой циркулирует вода. В принципе, воду можно использовать и для охлаждения ракетного двигателя. Но тогда на борту ракеты должны находиться емкость для ее хранения, система трубопроводов, клапанов, регулирующих устройств и, главное, довольно мощный радиатор для охлаждения воды, чтобы ее можно было многократно использовать. Понятно, что такая система значительно бы увеличила массу ракеты в целом. А конструкторам и так приходится вести нелегкую борьбу с каждым лишним килограммом. Они нашли оригинальное решение: применили для охлаждения двигателя один из компонентов топлива. Такой способ целесообразен потому, что компонент-охладитель, отбирая тепло от стенок камеры сгорания и нагреваясь, поступает в камеру с повышенным теплосодержанием. Рабочий процесс двигателя становится более эффективным.

Каждый ли из компонентов может быть использован в качестве охладителя? Оказывается, нет. К нему предъявляется ряд весьма жестких требований. Прежде всего, он должен быть химически стойким и не разлагаться при нагревании в тракте охлаждения, обладать высокими теплоемкостью и температурой кипения.

Желательно, чтобы его вязкость сохранялась постоянной в широком диапазоне температур, иначе возможно изменение соотношения компонентов топлива, поступающих в камеру, и процесс сгорания не будет оптимальным. При повышении температуры охладитель не должен выделять твердого осадка. В противном случае магистральи покроются своеобразной накипью, а это резко ухудшит условия охлаждения двигателя. Практически в качестве охладителя используется тот компонент, физико-химические свойства которого наиболее полно отвечают этим требованиям. Систему, использующую такой способ охлаждения, называют наружной или регенеративной.

Существуют и другие современные способы охлаждения камеры сгорания. Очень интересно, например, пленочное охлаждение. Охлаждающий компонент, чаще горючее, подается в этом случае в камеру сгорания через специальные отверстия в ее стенках. Диаметр их 1,5—2 мм. Отверстия располагаются по окружности цилиндрической части камеры или сопла с шагом 16—28 мм, образуя круговой пояс охлаждения. Таких поясов может быть несколько.

Этот способ охлаждения весьма эффективен, потому что непосредственно около стенки камеры образуется пограничный жидкий слой или парозащитная подушка. Процесс испарения горючего, и это особенно важно, сопровождается поглощением значительного количества тепла из пристеночной зоны. Пленочное охлаждение может использоваться и в сочетании с регенеративным.

Конструкторы предложили еще один способ охлаждения камеры сгорания. Температуру ее стенок можно понизить, если увеличить концентрацию горючего в пристеночном слое. Для этого по периферии головки камеры располагают дополнительные форсунки горючего. Из-за местного недостатка окислителя снижается интенсивность горения топлива, тепловыделение вблизи стенок уменьшается, что и приводит к снижению их температуры.

Вот несколько цифр, характеризующих эффективность системы охлаждения ЖРД. Если применена, например, комбинированная система, то она обеспечивает снижение температуры внутренней стенки камеры на 2000—2500° по сравнению с температурой продуктов

сгорания в ядре камеры двигателя. В свою очередь, температура наружной стенки на 150—200° меньше, чем внутренней. Поэтому-то современные ЖРД могут нормально работать в течение не только нескольких десятков секунд, но и десятков минут. Этого времени вполне достаточно, чтобы сообщить ракете заданную скорость на активном участке траектории.

### Рабочие процессы в ЖРД

Эти процессы весьма сложны и многообразны. В сравнительно небольшом по объему двигателе за очень малые промежутки времени топливо претерпевает существенные превращения. Характеризуя параметры двигателя и его рабочего тела, мы невольно применяем такие эпитеты, как огромные, большие, высокие и т. п. Даже специалисты зачастую не могут математически точно описать все эти процессы и пользуются на практике формулами, допускающими известные приближения.

Поэтому рассмотрим рабочие процессы, протекающие в ЖРД, прежде всего с физической точки зрения. Они начинаются с впрыска в камеру жидких компонентов через форсунки и заканчиваются истечением продуктов сгорания через сопло. Чтобы уяснить особенности всех этих процессов, выделим условно во внутреннем пространстве камеры три основные зоны.

Первая — зона подготовки рабочей смеси — охватывает головку камеры сгорания и пространство распыления и смешения компонентов. Вторая, в которой происходит реакция горения, занимает всю остальную, цилиндрическую, часть камеры и частично заднего днища. Сопло образует третью зону — зону расширения продуктов сгорания и их истечения.

Не случайно мы употребили выражение «выделим условно». Дело в том, что рабочие процессы протекают по длине камеры сгорания не строго последовательно, а накладываются один на другой, оказывая взаимное влияние.

В первой зоне одновременно протекают подготовительные процессы, непосредственно предшествующие горению: распыление компонентов топлива, их подогрев, испарение, смесеобразование.

Процесс горения с участием жидкого окислителя значительно отличается от того же процесса в воздухе. Ведь в жидком окислителе кислород химически связан (исключая, разумеется, чистый жидкий кислород) с другими элементами. И прежде чем использовать окислитель в процессе горения, его надо предварительно разложить на составные элементы и выделить молекулы кислорода. Такое разложение происходит с поглощением тепловой энергии, которая подводится из зоны горения. Время, в течение которого жидкие компоненты топлива и образовавшиеся из них продукты сгорания находятся в камере, составляет примерно 0,002—0,005 с.

Из зоны горения газы попадают в сопло. Их скорость сначала нарастает медленно, а затем резко увеличивается в собственно сопловом блоке. Здесь часть тепловой энергии газов преобразуется в кинетическую. Кроме того, происходят догорание компонентов, теплообмен между «порциями» газов, трение их частиц между собой и о стенки сопла.

Характерно, что при установившемся режиме работы ЖРД давление и температура в камере сгорания поддерживаются как бы сами собой. Это происходит за счет непрерывной подачи и сгорания топлива.

Для запуска двигателя без пусковых самовоспламеняющихся компонентов служит **система зажигания**, которая создает в камере двигателя первоначальные условия (температуру воспламенения и давление), необходимые для надежного воспламенения и устойчивого горения топлива.

В зависимости от конструкции двигателя, условий его эксплуатации, используемых компонентов топлива системы зажигания можно разделить на три группы.

Первая группа — встроенные (внутренние) системы. Все элементы располагаются на борту ракеты. Вторая группа — вставные (внешние) системы. Все элементы находятся вне ракеты: система зажигания входит в наземное оборудование. Перед запуском ракеты зажигающий элемент вводится в камеру сгорания со стороны сопла. Третья группа — комбинированные системы зажигания. Они сочетают в себе элементы встроенной и вставной систем.

По типу инициатора воспламенения системы зажи-

гания могут быть пиротехническими, химическими, электрическими, комбинированными.

Пиротехническое зажигание характерно тем, что инициатором воспламенения служит специальный пиропатрон, время горения которого составляет несколько секунд. Он либо вмонтирован непосредственно в головку камеры сгорания, либо перед запуском двигателя вводится в камеру со стороны сопла.

Пиропатрон загорается электрической нитью накаливания и заполняет камеру продуктами сгорания, температура которых достигает 2000—2500° К. Затем подаются компоненты топлива. Они перемешиваются, нагреваются, испаряются и воспламеняются. В результате непрерывного притока тепла процесс горения нарастает лавинообразно.

Химическое зажигание предполагает использование самовоспламеняющихся компонентов топлива. Система зажигания и запуск двигателя в этом случае очень просты. Горючее и окислитель из баков попадают прямо в камеру сгорания. При их соприкосновении начинается экзотермическая реакция воспламенения и горения. Интересно, что химическое зажигание можно применить и в том случае, если основные компоненты топлива несамовоспламеняющиеся. ЖРД снабжается встроенной системой зажигания, которая работает на принципе использования пускового самовоспламеняющегося топлива. Чтобы запустить двигатель, в камеру подаются компоненты пускового топлива и только после образования мазного факела — основные компоненты.

Система с химическим зажиганием может быть и вставной. Две вспомогательные трубки вводятся в камеру сгорания перед запуском двигателя. Как только по ним из специальных баков наземного оборудования начнут поступать порции самовоспламеняющихся компонентов, в камере создаются первоначальные условия, необходимые для воспламенения основных компонентов.

Электрическое зажигание производится с помощью специальной электросвечи. Оно применяется, как правило, в небольших двигателях: у искрового разряда небольшая тепловая мощность. Если же его надо использовать в крупных двигателях, то ЖРД снабжается пусковой системой с легковоспламеняющимися компонентами.

Конструкция ЖРД, массовые характеристики ракеты, ее дальность полета, особенности эксплуатации в различных условиях боевой обстановки во многом определяются свойствами горючего и окислителя. Поэтому к топливу предъявляют комплекс требований, которые условно делят на основные, конструктивные и эксплуатационные.

Одно из основных требований — максимальная удельная тяга при возможно большей удельной массе. Если топливо обладает высокой плотностью, снижается величина массового коэффициента двигателя, или, другими словами, при определенной массе конструкции ракеты на ее борту можно разместить большее количество топлива.

Перечислим некоторые наиболее важные конструктивные требования: хорошие охлаждающие свойства, возможно наименьшая вязкость, легкость и безотказность воспламенения, минимальный период задержки воспламенения, быстрое и полное сгорание, малая агрессивность.

Основными эксплуатационными требованиями являются: химическая и физическая стойкость, невысокая чувствительность к механическим и тепловым воздействиям, минимально возможная токсичность, низкая температура замерзания и высокая температура кипения.

Не следует, однако, думать, что есть топлива, одинаково удовлетворяющие всем перечисленным требованиям. Поэтому конструкторы выбирают такие топлива, которые для определенных условий работы двигателя обеспечивают его наилучшие характеристики.

Горение топлива — сложный окислительно-восстановительный процесс, сопровождающийся выделением тепла. Для того чтобы этот процесс протекал наилучшим образом, должно быть оптимальное соотношение горючего и окислителя. Дело в том, что для полного сгорания одного килограмма горючего требуется вполне определенное количество окислителя. Так, например, чтобы сжечь без остатка 1 кг керосина, требуется 14,8 кг воздуха, или 7,4 кг перекиси водорода, или 5,4 кг азотной кислоты, или 3,42 кг жидкого кислорода.

Рассмотрим теперь вещества, которые в зарубежных ЖРД нашли применение в качестве горючих и окислителей.

**Окислители** делятся на три группы; азотно-кислотные, кислородные и фторные. Основной представитель первой группы — азотная кислота  $\text{HNO}_3$  — содержит 76% кислорода. Для улучшения окислительных свойств в нее добавляют 20—30% двуокиси и четырехокиси азота, которые и придают этому компоненту темно-бурый цвет.

Неплох как окислитель и тетранитрометан  $\text{C}(\text{NO}_2)_4$  — ядовитая, тяжелая малоподвижная жидкость. Но имеет существенный недостаток — способность образовывать с другими веществами взрывоопасные смеси.

Следует отметить, что азотно-кислотные окислители по своим основным показателям в общем-то удовлетворяют специалистов. Но уж слишком они агрессивны: не всякий материал выдержит соприкосновение с ними. Чтобы снизить агрессивность, в них вводят в небольших количествах и без ущерба для основных физико-химических свойств так называемые ингибирующие добавки: йод, серу, ортофосфорную и плавиковую кислоты.

Емкости для азотно-кислотных окислителей изготавливают из нержавеющей стали, алюминия и некоторых видов пластмасс.

Из окислителей второй группы первым назовем жидкий кислород  $\text{O}_2$ . Эта прозрачная голубоватого цвета легкоподвижная жидкость участвует в процессе горения целиком. Поэтому в энергетическом отношении топлива на основе жидкого кислорода более эффективны, чем азотно-кислотные.

Основной эксплуатационный недостаток жидкого кислорода — низкая температура кипения, что не позволяет заблаговременно заправлять ракету. Эту операцию несоблюдимо производить непосредственно перед стартом, иначе окислитель испарится через дренажные клапаны. У жидкого кислорода есть и другие неприятные свойства. Например, с органическими веществами он образует взрывчатые смеси, чрезвычайно чувствительные к различным внешним воздействиям. Многие материалы, такие, как сталь, чугун, резина, при температуре кипения жидкого кислорода становятся хрупкими. Зная это, конструкторы ориентируются на стойкие к глубокому охлаждению металлы: медь, алюминий, их сплавы, а также хромоникелевые стали.

К кислородной группе относится и перекись водорода  $H_2O_2$  — бесцветная прозрачная жидкость. Соединение это весьма нестойкое и под действием тепла, а также в присутствии некоторых металлов и органических веществ распадается на воду и кислород. Чистая, так называемая стабилизированная, перекись водорода — стойкий продукт, который при соблюдении определенных правил обращения хранится длительное время без заметного разложения (не более 1% в год). В ЖРД применяют ее 80—90-процентные водные растворы. И все же в качестве окислителя горючего перекись водорода используется редко.

Главный представитель третьей группы окислителей — жидкий фтор  $F_2$ . Эта желтая жидкость с резким запахом — один из наиболее активных окислителей. Ведь фтор способен окислять даже кислород. С горючими он образует самовоспламеняющиеся смеси.

Заканчивая краткое рассмотрение окислителей, надо сказать, что наибольшее практическое применение нашли азотно-кислотные и кислородные.

В качестве горючего в ЖРД находят применение вещества, насыщенные углеродом и водородом. По своему составу они делятся на четыре группы: углеводородные, кислородоуглеводородные, азотно-углеводородные, азотно-водородные.

Углеводородные горючие — продукты перегонки нефти: керосины, бензины, лигроины. Наибольшее распространение получили керосины. Конечно, не те, которые используются в быту, а специально обработанные. У них много положительных качеств, а главное, они дешевы в производстве и могут применяться с различными окислителями. Керосины обладают хорошими эксплуатационными свойствами: их хранение, транспортировка, заправка не вызывают особых затруднений.

К кислородоуглеводородным горючим относятся спирты: этиловый, метиловый, изопропиловый и другие. Конечно, они менее эффективны, чем продукты перегонки нефти, так как содержат значительное количество кислорода. Наибольшее применение нашли 75—93-процентные водные растворы этилового спирта: они позволяют снижать температуру сгорания и облегчают охлаждение двигателя, у них хорошие эксплуатационные свойства. Иногда в качестве горючих используют

смеси из спирта и авиационного бензина или спирта, бензина и бензола. В последнее время интерес специалистов к спиртам постепенно уменьшается: на смену приходят более эффективные горючие.

Основу азотно-углеводородной группы составляют амины. Их отличительная особенность по сравнению с нефтепродуктами и спиртами — более высокая химическая активность. В качестве горючих могут использоваться анилин, диэтиламин, триэтиламин и ксилидин.

Наиболее распространена смесь триэтиламина и ксилидина в равных пропорциях. Называют ее тонка-250. Это жидкость бурого цвета с неприятным запахом. Способна самовоспламеняться с азотно-кислотными окислителями, поэтому широко применяется как пусковое горючее. По физическим и энергетическим характеристикам близка к горючим нефтяного происхождения.

Из числа горючих азотно-водородной группы в первую очередь следует выделить гидразин и диметилгидразин. Гидразин — бесцветная ядовитая жидкость, дымящая на воздухе. Специалисты считают его универсальным горючим, так как он может использоваться в сочетании со многими окислителями. Недостатки гидразина: токсичен, взрывоопасен, недостаточно стабилен, имеет высокую температуру замерзания, разрушающе действует на резину и многие органические материалы.

Диметилгидразин — бесцветная жидкость с запахом аммиака, растворяется в воде, спиртах, углеводородах и аминах. Обладает достаточно высокой термической стойкостью (до температуры около 950—1050° К). В отличие от гидразина не взрывается ни в жидком, ни в газообразном состоянии. Однако считается пожароопасным: легко воспламеняется на воздухе.

Несколько слов о перспективных горючих. Считают, что повысить эффективность горючих можно, используя порошки лития, бериллия, алюминия, магния, их гидридов, а также бора и его соединений. Их можно применять в виде суспензии или коллоидного раствора металла в горючем в качестве третьего компонента, хранимого в отдельном баке, с самостоятельной магистралью подачи.

Однако пока внедрению топлив с металлосодержащим горючим препятствует ряд трудностей. Основные из них: сложность и высокая стоимость производства порошков, неравномерность распределения порошков в жидкости, возможность засорения форсунок, резкое возрастание теплопроизводительности топлива, что требует для изготовления камеры сгорания новых материалов и усложняет систему охлаждения.

### **Ракетные двигатели твердого топлива**

Топливо, используемое в этих двигателях, находится в твердом агрегатном состоянии, иначе — в твердой фазе. Весь его запас размещается непосредственно в камере сгорания, которая существенно отличается от камеры ЖРД. Естественно, по-иному протекают в ней и рабочие процессы.

Есть у РДТТ и специфические характеристики, например, величина, показывающая степень загрузки камеры сгорания топливом. Это отношение объемов топливного заряда и камеры так и называется — коэффициент наполнения камеры двигателя.

Один из критериев эффективности РДТТ — отношение полного импульса к массе двигателя с топливом — называется качеством двигателя. Очевидно, чем больше этот критерий, тем эффективнее двигатель, и наоборот.

РДТТ — не только силовая двигательная установка, но и основа всей конструкции ракеты. С ним, как правило, стыкуются боевая часть, приборный отсек, другие агрегаты и узлы ракеты.

Начнем описание устройства РДТТ с рассказа о твердых ракетных топливах (ТРТ). Такой необычный подход вполне оправдан. Зная физико-химические свойства твердых ракетных топлив, энергетические характеристики топливных зарядов, законы их горения, легче усвоить и понять работу РДТТ в целом, разобраться в особенностях его конструкции.

**Твердые ракетные топлива** представляют собой самостоятельный, довольно обширный, класс топлив. В зависимости от химического состава ТРТ, нашедшие применение в зарубежных двигателях, делят на две группы: коллондные и смесевые.

**Коллоидные ТРТ** — твердые растворы однородных, так называемых гомогенных, веществ, молекулы которых содержат горючие и окислительные элементы. Основу их составляет нитроцеллюлоза с различным содержанием азота и нитроглицерина. Например, широкое распространение получило топливо, содержащее 50—75% нитроцеллюлозы и 50—25% нитроглицерина.

Обратите внимание на эти процентные соотношения. Видно, что максимальное содержание нитроглицерина в составе этого коллоидного топлива не превышает 50%. Почему? Казалось бы, заманчиво увеличить количество нитроглицерина. Ведь в чистом виде это взрывчатое вещество. Верно. И если так сделать, то, разумеется, улучшится удельный импульс РДТТ. А как же остальные характеристики? Оказывается, ухудшаются механические свойства топливного заряда, становится хуже физико-химическая стабильность топлива, повышается его взрывоопасность.

Заряды из коллоидных топлив обладают в целом хорошими механическими свойствами и сохраняют их при работе двигателя, если нижний предел давления в камере не слишком высок. Они обеспечивают также удовлетворительное значение удельного импульса.

Недостатки коллоидных топлив: пожаро- и взрывоопасность в процессе производства, относительно высокая скорость горения, недостаточная эластичность, не позволяющая прочно скреплять заряд со стенками камеры РДТТ. Кроме того, не представляется возможным изготавливать шашки зарядов большого диаметра, так как практически нельзя добиться однородности топлива по его толщине. Эти топлива применяются в сравнительно небольших двигателях.

**Смесевые ТРТ** — это смесь горючих и окислительных веществ, которые в общем случае могут быть неоднородными (гетерогенными). Горючее в смесевом топливе выполняет еще и роль связующего вещества. Поэтому не случайно в качестве этого компонента используют различные каучуки: полисульфидные, полиуретановые, полибутадиеновые. Если есть необходимость повысить энергетические свойства топлива, можно применить добавки — своеобразное второе горючее в виде порошков алюминия, бериллия, магния.

Что же представляют собой окислители ТРТ? Это в основном неорганические кристаллические вещества, например перхлораты аммония  $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ , реже — калия  $\text{KClO}_4$ , нитраты натрия  $\text{NaNO}_3$ , калия  $\text{KNO}_3$  или аммония  $\text{NH}_4\text{NO}_3$ .

Чтобы топливный заряд получился прочным, компоненты должны быть связаны между собой. Выяснилось, что на 85% окислителя и порошка металла необходимо менее 15% горючего-связующего. Оказывается, примерно такая пропорция обеспечивает двигателю и высокий удельный импульс. В современных зарубежных смесевых топливах содержится 60—75% окислителя, 15—25% горючего-связующего и 10—20% алюминиевой пудры.

Смесевые ТРТ по сравнению с коллоидными обладают рядом преимуществ: у них больше удельная масса и удельный импульс, выше термическая стойкость и продолжительность хранения, шире допустимый интервал начальных температур заряда, ниже предел давления, при котором обеспечивается нормальное горение топлива. Немаловажное значение имеет и такое преимущество, как простота изготовления заряда ТРТ, т. е. возможность его формовки путем непосредственной заливки топливной массы в камеру двигателя.

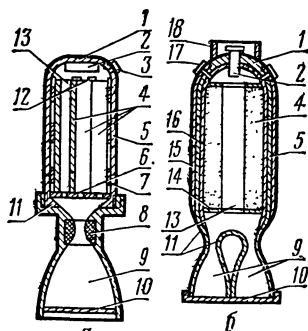
В коллоидные и смесевые топлива обычно вводят присадки. Некоторые из них — технологические: они облегчают прессование зарядов, замедляют или ускоряют отверждение топливной массы. Другие играют роль стабилизаторов, обеспечивающих длительное хранение зарядов и сохранение их физико-химических свойств. Третьи увеличивают или уменьшают скорость горения. Другими словами, в распоряжении химиков есть средства, с помощью которых они могут регулировать некоторые свойства ТРТ и, следовательно, в определенной степени устранять присущие им недостатки.

**Конструктивная схема РДТТ** определяется, во-первых, назначением двигателя, формой и способом изготовления топливного заряда, а во-вторых, продолжительностью работы двигателя, способом его регулирования и выключения.

Однако все двигатели этого типа имеют общие, необходимые для любого из них узлы и детали (рис. 9): корпус камеры сгорания 5 с сопловым блоком 9, заряд

**Рис. 9. Конструктивные схемы типовых РДТТ:**

*а* — с многошашечным свободно вложенным зарядом; *б* — с монолитным зарядом, скрепленным с камерой; 1 — переднее днище камеры; 2 — воспламенитель; 3 — предохранительный клапан; 4 — шашка твердого топлива; 5 — корпус камеры сгорания; 6 — диафрагма; 7 — вкладыш для центровки заряда в камере; 8 — сопловой туполавкий вкладыш; 9 — сопловой блок; 10 — сопловая крышка; 11 — заднее днище камеры (сопловое); 12 — пластинчатая пружина; 13 — внутренний канал топливной шашки (заряда); 14 — бронировка заряда; 15 — наружная теплоизоляция камеры; 16 — внутренняя теплоизоляция стенки камеры; 17 — заглушка сброса давления из камеры сгорания; 18 — узел крепления двигателя



твердого топлива 4, воспламенитель 2, узел крепления двигателя 18. Остальные элементы — вспомогательные. Они обеспечивают нормальную работу двигателя или выполняют какие-либо дополнительные функции. К этим элементам относятся: диафрагма, предохранительные клапаны, крышки, различного рода заглушки, теплоизоляция и т. п.

Конструкция РДТТ во многом зависит от способа размещения топливного заряда в камере сгорания.

Первый — топливный заряд вкладывается в камеру сгорания и закрепляется таким образом, чтобы исключить его перемещение относительно корпуса. Получается схема РДТТ со свободно вложенным зарядом (см. рис. 9, *а*).

В чем же ее особенности? Во-первых, в двигателях можно применять одно- и многошашечные заряды (связки), изготовленные как из коллоидных, так и из смешанных топлив. Но главное состоит в том, что при работе двигателя в зазоре между зарядом и корпусом камеры текут горячие газы. А это приводит к тому, что если поверхность заряда не бронирована, то в зазоре происходит и горение топлива. Специалисты считают такую особенность крупным недостатком. И вполне обоснованно: ведь стенки камеры при этом интенсивно нагреваются. А так как горение, например коллоидных топлив, происходит при высоких давлениях, то, очевидно, стенки камеры должны быть довольно толстыми, а са-

ма конструкция массивной. Все это препятствует применению РДТТ со свободно вложенным зарядом в управляемых ракетах большой дальности. Ими снабжаются в основном неуправляемые реактивные снаряды ближнего боя.

Топливные шашки многих современных РДТТ, как правило, бронируются. Тогда при работе двигателя в зазоре протекает относительно небольшой газовый поток. А нельзя ли от него избавиться совсем? Оказывается, можно. Надо снарядить двигатель одной монолитной шашкой, горение которой происходит только по центральному каналу, а на ее торцах между стенкой корпуса и зарядом установить кольцевые герметизирующие уплотнения. Тогда в зазоре образуется так называемая застойная зона. Газового потока в ней нет, и, естественно, нагрев стенок камеры значительно уменьшается.

У такого двигателя есть некоторые преимущества: универсальность в использовании топлива, быстрота замены заряда в случае необходимости. К недостаткам можно отнести: усложнение конструкции двигателя, увеличение его массы за счет центрирующих, герметизирующих и фиксирующих элементов.

Второй способ размещения заряда заключается в формовке топливной массы непосредственно в камере двигателя. При ее остывании заряд прочно соединяется с внутренней поверхностью камеры.

Широкое распространение в настоящее время боевых ракет с РДТТ объясняется использованием в них более эффективных в энергетическом отношении смесевых топлив. Они устойчиво горят при относительно низких давлениях в камере — около  $(3-4) \cdot 10^6$  Н/м<sup>2</sup>. Это ценное свойство. Сочетание его с другим, не менее важным — возможностью получения заряда смесевого топлива путем заливки массы в камеру — привело к созданию оригинальной конструкции РДТТ — двигателя со скрепленным зарядом (см. рис. 9, б).

Эта конструкция примечательна во многих отношениях. Здесь нет зазора между зарядом и корпусом. Последний, таким образом, полностью или частично защищен самим топливом от непосредственного воздействия продуктов сгорания. Это позволяет значительно уменьшить толщину теплоизолирующего покрытия или

совсем отказаться от него. Становятся ненужными специальные элементы для фиксации заряда в камере. Отпадает необходимость в его бронировке.

Все это позволило конструкторам использовать для изготовления корпуса двигателя более легкие материалы: титан, алюминиевые сплавы, пластмассы. К тому же, как известно, плотность твердых топлив на 20—80% больше, чем жидких. В результате значительно улучшились габаритные характеристики двигателей, появилась возможность создавать по этой схеме мощные РДТТ с продолжительным временем работы.

Стоит посмотреть на принципиальную схему двигателя со скрепленным зарядом, и сразу видно, что он по конструкции проще, чем ЖРД. В самом деле, в нем нет топливных баков, трубопроводов, агрегатов, узлов и арматуры системы подачи топлива в камеру. Отсутствует и обязательная для ЖРД система охлаждения камеры сгорания и сопла. Облегчается эксплуатация РДТТ, упрощается техника безопасности (здесь нет ядовитых, самовоспламеняющихся топлив), сокращается численность обслуживающего персонала. Нет необходимости размещать в боевых порядках войск громоздкое наземное заправочное оборудование. Поэтому неудивительно, что в вооруженных силах ряда стран жидкостные ракеты постепенно уступают место твердотопливным: Так, например, в США вместо тактических ракет с ЖРД «Капрал» и «Редстоун» приняты на вооружение ракеты с РДТТ «Сержант» и «Першинг». Стратегическая жидкостная ракета «Атлас» заменена твердотопливной «Минитмен».

Однако нельзя думать, что РДТТ обладают только положительными качествами. У них есть и недостатки. Прежде всего, ограничена продолжительность работы: для современных двигателей она не превышает 90—120 с. Причина здесь одна — неохлаждаемое сопло камеры работает в очень тяжелых условиях. Высокотемпературные продукты сгорания движутся с большой скоростью, что приводит к быстрому изменению геометрических размеров проточной части сопла и особенно его критического сечения. Для сравнения укажем, что продолжительность работы ЖРД ограничивается лишь запасом топлива. Практически она достигает нескольких десятков минут.

Кроме того, у РДТТ меньшая удельная тяга. Они более чувствительны к начальной температуре топлива — той температуре, которую имеет заряд в момент, непосредственно предшествующий старту ракеты. Действительно, одно дело запустить ракету с РДТТ зимой, а другое — летом: режимы работы двигателя будут отличаться. Значительные трудности возникают при решении вопросов о регулировании тяги РДТТ по величине и направлению, о многократном включении и выключении двигателя.

Рассмотрение устройства РДТТ начнем с корпуса камеры сгорания. Это основной силовой элемент двигателя, предназначенный для сборки и крепления всех его узлов и деталей. В нем размещается заряд топлива, формируется поток продуктов сгорания. С его помощью тяга, создаваемая двигателем, передается на ракету.

**Корпус** представляет собой целую или сборную оболочку цилиндрической, реже шаровой, формы, закрытую с торцов передним и задним днищами. На переднем днище располагаются, как правило, воспламенительное устройство 2, узел крепления двигателя к ракете 18, система выключения двигателя, состоящая из блока заглушек 17 или сопла противотяги. Заднее днище и сопловой блок часто выполняются в виде единого узла, на котором могут располагаться воспламенитель, привод поворотных сопел и другие элементы.

Корпус камеры сгорания при работе двигателя испытывает большие термические и механические нагрузки. Поэтому изготовление корпуса — один из тонких и ответственных заводских процессов. Корпус может быть литым, штампованным, точеным, сварным или намотанным. Материалы — сталь, алюминиевые, титановые или магниевые сплавы.

Назначение соплового блока такое же, как и в ЖРД. Он выполняется сплошным из жаропрочных легированных сталей. Иногда в критическую часть сопла помещают вкладыши 8 из тугоплавких материалов — вольфрама, графита, тантала.

Одним из основных узлов двигателя является топливный заряд — носитель тепловой энергии, первоисточник образования рабочего тела — продуктов сгорания. Количество их зависит от скорости горения топлива, площади горячей поверхности заряда, которая, в

свою очередь, определяется его геометрической формой и размерами.

Довольно строгие требования предъявляются к прочностным характеристикам заряда. Ведь на него при работе двигателя действуют и силы инерции, и давление газов в камере, и многие другие факторы. Заряд должен быть достаточно жестким, и это очень важно: только тогда будет соблюдаться заданный закон изменения его горячей поверхности. Вместе с тем заряд должен быть и упругим. В противном случае под действием местных напряжений он может потрескаться и даже разрушиться. А это неизбежно приведет к резкому увеличению горячей поверхности заряда и двигатель взорвется.

Одна из задач, которая в свое время стояла перед специалистами, — выяснить, как горит топливный заряд. Изменяется ли величина поверхности горения, а если изменяется, то с какой скоростью? Есть ли здесь закономерности и какие именно? И главное, можно ли ими управлять?

Действительно, при работе двигателя величина горячей поверхности твердотопливной шашки может изменяться. Если она возрастает, горение называется прогрессивным, если уменьшается — дегрессивным. Горение считается нейтральным в том случае, когда эта величина постоянна во времени.

Отметим, что прогрессивным свойством обладают одно- и многоканальные заряды, горящие только по поверхности внутренних каналов. Дегрессивное свойство проявляется тогда, когда заряд горит по наружной поверхности, нейтральное — по торцу.

Каким образом надо воздействовать на заряд, чтобы изменить степень прогрессивности его горения? Один из способов — применение бронирующих покрытий; для коллоидных топлив это ацетат или этилцеллюлоза, для смесевых — синтетический каучук в смеси с газовой сажой, пластификаторами и вулканизирующими добавками.

В составных зарядах степень прогрессивности горения можно регулировать подбором шашек, причем в очень широком диапазоне. Одновременно надо предусмотреть, чтобы шашки составного заряда прочно и надежно закреплялись в камере. Причем способ креп-

ления надо выбрать такой, который не препятствовал бы линейному расширению шашек при нагревании.

Крепление в общем случае зависит от физических свойств топлива и количества шашек в заряде. Фиксация пакета шашек может быть достигнута в осевом направлении: с одной стороны диафрагмой, с другой — опорной пластиной с поджимной пружиной. Если горение шашек происходит по центральному каналу, то в радиальном направлении заряд можно зафиксировать кольцевыми вкладышами. Возможно крепление шашек и на продольных штырях. Предпочтительным считается склеивание составных зарядов.

Монолитные заряды, свободно вложенные в камеру, крепятся торцевыми уплотнениями кольцевого типа или приклеиваются непосредственно к корпусу. При этом полимерные клеящие вещества наносятся на внутренние стенки камеры либо напылением, либо их заливают во вращающийся корпус и под действием центробежных сил они растекаются там ровным слоем.

Заряды изготавливают прессованием или отливкой. Прессуют обычные заряды из коллоидных топлив.

Отливку чаще применяют для получения зарядов из смесевых топлив. Заливка массы может производиться как в специальные формы, так и непосредственно в камеру сгорания. Необходимые каналы в заряде получаются в результате установки в отливочную форму профилированных стержней (оправок), извлекаемых после отверждения топлива.

Запуск РДТТ осуществляется с помощью воспламенителя. Это хотя и небольшой, но ответственный элемент: он создает в камере так называемые первоначальные условия, необходимые для выведения заряда на режим устойчивого горения.

Воспламенитель должен срабатывать абсолютно надежно: вся поверхность заряда должна быть охвачена горением в минимально допустимое время. И совершенно необходимо, чтобы при этом заряд не разрушился. При хранении в течение длительного времени свойства воспламенительного вещества должны оставаться неизменными.

В настоящее время широко применяются воспламенители пиротехнического типа с электрозапалом, выполненные, как правило, в виде единого блока. Но иног-

да электрозапал представляет собой отдельную сборку — получается так называемая пиросвеча.

Электрозапал — инициатор воспламенения. Его непременная часть — электрическая нить накаливания запрессована в навеску легковоспламеняющегося пиротехнического состава. Это может быть, например, черный порох, коллоидные и смесевые топлива на основе перхлората аммония и других окислителей.

Какой же величины надо сделать пирозаряд, чтобы выполнялось самое главное требование — надежный запуск РДТТ? Для примера укажем, что, если для пирозаряда используется черный порох, то его надо примерно 1,5—2 г на каждый литр свободного объема камеры. Продолжительность воспламенения двигателя составляет 0,01—0,35 с.

В большинстве случаев воспламенитель устанавливается на переднем днище камеры. Тогда продукты его сгорания, перемещаясь по направлению к соплу, равномерно и быстро омывают всю поверхность заряда. Но бывают и такие конструкции РДТТ, в которых воспламенитель размещен на заднем днище. В этих двигателях горение заряда цилиндрической формы начинается с торца. Иногда воспламенитель просто вкладывается в канал заряда со стороны сопла.

Чтобы повысить надежность запуска двигателя, можно использовать сразу несколько воспламенителей, работающих параллельно.

Если вам придется наблюдать старт ракеты в кино или по телевидению, особенно по цветному, обратите внимание на факел пламени, вырывающийся из двигателя. В этом факеле почти у самого среза камеры сгорания выделяется ядро. Температура в нем чрезвычайно велика. Высокотемпературные продукты сгорания, движущиеся с высокой скоростью, воздействуют на стенки камеры. Отдельные составляющие вещества стенки переходят из твердой фазы в жидкую и газообразную и уносятся вместе с рабочим телом. Происходит физико-химический процесс разрушения материала камеры, называемый абляцией.

Все это может привести к прогару стенок камеры и ее разрушению. Поэтому конструкторы вынуждены применять специальную теплозащиту РДТТ — комплекс мероприятий, направленных на сохранение прочност-

ных качеств и профиля (формы) конструктивных элементов двигателя в течение всего времени его работы. Но так как не все части двигателя подвергаются в одинаковой степени тепловому или газодинамическому воздействию, то и теплозащита бывает разной: общей, местной и комбинированной. Общая — обеспечивает защиту стенок всей камеры сгорания, местная — лишь отдельных, наиболее теплонапряженных ее узлов, комбинированная — сочетает одновременно и общую и местную защиту.

В небольших РДТТ, работающих непродолжительное время (секунды), специальная теплозащита, как правило, не применяется. Для охлаждения камер таких двигателей бывает достаточно лишь немного увеличить толщину стенки. Налицо так называемое емкостное охлаждение. Действительно, энергия теплового потока аккумулируется всей массой стенки без существенного снижения ее прочности и частично передается в окружающую среду.

Теплозащитные покрытия применяют для охлаждения крупногабаритных двигателей, а также тех, время работы которых исчисляется десятками секунд. Материалы для таких покрытий должны обладать низкой теплопроводностью, малой удельной массой, но высокой теплоемкостью. Находят применение тугоплавкие, аблирующие и термоизолирующие покрытия. Те и другие могут быть одно- и многослойными.

Тугоплавкие покрытия применяют для защиты узлов, подвергающихся длительным тепловым и газодинамическим нагрузкам: соплового блока и особенно его горловины.

В качестве материалов для тугоплавких покрытий могут использоваться жаропрочные и жаростойкие металлы и их соединения: вольфрам, молибден, тантал, ниобий, окислы алюминия, бериллия, магния, тория, карбид титана, а также неметаллы: графит, пирографит, карбиды бора и кремния.

Аблирующие покрытия применяются лишь для тех узлов, которые омываются газовым потоком и для которых допустимы некоторые изменения размеров. Сущность такой защиты состоит в том, что тепло расходуется (поглощается) в процессе эндотермической реакции в поверхностном слое покрытия при его фазовых пре-

вращениях: плавлении, испарении, сублимации. Образно говоря, слой теплозащиты приносится в жертву: во время работы двигателя он постепенно разрушается, и его частицы уносятся вместе с продуктами сгорания. Зато стенки камеры предохраняются от разрушения.

Для аблирующих покрытий используются минеральные соли с органической связкой. Они обладают малой теплопроводностью, высокой теплотой абляции и интенсивным газообразованием. Покрытия из таких материалов весьма надежны. Например, на одном из крупных зарубежных РДТТ, рассчитанном на работу в течение 120 с, покрытие из кремнийорганического каучука толщиной около 5 мм снизило температуру защищаемой поверхности на 1220°.

В двигателях со скрепленным зарядом может успешно применяться термоизолирующая прослойка 16 (см. рис. 9, б) между топливным зарядом и корпусом. Основные требования к термоизолирующему покрытию — низкая теплопроводность и хорошая адгезия, т. е. способность прилипать к поверхности заряда и стенкам камеры. На этом же рисунке показано иногда применяемое наружное теплозащитное покрытие 15. Его назначение — изоляция корпуса двигателя от раскаленных продуктов сгорания при старте ракеты из шахты.

В связи с тем, что мощности РДТТ постепенно растут, в последнее время за рубежом начали разрабатывать так называемые охлаждаемые вкладыши. Кроме того, конструкторы предполагают использовать также теплозащиту жидкостного типа, которая, в принципе, не отличается от аналогичных систем ЖРД.

## Рабочие процессы РДТТ

Цикл работы двигателя включает три этапа: запуск, рабочий режим, выключение.

Запуск начинается с момента подачи напряжения на электрозапал. Когда загорится воспламенитель, давление и температура в камере стремительно возрастают. Давление, например, значительно превышает номинальное давление, соответствующее установившемуся режиму работы двигателя. Это объясняется тем, что заряд воспламенителя берется с запасом, чтобы запуск двигателя был абсолютно надежный.

Как установлено, процесс выхода РДТТ на рабочий режим носит колебательный характер. Причин здесь несколько. Неравномерный прогрев заряда приводит к тому, что в отдельных местах на его поверхности возникают кратковременные вспышки. Горение заряда в начальный момент может быть неустойчивым, так как велики теплотери на нагрев топлива и конструктивных элементов двигателя.

Но вот наступает момент, когда давление и температура в камере перестают колебаться и достигают установленных значений. Топливный заряд горит ровно и мощно. Двигатель выходит на рабочий режим, разгоняя ракету на активном участке траектории. Ракета достигает расчетной скорости. Именно сейчас и надо прекратить работу двигателя. Не раньше и не позже — иначе ракета не попадет в цель. Это особенно касается баллистических ракет дальнего действия. Достаточно сказать, что отклонение скорости от заданной на десятки метров в секунду приводит к отклонению точки падения по дальности на десятки и сотни километров.

Но что значит прекратить работу двигателя? Специалисты говорят коротко: выключить двигатель. На словах вроде бы просто, а на деле это далеко не простой процесс.

Различают два способа выключения двигателя: самовыключение и принудительное выключение. Последнее иногда называют отсечкой тяги.

Самовыключение наступает при полном выгорании заряда или в случае его частичного разрушения. Чаще оно используется для РДТТ управляемых и неуправляемых ракет ближнего боя, стартовых ускорителей.

Двигатели баллистических ракет дальнего действия выключают принудительным способом по сигналу системы управления дальностью. Этого можно достигнуть либо гашением горящего топливного заряда, либо нейтрализацией тяги. Погасить заряд можно, резко сбросив давление в камере или понизив температуру газов.

Рассмотрим первый способ. Представьте, что удалось быстро открыть заглушки 17 (см. рис. 9, б). Тогда давление в камере упадет ниже порогового значения — двигатель выключится. Опытным путем установлено, что надежное прекращение горения топлива наступает тогда, когда скорость снижения давления достигает

некоторого критического значения. Причем чем выше рабочее давление в камере, тем большая скорость снижения давления необходима для того, чтобы погасить заряд. Идеальный случай, когда заглушки открываются практически мгновенно.

В принципе возможен и такой способ сброса давления в камере, как отделение заднего днища от двигателя вместе с сопловым блоком. К сожалению, в момент отделения днища возникает хотя и кратковременное, но резкое увеличение тяги. Явление это довольно неприятное, так как оно сказывается на точности стрельбы. Чтобы избежать его, конструкторы предложили остроумное решение: на боковой поверхности камеры вырезают симметрично расположенные окна. При сборке двигателя на заводе окна закрывают цилиндрической обоймой — поясом. В специальных надresaх на наружной поверхности обоймы помещают детонирующий шнур. Во время его подрыва обойма отделяется от корпуса и открывает боковые окна. Давление сбрасывается. Возникающие при этом боковые составляющие тяги взаимно компенсируются.

В настоящее время выключение РДТТ стравливанием давления из камеры считается наиболее приемлемым и универсальным. В печати отмечалось, что выключение двигателя таким способом обеспечивает заданную скорость ракеты в конце активного участка траектории с точностью до 0,3 м/с.

Второй способ гашения заряда — снижение температуры в камере сгорания. Первое, что приходит на ум: нельзя ли использовать для этой цели воду? Оказывается, можно. Впрыск воды или распыление в камере порошкообразного хладагента быстро гасит заряд. Но такой способ гашения заряда ухудшает массовые характеристики двигателя и ракеты. Ведь на ее борту надо разместить воду или порошок, а также приспособления для их подачи в камеру под давлением. Все это — нежелательный балласт.

Кроме того, при гашении заряда сбросом давления или впрыском жидкости появляется так называемый импульс последействия тяги. Он возникает за счет истечения остаточной массы газов, что влияет на скорость ракеты и, следовательно, снижает точность стрельбы. Избавиться от импульса последействия можно, осуше-

ствии принудительное выключение РДТТ нейтрализацией тяги. В этом случае рабочие процессы в камере сгорания не прекращаются.

Теоретически нейтрализовать тягу можно довольно просто. Достаточно, например, разделить тягу двигателя на две равные части и направить их встречно. Сумма сил станет равной нулю, что равносильно выключению РДТТ. Но как эту идею претворить в реальную конструкцию? Вот одно из решений. Можно использовать спойлеры — специальные цилиндрические полуоболочки, шарнирно укрепленные на корпусе двигателя. Если в необходимый момент времени их повернуть и поместить вогнутой частью в истекающую из сопла двигателя струю, то эта преграда разделит поток продуктов сгорания на две равные части. Более того, преграда повернет каждую часть на  $90^\circ$ , но направит их противоположно друг другу. Общий реактивный эффект станет равным нулю.

Команду на поворот спойлеров дает система управления дальностью ракеты. Так как спойлеры поворачиваются плавно, а не рывком, то и тяга двигателя уменьшается плавно. Это чрезвычайно важно: двигатель можно выключить с большой точностью.

Другое конструктивное решение: применение сопла с двумя расширяющимися насадками и отражательным кольцом. При выключении двигателя рабочий насадок, расположенный внутри другого, более широкого, сбрасывается. Истечение продуктов сгорания продолжается через наружный насадок. При этом одна их часть проходит в прямом направлении, а другая попадает на отражательное кольцо и поворачивается в обратном направлении, создавая таким образом противотягу.

С целью уменьшения импульса последствия тяги можно применить и не одно, а несколько сопел противотяги. Иногда такие сопла называют реверсивными. Обычно их располагают либо на переднем, либо на заднем днище. И в том и в другом случае продольные оси сопел противотяги могут быть как параллельными осям двигателя, так и составлять с ней некоторый угол. Важно, чтобы их суммарная тяга была направлена встречно тяге маршевого двигателя.

Мы рассмотрели рабочие процессы в РДТТ, их природу и специфику. И невольно возникает вопрос: а

поддаются ли они регулировке? Ведь это очень важно для успешного использования мощных РДТТ в баллистических ракетах дальнего действия, для которых точность полета имеет решающее значение.

На этот вопрос в целом можно ответить положительно. Регулировать рабочие процессы трудно, но вполне возможно.

Вот основные задачи регулирования. Во-первых, обеспечить постоянный заданный режим работы РДТТ или изменять его по определенному закону. Во-вторых, поддерживать постоянное значение давления в камере (тяги двигателя) либо преднамеренно изменять его в заданных пределах. Эти задачи решаются и на земле, и в полете. На земле — с помощью предстартовой регулировки (настройки) двигателя; в полете — системой автоматического управления.

Настройка РДТТ позволяет в значительной степени устранить влияние отклонения начальной температуры заряда на скорость его горения. А это очень важно, так как с учетом температуры заряда производится регулировка, обеспечивающая постоянство давления в камере. Известно, что при прочих равных условиях эта величина зависит от площади критического сечения сопла, которую при необходимости изменяют перед стартом ракеты. Для этого могут применяться или сменные вкладыши (ступенчатая регулировка), или конические обтекатели, устанавливаемые на входе в горловину сопла (плавная регулировка).

Тяга двигателя в общем случае определяется двумя факторами: секундным расходом продуктов сгорания и скоростью их истечения. Следовательно, регулировка тяги и сводится к изменению этих параметров.

На секундный расход рабочего тела можно повлиять, меняя скорость горения заряда. Для этого достаточно изменить давление в камере сгорания путем регулировки площади критического сечения сопла. Можно и отводить из камеры часть продуктов сгорания помимо сопла.

Скорость истечения продуктов сгорания регулируется изменением их температуры. Предположим, что потребовалось уменьшить эту скорость. В камеру работающего двигателя впрыскивается жидкость, например вода. Температура газового потока, а следовательно, и

его скорость, упадут. Для увеличения скорости в камере надо подать жидкий окислитель: улучшится полнота сгорания топлива, температура в камере увеличится, возрастет и скорость истечения газов.

**Гибридные (комбинированные) двигатели** работают на топливе, компоненты которого находятся в различных агрегатных состояниях: если окислитель жидкий, то горючее твердое, и наоборот. Они сочетают в себе элементы жидкостных и твердотопливных двигателей. Так, окислитель может подаваться в камеру вытеснительной системой, включающей пороховой аккумулятор давления (ПАД), бак и трубопроводы с арматурой. Твердое горючее в этом случае помещено в камеру, как это сделано в РДТТ. Для запуска такого двигателя может быть применена химическая система зажигания. Пусковой окислитель, подаваемый из баллона, обеспечивает воспламенение топлива и формирование первоначальных условий для его нормального горения. В процессе работы двигателя окислитель подается из бака на так называемые трубки впрыска, расположенные в центральных каналах топливных шашек.

Гибридные двигатели имеют более высокий удельный импульс, достигающий 2800—3000 Н·с/кг. По сравнению с РДТТ они обладают и некоторыми другими преимуществами.

**Воздушно-реактивные двигатели** применяются в качестве маршевых силовых установок крылатых ракет самолетного типа. Воздушная среда обладает, по сути дела, неисчерпаемыми запасами окислителя для работы ВРД. Она же безотказно служит и самой ракете: воздушные потоки, обтекая несущие плоскости, создают подъемную силу. Вот почему крылатые ракеты с ВРД весьма экономичны. При относительно небольших запасах топлива (горючего) они имеют достаточно большую дальность стрельбы.

В настоящее время в качестве горючего для ВРД применяются углеводороды: бензины и керосины. Заметим, что на полное сгорание 1 кг такого горючего расходуется в среднем 15 кг воздуха. Так что именно воздух является основным источником образования рабочего тела в ВРД.

Но при существующих технических возможностях использование крылатых ракет на высотах свыше 30—

35 км затруднено: двигатели отказываются работать, так как им не хватает кислорода. Этот недостаток существенно снижает возможности ракет с ВРД.

Тем не менее воздушно-реактивные двигатели используются для ракет некоторых классов, например «земля—земля», «воздух—земля».

Коротко о классификации ВРД. Они делятся на две большие группы: бескомпрессорные и компрессорные. У двигателей первой группы сжатие воздуха перед подачей его в камеру сгорания осуществляется только за счет скоростного напора набегающего потока. К этой группе относятся пульсирующие (ПуВРД) и прямоточные (ПВРД) двигатели.

У двигателей второй группы воздух проходит как бы две ступени сжатия: первая — за счет скоростного напора, вторая — в специальном агрегате-компрессоре. Двигатели такого типа называют турбореактивными (ТРД).

Рассмотрим особенности конструкций отдельных типов ВРД.

**Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД)**, схема камеры сгорания которого показана на рис. 10, а, характерен тем, что рабочий процесс сгорания топлива происходит не непрерывно, а отдельными циклами — импульсами. Поэтому и величина создаваемой двигателем тяги колеблется (пульсирует) в некоторых пределах.

В состав ПуВРД входят баки с горючим, система подачи, камера сгорания с воздушным диффузором и соплом, форсунки. Эти элементы присутствуют и во всех остальных типах ВРД.

Как же работает такой двигатель? Набегающий воздушный поток сжимается диффузором 2 и через клапанную решетку 3 поступает в камеру сгорания. Здесь он смешивается с горючим, которое впрыскивается системой подачи через форсунки 4. Чтобы сгорание было полным, горючее тщательно распыляется в потоке воздуха. Создается однородная рабочая смесь.

Первоначальное воспламенение смеси, т. е. запуск двигателя, может производиться электрической запальной свечой или пиротехническим патроном с электрозапалом. При горении состава, запрессованного в патрон, создается факел, образующий дежурное пламя,

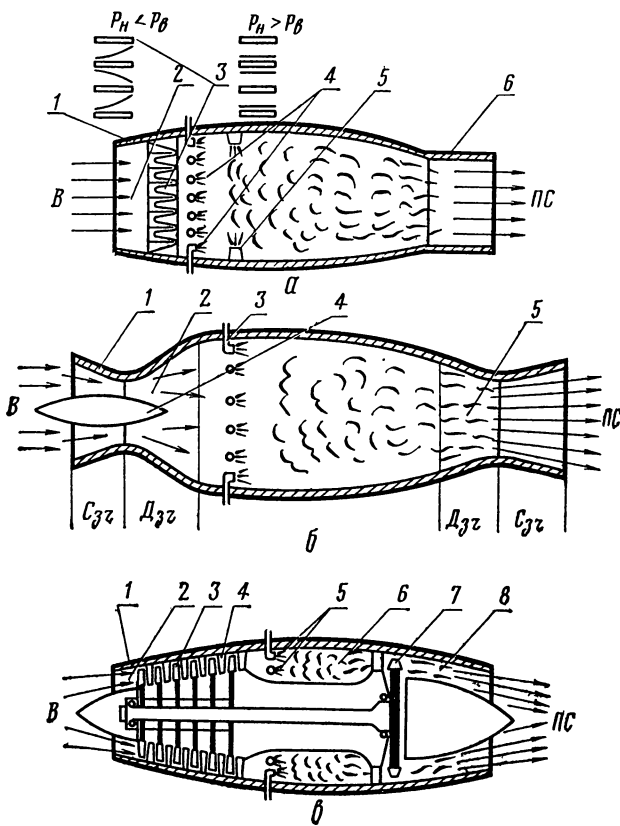


Рис. 10. Схемы воздушно-реактивных двигателей:

а — пульсирующего (ПуВРД): 1 — корпус; 2 — воздушный диффузор; 3 — клапанная решетка; 4 — форсунки горячего; 5 — электросвеча; 6 — выхлопная труба;  
 б — прямоточного (ПВРД): 1 — корпус; 2 — воздушный диффузор; 3 — форсунки горячего; 4 — конус; 5 — сопло;  
 в — турбореактивного (ТРД) с осевым компрессором: 1 — корпус; 2 — воздушный диффузор; 3 — лопатка колеса ротора; 4 — лопатка статора; 5 — форсунки горячего; 6 — камера сгорания; 7 — турбина; 8 — сопло;  
 $C_{3z}$  — сверхзвуковая часть;  $D_{3z}$  — дозвуковая часть;

необходимое для начального этапа работы двигателя. В дальнейшем горение поддерживается автоматически. Единственный подвижный элемент камеры сгорания — клапанная решетка. Но и она совершает лишь

колебательные движения, пропуская воздух только в одном направлении из воздушного диффузора в камеру сгорания. Решетка открыта, когда давление воздуха в диффузоре превышает давление в камере. При воспламенении рабочей смеси клапаны закрываются, продукты сгорания, истекая через сопло, создают тягу. В камере на короткое время образуется разрежение, клапаны решетки открываются, в камеру поступает очередная порция воздуха и процесс повторяется. Частота пульсаций зависит от конструкции ПуВРД и находится в пределах от 30 до 300 колебаний в секунду.

ПуВРД сравнительно прост по устройству, работает не только в полете, но и на месте. Главный недостаток этого двигателя заключается в том, что его можно применять только на дозвуковых скоростях полета. За этим порогом лобовое сопротивление ракеты с таким двигателем резко возрастает. Кроме того, по своим характеристикам он уступает прямоточному и турбореактивному двигателям. Поэтому ПуВРД и не нашел широкого применения.

**Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД)** по своей конструкции еще проще, чем пульсирующий, поскольку в нем вообще отсутствуют подвижные элементы. Он несложен в изготовлении и надежен в работе.

Обратимся к рис. 10, б. Здесь изображена схема ПВРД, предназначенного для полета только со сверхзвуковыми скоростями. Если же ракета будет использоваться на дозвуковых скоростях, то на нее надо ставить другой двигатель, рассчитанный именно для таких скоростей. Такова уж особенность двигателей этого типа.

Чем же отличается дозвуковой ПВРД от сверхзвукового? Представим, что суживающаяся по ходу потока часть воздушного диффузора и расширяющаяся часть сопла отсутствуют. Полученная конструкция и есть не что иное, как дозвуковой ПВРД. При работе двигателя скорость воздушного потока в расширяющейся части диффузора будет падать, а давление наоборот — возрастать. Из диффузора воздух поступает в камеру сгорания, туда же впрыскивается горючее. Рабочая смесь воспламеняется и образуются продукты

сгорания. Однако давление в камере остается неизменным, а плотность рабочего тела в результате нагревания уменьшается.

В суживающейся части сопла давление газового потока падает, но увеличивается его скорость. На выходе из сопла она выше, чем скорость воздуха на входе диффузора. Ведь в камере сжигается горючее и повышается температура потока. Реактивная сила возникает в результате изменения количества движения газа в основном за счет увеличения его скорости.

Теперь проследим за работой сверхзвукового ПВРД. Его диффузор снабжен специальным суживающимся конусом, проходя который, набегающий воздушный поток снижает свою скорость до дозвуковой. Зато возрастают его плотность, температура и давление. Образовавшиеся в камере продукты сгорания попадают в расширяющуюся часть сопла. Здесь давление и температура рабочего тела падают, но одновременно резко увеличивается скорость газов.

Самый крупный недостаток ПВРД — неспособность работать на месте. Поэтому ракета должна обязательно снабжаться стартовым двигателем — ускорителем. Кроме того, ПВРД надежно функционируют лишь в заданном (спроектированном) диапазоне скоростей. На практике чаще находят применение сверхзвуковые ПВРД.

**Турбореактивный двигатель (ТРД)** отличается от других ВРД тем, что сжатие воздуха достигается не торможением набегающего потока, а в специальном устройстве — компрессоре. Последние бывают осевые и центробежные.

ТРД с осевым многоступенчатым компрессором (см. рис. 10, в) состоит из входного диффузора, компрессора, камеры сгорания, турбины, выходного сопла, бака с горючим и системы подачи.

Отметим особенности рабочих процессов ТРД. Воздух сжимается сначала в диффузоре, затем — в компрессоре. Сжатие в нем происходит последовательно в нескольких расположенных друг за другом ступенях. Каждая ступень состоит из двух частей: вращающейся — колеса (ротора) и неподвижной — статора. Колесо — это диск, снабженный по окружности лопатками.

Они расположены так, что между ними образуются каналы, расширяющиеся в осевом направлении: получается несколько рядов своеобразных дозвуковых диффузоров. На статоре тоже закреплены лопатки, причем таким образом, что воздух от них направляется на лопатки соседнего ротора.

В расширяющихся межлопастных каналах происходит торможение воздушного потока, а следовательно, и повышение его давления. Но поскольку ротор вращается, воздух вновь приобретает дополнительную скорость. На каждой ступени компрессора давление его повышается примерно на 30—40%. Кстати, в зависимости от конструкции компрессор может иметь от 6 до 15 ступеней.

Наконец сжатый воздух попадает в камеру сгорания и перемешивается с горючим. Рабочая смесь воспламеняется. Продукты сгорания, обладающие высоким давлением и температурой, направляются на лопатки рабочего колеса турбины. Здесь они, расширяясь, совершают работу, вращая газовую турбину, которая находится на одном валу с ротором компрессора.

Однако на эту работу затрачивается лишь часть энергии продуктов сгорания. Покинув лопатки турбины, они направляются в сопло, истекая из которого, создают реактивную силу.

ТРД может работать и на месте. Двигатели этого типа устанавливаются на самолетах, самолетах-снарядах и крылатых ракетах. Однако область их применения ограничена высотой, а также скоростью движения летательного аппарата (предел около 500 м/с). Для достижения более высоких скоростей целесообразно использовать прямоточные двигатели.

Чтобы увеличить тягу ТРД, иногда применяют форсаж. Дело в том, что выбрасываемые из турбины газы содержат еще некоторое количество кислорода, который можно использовать. Форсаж двигателя и состоит в том, что в затурбинное пространство впрыскивается некоторое количество горючего, достаточное для того, чтобы полностью использовать остатки кислорода. Таким образом, на участке от турбины до среза сопла продукты сгорания получают дополнительное приращение скорости.

## 7. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ (СУ)

Обязательными составными частями любого автомата являются устройство управления (регулятор) и устройство исполнения (объект регулирования). Однако чтобы процесс регулирования происходил автоматически, необходимы, по крайней мере, три условия: прямая связь между регулятором и объектом, по линии которой передаются управляющие команды; обратная связь, по линии которой в регулятор поступает информация о состоянии объекта; переработка информации в регуляторе в соответствии с заданными условиями.

На рис. 11 показана в самом общем виде блок-схема системы автоматического управления. Она чрезвычайно проста, но вместе с тем в ней реализованы все три условия и благодаря этому она поможет нам разобраться в устройстве и принципе действия системы управления, установленной на ракете.

Итак, под системой управления ракетой понимается совокупность устройств, обеспечивающих либо ее полет по траектории, проходящей через цель, либо отклонение от нее в заданных пределах. В этой формулировке заключена общая задача системы управления. Она распадается на ряд частных: обеспечение устойчивого полета и стабилизации центра масс ракеты относительно расчетной траектории; измерение отклонений ракеты от расчетной траектории, выработка команд и передача их на исполнительные органы ракеты с целью возвращения ее на траекторию полета; выключение двигателей ракеты при достижении ею заданной скорости или по израсходовании бортового запаса топлива; корректировка движения ракеты или ее боевой части на пассивном участке траектории; ликвидация ракеты и ее боевого заряда на траектории полета в случае промаха.

Естественно, что не все эти задачи должны обязательно решаться системой управления каждой боевой ракетой. Все зависит от тактико-технических требований, предъявляемых к СУ ракеты конкретного типа. Выбор системы управления определяется многими факторами: характером цели, траекторией полета ракеты, характеристиками ее отдельных элементов и, наконец, аэродинамической компоновкой ракеты.

Однако независимо от вида системы управления,

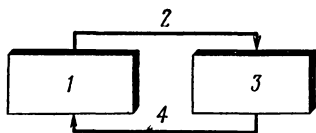


Рис. 11. Блок-схема системы автоматического управления:

1 — регулятор; 2 — прямая связь (управляющие сигналы-команды); 3 — объект регулирования; 4 — обратная связь (сигналы контроля)

любая из них должна выполнять две основные задачи: обеспечивать стабилизированный (устойчивый) полет ракеты на траектории и вырабатывать команды для преднамеренного изменения траектории полета ракеты. Это изменение может предусматриваться заранее или возникать уже в процессе полета, например при стрельбе по движущейся цели. Тогда система управления в соответствии с заданной программой автоматически или по команде выработает и передаст необходимые сигналы на исполнительные органы ракеты.

Все системы управления по принципу действия можно разделить на четыре основные группы: автономные, системы телеуправления, самонаведения, комбинированные. Однако независимо от назначения и типа каждая система управления ракеты включает обязательные элементы (устройства, механизмы): программные, измерительные (чувствительные), управляющие, исполнительные.

**Автономные системы управления.** В этих системах все сигналы управления вырабатываются аппаратурой, расположенной непосредственно на борту ракеты и обеспечивающей ее движение по заданной траектории полета. После пуска всякая связь ракеты со стартом прекращается. Программа определяется на пункте старта и вводится в программное устройство ракеты перед запуском.

Автономная система управления может выполнять следующие задачи: измерять скорость, ускорение и другие параметры полета ракеты на траектории, вычислять ее текущие координаты; сравнивать полученные результаты с заданными величинами, заложенными в программное устройство; вырабатывать сигналы управления и передавать их на исполнительные органы для обеспечения полета ракеты по заданной траектории; формировать команду на отделение боевой части и осуществлять коррекцию ее полета к цели.

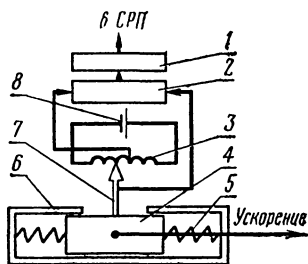


Рис. 12. Схема устройства и принципа работы акселерометра:

1 — интегратор (путь); 2 — интегратор (скорость); 3 — потенциометр; 4 — инерционное тело; 5 — демпфер; 6 — корпус; 7 — токосъемное устройство; 8 — источник электроэнергии

Автономная СУ может быть выполнена на основе использования инерциальных принципов регулирования, астронавигации, автопилотирования и т. п.

Наиболее совершенными считаются инерциальные системы: они обладают хорошей точностью и высокой помехозащищенностью. Инерциальными они названы потому, что во всех чувствительных элементах этих систем используется инерциальный принцип измерения параметров движения ракеты.

Управление ракетой разделяется на управление по тангажу, курсу (рысканию) и крену. Основные устройства системы: акселерометры, гиросtabilизированная платформа, на которой устанавливаются чувствительные элементы, счетно-решающий прибор (СРП), усилитель-преобразователь, исполнительные органы (рули) с приводами.

Акселерометр — чувствительный элемент, предназначенный для измерения ускорений в двух или трех взаимно перпендикулярных плоскостях. Основная часть прибора (рис. 12) — инерционное тело 4, которое реагирует на ускорение. Всякое отклонение ракеты под действием каких-либо внешних сил сопровождается изменением скорости, направленной в сторону отклонения. Инерционное тело стремится сохранить состояние покоя, и, в силу этого, корпус 6 акселерометра, жестко связанный с ракетой, переместится относительно него на некоторую величину. Это перемещение с помощью потенциометра 3 преобразуется в электрический сигнал: между токосъемным устройством 7 (щеткой) и средней точкой потенциометра появится электрическое напряжение. Его величина пропорциональна ускорению, а знак указывает направление отклонения.

Электрический сигнал поступает в бортовое устройство 2, выполняющее математическую операцию интегрирования. Оно так и называется — интегратор. Обратно говоря, из ускорения извлекается информация о скорости, с которой отклоняется ракета от расчетной траектории и величина этого отклонения (путь).

Акселерометры устанавливают на стабилизированной платформе. Два из них измеряют боковые ускорения ракеты. Это дает возможность определить величины отклонений по тангажу и направлению. Третий измеряет ускорение ракеты вдоль траектории, что позволяет вычислить ее скорость и пройденный путь.

Гиросtabilизированная платформа сохраняет свое положение в пространстве с помощью гироскопов. Как это происходит? Всем известен волчок. Раскрученный, он вращается вокруг оси и не падает на бок. Это свойство и используется в современных гироскопах. Главная их часть — массивный, точно сбалансированный ротор (маховик), вращающийся с большой угловой скоростью (до 30—60 тысяч об/мин). Благодаря этому направление оси ротора сохраняется постоянным. В данном случае три гироскопа обеспечивают неизменным положение гиросtabilизированной платформы в пространстве независимо от каких бы то ни было внешних и внутренних возмущающих факторов, действующих на ракету. Этим самым создаются идеальные условия для работы акселерометров.

Проследим далее за прохождением сигналов в СУ. От интеграторов они поступают в счетно-решающий прибор, который вырабатывает сигналы-поправки. Последние подаются в усилительно-преобразовательный блок. Здесь формируется управляющий сигнал, который учитывает не только знак и величину рассогласования, но также его скорость и ускорение. Это и есть преобразование сигнала.

Почему же возникает необходимость в таком преобразовании, в чем его физическая сущность? Поясним это на примере. Допустим, ракета отклонилась от заданного курса. Если СУ реагирует только на знак и величину отклонения, то ее рули повернутся на угол, пропорциональный углу рыскания. Ракета станет поворачиваться, будет соответственно уменьшаться и угол поворота ру-

лей. Когда она вернется на заданный курс, рули займут нейтральное положение.

Однако вследствие инерции ракета будет продолжать поворачиваться, но теперь в другую сторону, появится рассогласование другого знака. Система управления вновь начнет его ликвидировать и т. д. Таким образом, ракета будет совершать колебания около заданного курса. А как же добиться устойчивого движения ракеты? Напрашивается такое решение: не ждать, когда рули, ликвидируя рассогласование, займут нейтральное положение, а еще до подхода ракеты к заданному курсу повернуть их на некоторый угол в другую сторону. Тогда будет создан момент, тормозящий поворот ракеты. Его величина как раз и зависит от скорости и ускорения изменения величины рассогласования.

Управляющий сигнал в дальнейшем усиливается и подается на рулевые приводы. В качестве усилителя широкое применение нашли усилители магнитного типа. Они имеют несколько обмоток, с одной из которых, выходной, суммированный сигнал поступает на управляющее устройство привода исполнительных органов.

Дальность полета ракеты управляют акселерометр и интегратор, измеряющие ускорение ракеты вдоль траектории. Для баллистических ракет дальность полета задается двумя величинами: углом тангажа (углом бросания) и скоростью ракеты в момент выключения двигателя. Угол тангажа обрабатывается за счет подачи сигнала с программного механизма на СРП. Команда на выключение двигателя поступает с интегратора продольных ускорений по достижении ракетой заданной скорости. При этом может выдаваться также первичная команда на отделение головной части. Крылатые ракеты (самолеты-снаряды) переводятся с траектории полета в пикирование на цель по команде интегратора пройденного пути (расстояния).

В автономном управлении, основанном на автопилотировании, используются гироскопические системы. Основные из них: автомат стабилизации и автомат управления дальностью.

Автомат стабилизации обеспечивает устойчивый полет ракеты и изменение ее траектории в соответствии с программой, заданной до старта. Он включает в себя измерительные устройства, счетно-решающий прибор и

исполнительные органы (рули). В качестве чувствительных устройств используются гироскопы. Один из них, например, может контролировать положение ракеты по углам рыскания и крена. Для этого ось его ротора располагается перпендикулярно к плоскости траектории. Другой реагирует на отклонения ракеты только по тангажу: ось вращения ротора располагается в плоскости траектории. Сигналы, снимаемые со всех потенциометров гироскопов, поступают в СРП, где они суммируются с сигналами-поправками и после усиления подаются на приводы исполнительных органов.

Автомат управления дальностью непрерывно следит за скоростью полета ракеты. Как только она достигнет заданной величины, автомат выдаст сигнал на выключение двигателя. Для определения этого момента может быть использован интегрирующий гироскоп. Ось его ротора располагают так, чтобы гироскоп был чувствителен к продольному ускорению. В этом случае ротор начинает прецессировать: его ось поворачивается под действием приложенного момента. Величина этого момента тем больше, чем выше ускорение ракеты, а следовательно, и скорость. Таким образом, угол прецессии ротора пропорционален скорости ракеты. Когда ее готовят к пуску, в интегратор вводят требуемое значение скорости: поворачивают установочный диск с контактами на определенный угол. При полете ротор прецессирует. Поворачивается и связанный с ним системой зубчатых передач диск с кулачками. Когда ракета достигнет заданной скорости, кулачки замкнут контакты установочного диска: будет выдан сигнал на выключение двигателя.

Программное устройство может представлять собой электродвигатель, вращающий с постоянной скоростью валик с кулачками. Последние располагают таким образом, что при вращении валика они в определенном порядке и заданными интервалами замыкают или размыкают контакты, обеспечивая тем самым включение или выключение тех или иных приборов, формирование различных команд.

Представляют интерес и автономные системы управления, созданные на основе астронавигации. Эти системы непрерывно корректируют траекторию полета по небесным светилам. Электронно-оптические приборы

следят за одним или двумя светилами, которые являются идеальными опорными точками. СРП вычисляет фактическую траекторию полета относительно звезд и сравнивает ее с программной. В случае их несоответствия СРП по разностному сигналу корректирует траекторию.

Не исключена возможность применения автономных систем управления, использующих наземные ориентиры, расположенные по маршруту полета. Возможно применение и астроинерциальных систем.

У автономных систем есть значительные преимущества: их можно применять в ракетах, предназначенных для стрельбы практически на любую дальность; у них высокая помехозащищенность от средств противодействия противника; они не накладывают ограничений, когда необходимо произвести одновременный запуск большого числа ракет по одной или множеству целей.

Основной недостаток автономных систем — возможность стрельбы только по неподвижным целям. Причем с увеличением дальности точность стрельбы снижается, так как происходит накопление случайных ошибок.

**Системы телеуправления**, которые иногда называют дистанционными, в настоящее время широко применяются на различных технических объектах. Без управления на расстоянии во многих случаях обойтись просто невозможно. Оно, например, незаменимо при эксплуатации атомного реактора или энергетической системы, при проведении комплекса исследований с помощью луноходов.

Подобные системы используют и в ракетах, предназначенных для стрельбы по подвижным целям. Командные приборы, которые управляют ракетой на расстоянии, могут располагаться на земле, корабле, самолете. В простейшем случае оператор, наблюдая за полетом цели и ракеты, передает на борт ракеты по радио или проводам командные сигналы. Они принимаются бортовой аппаратурой и после преобразования и усиления воздействуют на исполнительные органы. Таким образом, сигналами, посылаемыми на борт, можно так изменять направление и высоту полета ракеты, чтобы ее траектория в конечном итоге прошла через цель или на таком расстоянии от нее, при котором обеспечивается надежное поражение.

Наблюдать за взаимным расположением ракеты и цели можно с помощью оптических, телевизионных, радиолокационных средств. Выбор этих средств в каждом конкретном случае определяется типом целей и характером их движения.

Система телеуправления может измерять координаты цели и ракеты или отклонения ракеты от необходимой траектории полета; формировать и передавать команды управления на борт ракеты; принимать и преобразовывать команды управления в сигналы исполнения, которые обеспечат полет по оптимальной траектории; определять момент подрыва боевой части или включать дистанционный взрыватель.

В современных системах телеуправления весь комплекс этих задач решается автоматическими устройствами и электронными вычислительными средствами. Вмешательство оператора, как правило, весьма ограничено.

Ракеты, предназначенные для поражения движущихся целей (танков, самолетов, кораблей) могут двигаться по различным траекториям. Это зависит от метода наведения. Наиболее простым является прямое наведение или метод трех точек. Его иногда называют методом совмещения. Он характерен тем, что ракета выводится на прямую линию, соединяющую пункт управления (глаз оператора) и цель. Когда эти три точки совмещены, траектория ракеты пройдет через цель.

При стрельбе по скоростным и маневрирующим целям может применяться метод наведения ракет в упрежденную точку. В этом случае ракета наводится не непосредственно в цель, а в условную, вынесенную вперед точку, к которой они должны подойти одновременно. В этом случае увеличивается вероятность поражения цели.

Параллельным сближением называется такой метод наведения, когда линия, соединяющая ракету и цель, в процессе всего их полета, вплоть до встречи, остается параллельной самой себе. Использование этого метода дает возможность применять для стрельбы ракеты, маневренные возможности которых не выше, чем у цели.

Характерная особенность всех командных систем телеуправления — наличие двух линий связи между командным пунктом и ракетой. Одна линия предназ-

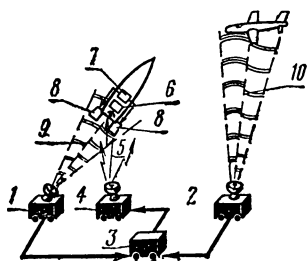


Рис. 13. Блок-схема системы командного телеуправления:

1 — радиолокатор визирования ракеты; 2 — радиолокатор визирования цели; 3 — СРП; 4 — устройство передачи команд; 5 — радиоприемник команд; 6 — бортовой приемник команд; 7 — преобразовательно-усилительное устройство командных сигналов; 8 — исполнительные органы управления ракетой; 9, 10 — линии визирования ракеты и цели

чена для наблюдения за движением ракеты относительно цели, вторая — для передачи команд управления на ракету.

Наиболее простой является, пожалуй, система наведения с передачей команд по проводам. Она применяется в основном в противотанковых управляемых ракетах. Здесь контроль за положением ракеты относительно цели осуществляется визуально.

На практике для поражения воздушных целей чаще всего используются системы командного телеуправления с радиолокационной линией контроля движения ракеты и цели. Блок-схема такой системы изображена на рис. 13. Она наглядно иллюстрирует назначение отдельных устройств и их взаимосвязь. Радиолокаторы визирования 1 и 2 непрерывно облучают соответственно ракету и цель и принимают отраженные от них сигналы. С линий визирования 9 и 10 они поступают на вход приемных устройств. Принятые сигналы, несущие информацию о координатах ракеты и цели, поступают на вход счетно-решающего прибора 3. Здесь определяется взаимное положение ракеты и цели и вычисляется величина отклонения ракеты от заданной траектории. На основе этого вырабатывается сигнал ошибки, а затем, в соответствии с избранным методом наведения, и команда управления.

При необходимости СРП может вырабатывать и команды управления скоростью ракеты, предохранительно-исполнительным механизмом боевой части, включением дистанционного взрывателя и подрыва боевой части в случае промаха. Все команды на борт ракеты передаются через устройство 4. Предварительно они

преобразуются к виду, удобному для передачи по линии 5.

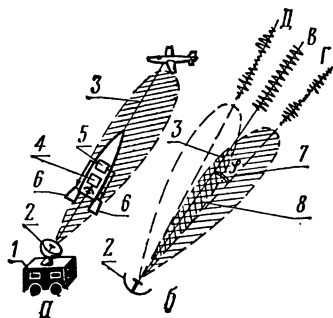
Бортовая аппаратура ракеты состоит из приемника 6 и преобразователя-усилителя 7. Они принимают, дешифрируют и преобразуют поступившую команду, формируя сигнал управления приводом исполнительного органа 8.

Телеуправление по лучу отличается тем, что сигналы, регулирующие полет ракеты, формируются непосредственно на ее борту. Они вырабатываются тогда, когда ракета изменит свое положение относительно луча визирования. По физической природе луч может быть радиолокационным, световым или инфракрасным. Чаще всего применяются радиолокационные лучи, формируемые антенным устройством радиолокатора.

На рис. 14, а приведена такая схема телеуправления ракетой, когда луч антенны радиолокатора одновременно следует и за целью. Диаграмма направленности радиолокатора — графическое изображение величины излучаемой или принимаемой электромагнитной энергии — в данном случае напоминает длинную иглу. Отсюда и название — диаграмма игольчатого типа. Формируется она с помощью параболической антенны, которая состоит из отражателя (рефлектора) и облучателя. Внутренняя поверхность отражателя, так называемое зеркало антенны, выполняет функцию, подобную функции зеркала обычного прожектора: собирает в узкий пучок (луч) радиоволны. Облучатель размещается в плоскости фокуса отражателя.

Рис. 14. Блок-схема телеуправления по лучу:

а — схема телеуправления; б — принцип формирования луча; 1 — радиолокатор; 2 — антенна излучения; 3 — равносигнальное направление; 4 — приемник излучения; 5 — преобразовательно-усилительное устройство; 6 — исполнительные органы управления ракетой; 7 — ось радиолуча; 8 — равносигнальная зона; а — диаграмма сигнала в равносигнальном направлении; г, д — диаграммы сигналов при отклонении ракеты от равносигнального направления



Итак, радиолуч направлен на цель и непрерывно следит за ней. Внутри луча — ракета. Как она должна двигаться, чтобы ее траектория прошла через цель? Естественно, ракета должна идти точно по оси луча  $Z$ , тогда промаха не будет. Но мы знаем, что на ракету в полете действует множество случайных возмущающих сил. Они будут неизбежно сбивать ракету с оптимальной траектории. А на сколько и в какую сторону? Определить это, имея только диаграмму направленности, невозможно. Ведь нужно получить сигнал, который бы нес информацию об отклонении ракеты от оси радиолуча.

Такой сигнал возникает, когда ракета, отклоняясь от траектории, пересекает луч. Происходит это следующим образом. Облучатель, смещенный на некоторое расстояние относительно фокуса отражателя, вращается по окружности. Ось радиолуча тоже будет вращаться (сканировать), описывая в пространстве коническую поверхность. Оказывается, при любом положении луча интенсивность излучения по оси отражателя постоянна (см. рис. 14, б). Эта ось называется осью равносигнальной зоны  $B$ . Ось диаграммы направленности смещена относительно нее на угол  $\varphi$ . Величина сигнала в любой ее точке постоянна. Как только ракета отклонится от равносигнального направления, т. е. пересечет невидимый барьер, принимаемый сигнал модулируется по амплитуде за счет изменения величины излучаемого сигнала.

Если, например, в какой-то момент времени луч занимает положение  $\Gamma$  и в этом же направлении находится отклонившаяся ракета, то величина принимаемого сигнала будет максимальна. Через половину периода луч займет положение  $D$ . Величина сигнала, принимаемого с этого направления, минимальна. Чем больше глубина модуляции принимаемого сигнала. Бортовые устройства реагируют на изменение величины модуляции и определяют угол отклонения ракеты от заданной линии движения. Знак отклонения определяется по фазе сигнала.

Приемник 4, расположенный на борту ракеты, формирует сигнал рассогласования. Он поступает на преобразовательно-усилительное устройство 5 и с него —

на приводы 6 исполнительных органов. Приводы поворачивают рули, ракета возвращается на равносигнальное направление.

Таким образом, в системах телеуправления по лучу ракета постоянно движется вдоль оси равносигнальной зоны, направление которой задается антенной. Отпадает необходимость измерять координаты. Такие системы позволяют наводить на одну цель одновременно несколько ракет, стартовавших с некоторым интервалом. Они могут применяться и для ракет различных классов, например «земля — воздух», «воздух — воздух». Устройство их отличается простотой, однако, при больших дальностях стрельбы снижается точность наведения.

**Системы самонаведения** действуют так, что ракета сама определяет свое положение относительно цели и автоматически наводится на нее. Однако для работы таких систем требуется одно существенное условие: чувствительные элементы ракеты должны быть способны улавливать энергию, излучаемую целью или отраженную от нее. Другими словами, прежде чем наводить ракету, надо обнаружить цель, выделить ее среди окружающих предметов или, как говорят, на окружающем фоне. Значит, цель должна обладать такими характерными свойствами, которые отличали бы ее от фона. Это, например, способность цели излучать или отражать электромагнитные колебания иначе, чем окружающее ее пространство. Она может также издавать характерные шумы различной интенсивности.

В зависимости от вида энергии, улавливаемой ракетой от цели, системы самонаведения разделяются на радиотехнические, оптические, инфракрасные (тепловые), акустические и гидроакустические.

Основная задача системы самонаведения — управлять ракетой так, чтобы она попала в цель или перехватила ее с минимальным промахом. Известно четыре основных метода наведения ракет.

Наиболее прост метод прямого наведения. Сущность его состоит в том, что продольная ось ракеты в течение всего времени ее полета направлена на цель. Успешно применить его можно, пожалуй, лишь при стрельбе по неподвижным целям или по таким, скоро-

сти которых во много раз меньше скорости ракеты.

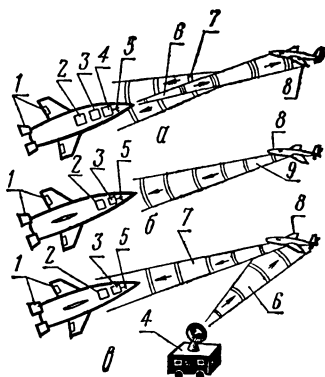
Метод наведения по кривой погони — также один из простейших. В литературе довольно часто встречается и другое его название: метод наведения по кривой преследования или по собачьей кривой. Не удивляйтесь. Специалисты применяют этот термин вполне серьезно. Он взят прямо из жизни, а точнее — из наблюдений за охотой. Выяснилось, что собака гонится за дичью в том направлении, в каком она видит ее в данный момент, но при каждом взгляде на объект преследования она исправляет направление бега. Это, конечно, очень грубая аналогия. Процесс самонаведения ракеты по кривой преследования выполняется сложными приборами. Их задача — обеспечить такой полет ракеты, чтобы в каждый данный момент времени ее вектор скорости был направлен на цель. У метода есть крупный недостаток: стартовая ракета стремится всегда выйти на одно и то же направление — строго в хвост цели. Поэтому ее траектория сильно искривляется, а следовательно, увеличиваются и перегрузки, действующие на ракету, да и величина промаха может быть достаточно большой.

Метод наведения с постоянным углом упреждения применяется в ракетах, предназначенных для стрельбы по высокоскоростным целям. Ракета нацеливается в заранее рассчитанную (упрежденную) точку пространства, где она должна встретиться с целью. Причем угол упреждения в течение всего времени полета ракеты поддерживается постоянным и неизменным. Это, в сущности, метод параллельного сближения, рассмотренный нами при описании систем телеуправления.

Метод наведения с последовательным (непрерывным) упреждением теоретически считается одним из лучших. В самом деле, если вектор скорости ракеты направить в каждый момент времени в соответствующую мгновенную упрежденную точку встречи, то надежность поражения цели будет достаточно высокой. А чем же этот метод отличается от предыдущего? Ведь и здесь и там предусматривается полет ракеты в упрежденную точку встречи. Разница есть. В данном случае угол упреждения в процессе полета ракеты будет автоматически изменяться, как только цель предпримет тот или иной маневр.

**Рис. 15.** Схема самонаведения:

*a* — активное самонаведение; *б* — пассивное самонаведение; *в* — полуактивное самонаведение; *1* — исполнительные органы управления ракетой; *2* — СРП и преобразовательно-усилительное устройство; *3* — приемное устройство; *4* — передающее устройство; *5* — антенна головки самонаведения; *6* — сигнал облучения цели; *7* — отраженный от цели сигнал; *8* — цель; *9* — сигнал, излучаемый целью



Все системы самонаведения можно разделить на три большие группы: активные, пассивные и полуактивные.

**Система активного самонаведения** характерна тем, что источник энергии, с помощью которого облучается цель, и приемник отраженной от нее энергии, размещаются на ракете. Энергия эта может передаваться радио-, световыми, инфракрасными или звуковыми волнами. Однако широко применяются лишь радиолокационные системы активного самонаведения. Использование других систем ограничено, так как слишком мала их дальность действия.

Посмотрим, что же входит в комплект бортовой аппаратуры такой системы (рис. 15, *a*). На борту размещены: передающее устройство *4* (передатчик), приемное устройство *3* (приемник), антенна *5*, которая в большинстве случаев является общей и для передатчика, и для приемника, счетно-решающее и преобразовательно-усилительное устройство *2*, исполнительные органы *1*.

Комплекс бортовой аппаратуры, включающий все перечисленные устройства, кроме исполнительных органов, называется радиолокационным координатором. Именно он определяет угловое положение ракеты относительно цели, т. е. вычисляет координаты и вырабатывает сигналы управления.

Как же функционирует система активного самонаведения? Передатчик работает в импульсном режиме. Радиопульсы малой длительности излучаются антен-

ной. Затем наступает пауза. В это время антенна принимает отраженные от цели сигналы, содержащие сведения о ее положении в пространстве и о ее параметрах. Эти сигналы усиливаются, преобразуются, а СРП вырабатывает команду, которая подается на приводы исполнительных органов.

Основные достоинства активной системы самонаведения радиолокационного типа — это малая зависимость дальности ее действия от метеорологических условий и времени суток, полнейшая автономность, возможность атаковать цель с любого направления. Наиболее существенный недостаток — недостаточно высокая помехозащищенность. Такие системы могут применяться для ракет классов «воздух — воздух», «земля — воздух», «воздух — земля».

**Системы пассивного самонаведения** не имеют передатчика, так как никаких источников для облучения цели не требуется. Для наведения ракеты бортовая аппаратура использует энергию, излучаемую самой целью (см. рис. 15, б). Это могут быть радио-, тепловые (инфракрасные), световые и звуковые волны.

Специалисты считают наиболее отработанной и широко применяющейся в настоящее время инфракрасную систему пассивного самонаведения. Она использует тепловой контраст цели. Рассмотрим устройство и принцип действия такой системы. Ее основная часть — чувствительный прибор 3 (приемник), определяющий направление на цель. Это так называемая инфракрасная головка самонаведения, которая, в сущности, является тепlopеленгатором, измеряющим угол рассогласования между оптической осью головки и направлением на цель.

Тепловые лучи, испускаемые, например, раскаленными соплами двигателей реактивного самолета, улавливаются оптической системой головки самонаведения, выполняющей в данном случае роль приемной антенны, и фокусируются на поверхности чувствительного элемента. Им, как правило, бывает фотоэлемент с внутренним фотоэффектом, называемый на практике фоторезистором. Энергия падающего лучистого потока преобразуется в электрическую. Затем, как обычно, определяются координаты ракеты, вычисляются команды

поправки, которые и обрабатываются исполнительными органами.

Инфракрасная головка самонаведения, безусловно, обладает рядом существенных преимуществ по сравнению с радиолокационной. Прежде всего, у нее высокая помехозащищенность и хорошая разрешающая способность. Иностранцы специалисты указывают, что, например, инфракрасная головка самонаведения с зеркальной оптической системой диаметром 75 мм способна на расстоянии 8000 м отдельно различить двигатели двухмоторного самолета. Такое свойство немаловажно. Оно обеспечивает высокую точность наведения ракеты. В иностранной литературе описан случай, когда ракета класса «воздух — воздух», управляемая подобной головкой, сбивала источник излучения, установленный на концах крыльев мишени, оставляя сам самолет неповрежденным.

Отметим недостатки пассивной инфракрасной системы самонаведения. Если ракета атакует выбранную цель и в этом же направлении находится еще несколько целей, существует большая вероятность, что ракета может их перепутать, так как пассивная система не в состоянии измерять расстояние до целей. К тому же дальность действия инфракрасной головки зависит от метеорологических условий и времени суток. Туман, дождь, снег, облака задерживают тепловые лучи. Такая головка, естественно, «видит» днем значительно хуже, чем ночью. Не исключено и ложное наведение ракет. Мощное тепловое излучение Солнца может отвлечь ракету от цели с реактивными двигателями. А если цель прекратит излучение, то система вообще будет не способна продолжать наведение.

**Системы полупассивного самонаведения** принципиально отличаются от рассмотренных выше лишь одним: источник облучения, называемый передатчиком подсвета, размещен не на ракете, а вне ее (см. рис. 15, в), например на земле, корабле или самолете. Для облучения могут использоваться радиоволны, световые и инфракрасные лучи. Наиболее отработанными в настоящее время считаются системы радиолокационного типа.

В состав бортовой аппаратуры такой системы входят приемная антенна 5, приемник 3, счетно-решающий прибор 2, усилительное устройство, исполнительные ор-

ганы с приводом 1. Принцип действия системы не сложен. Наземный радиолокатор облучает цель. Отраженные сигналы улавливаются антенной, в приемнике они усиливаются и преобразуются. На их основе определяются текущие координаты цели относительно ракеты. СРП вырабатывает команды управления и подает их на приводы. Рули обрабатывают эти команды и направляют ракету в точку встречи с целью.

Дальность действия полуактивной радиолокационной системы самонаведения значительно больше, чем активной. Это и понятно. Ведь при использовании активного метода наведения передатчик находится на ракете. А в данном случае радиолокатор подсвета находится на земле. Габариты и масса его строго не лимитируются, поэтому можно использовать весьма мощные передатчики. Кроме того, бортовая аппаратура полуактивной системы легче и проще по устройству, чем активной. Однако у этой системы есть и недостатки. Основной из них: в течение всего времени полета ракеты радиолокатор подсвета должен непрерывно сопровождать цель, а это значит, что атаковать можно только одну цель и лишь после ее поражения переходить к следующей.

Полуактивная система самонаведения, в принципе, может применяться на любых ракетах и в первую очередь на ракетах класса «земля — воздух». Использование ее на ракетах классов «земля — корабль» и «корабль — корабль» практически возможно. А вот на ракетах воздушного боя весьма затруднено. При использовании полуактивной системы, когда передатчик подсвета установлен на самолете, летчик не может сделать маневра. Бортовой радиолокатор должен облучать цель до тех пор, пока ракета не попадет в нее.

Несколько слов о комбинированных системах управления. Конструируя их, специалисты стараются использовать положительные свойства различных систем. Например, в баллистических ракетах можно сочетать принцип инерциального управления и самонаведения. Большую часть пути ракета будет управляться по программе, а при подлете к цели, чтобы увеличить точность попадания, используется самонаведение. В ракетах класса «земля — воздух» на первом этапе сближения с целью иногда применяют телеуправление, а после вывода ракеты в заданную точку включается полуактив-

ная система самонаведения. Комбинации здесь могут быть самые различные.

**Исполнительные органы** системы управления обеспечивают стабилизацию ракеты, создают управляющие усилия, необходимые для ее маневра на траектории. Они могут быть аэродинамического и газодинамического типа.

Аэродинамическими (воздушными) органами называют поверхности, поворот которых изменяет воздействие на ракету воздушного потока. В результате возникает подъемная сила, являющаяся в данном случае управляющей. По назначению органы этого типа делятся на рули и элероны. Конструктивно рули могут располагаться как отдельно на корпусе ракеты, так и на стабилизаторах или крыльях. Если ракета снабжена крестообразными крыльями, то при ее маневре по курсу будет возникать крен. Увеличение его опасно. Например, при крене  $90^\circ$  ракета «перепутает» управление по тангажу с рысканием. Чтобы исключить крен, применяются дополнительные отклоняющие поверхности, которые крепятся непосредственно на крыльях. Их и называют элеронами. Кстати, на самолетах-снарядах они используются для преднамеренного создания крена при развороте снаряда по курсу.

Как же работают воздушные рули? Если надо, например, свести к нулю угол рыскания, то рули курса, отклоняясь в сторону, воспринимают встречный поток: создается давление на одну из поверхностей руля. За счет возникающей реакции ракета будет поворачиваться вокруг вертикальной оси  $Y$ . Действие рулей тангажа аналогично, но поворот ракеты происходит вокруг оси  $Z$ . Для разворота ракеты по крену достаточно рули высоты или курса отклонить в противоположные стороны: возникнет усилие, поворачивающее ее около продольной оси  $X$ .

В качестве аэродинамических органов управления иногда используют небольшие пластины, выдвигающиеся за пределы плоскости стабилизатора или крыла и установленные перпендикулярно к ним. Это интерцепторы. Чаще всего они применяются в ПТУРах, поэтому применительно к ним мы и рассмотрим действие интерцепторов.

При отсутствии команды оператора, передаваемой по проводам, пластины, совершая колебательные движения, выдвигаются за обе плоскости крыла. Причем в крайних положениях они находятся одинаковое время и их работа не оказывает никакого влияния на направление полета ракеты. Как только на борт ПТУР придет команда «Вправо» или «Влево», пластины в одном из крайних положений задерживаются дольше, а в другом — меньше. Происходит изменение характера обтекания крыла набегающим воздушным потоком. Механизм его действия такой же, как и при обычном воздушном руле. Встречный поток воздуха создает управляющие силы, которые и заставляют ракету поворачиваться.

При полете ракеты с малой скоростью или на больших высотах, где плотность воздуха незначительна, аэродинамическое управление малоэффективно. Оно заменяется газодинамическим. С помощью ракетного двигателя создается управляющая (боковая) сила, момент которой заставляет ракету совершать маневр в нужном направлении.

Наиболее простыми газодинамическими органами управления являются газоструйные рули, а также дефлекторы (кольцевые рули) и триммеры.

Газоструйные (газовые) рули (рис. 16, а), изготовленные из жаростойких материалов, устанавливаются в потоке продуктов сгорания. Двух пар рулей достаточно для создания управляющих моментов около всех трех осей ракеты. Однако ресурс их работы довольно ограничен. Кроме того, снижается удельная тяга двигателя, так как газовый поток тормозится не только при отклонении рулей, но и в нейтральном (исходном) положении. Рули такого типа могут обеспечить управляющие усилия до 10—15% от тяги двигателя, но достигается это потерей 2—5% удельной тяги.

Дефлекторы (см. рис. 16, б) не находятся постоянно в струе газового потока, а вводятся в нее лишь на время создания управляющего момента. Эти кольцевые рули достаточно эффективны. Они позволяют создавать большие усилия при малой потере удельной тяги. При наличии одного сопла управлять можно только по тангажу и курсу. Чтобы управлять и по крену, необходимо иметь не менее двух сопловых насадков.

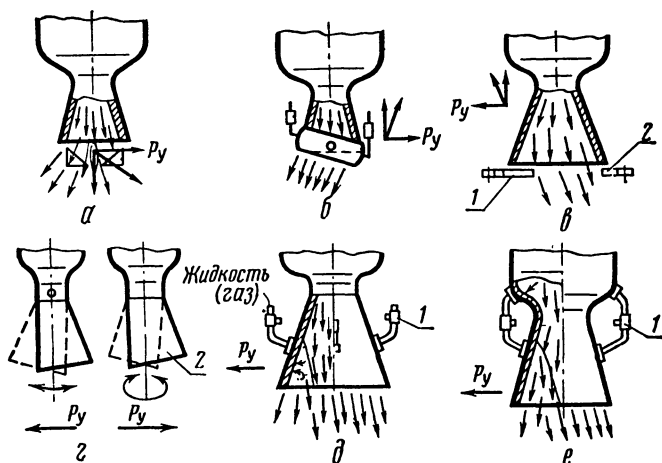


Рис. 16. Создание управляющей силы газодинамическими способами:

*a* — газоструйными рулями; *b* — кольцевыми рулями (дефлекторами); *в* — триммерами: 1 — выдвинутый щиток; 2 — неработающий щиток; *г* — поворотными соплами: 1 — качающееся сопло; 2 — вращающееся сопло; *д* — впрыском жидкости или газа: 1 — регулирующий клапан подачи рабочего тела; *e* — перепуском газа из камеры сгорания в закритическую часть сопла: 1 — клапан регулировки (дозировки) перепуска газа

Управляющую силу можно получить, и вводя специальные щитки — триммеры — в поток продуктов сгорания (см. рис. 16, *в*). Причем величину выдвижения триммера можно регулировать, а следовательно, и изменять величину и направление управляющего усилия.

Поворотные насадки расширяющейся части сопла также могут создавать управляющие усилия (см. рис. 16, *г*). Они бывают качающимися и вращающимися. Качающееся сопло — это насадок, закрепленный в поршневых цапфах, относительно которых он может поворачиваться на небольшой угол, не более 8—10°.

Вращающиеся сопла можно использовать только в паре. Каждое из них устанавливается с постоянным углом наклона к продольной оси двигателя. Величину управляющего усилия пары сопел можно менять за счет степени взаимной компенсации сил каждого сопла.

Есть еще один оригинальный способ создания управляющих усилий (см. рис. 16, *д*). Через специальные

отверстия в расширяющуюся часть сопла вводят рабочее тело — жидкость или газ. В месте ввода рабочего тела образуется фронт косо́го скачка уплотнения и возрастает местное давление на стенку сопла камеры сгорания. В результате возникает боковая сила, направленная в ту сторону сопла, через которую вводится рабочее тело. Способ этот не лишен недостатков. В частности, на борту ракеты надо иметь запас рабочего тела. Однако есть и другой выход. Газ можно отбирать из камеры сгорания и перепускать в закритическую часть сопла (см. рис. 16, е). Физическая природа получения управляющей силы остается прежней, но в таком варианте создаются неблагоприятные условия для клапана, регулирующего перепуск газа.

Направление полета ракеты можно менять также с помощью небольших рулевых двигателей, шарнирно подвешенных к ракете. Тяга такого двигателя и является управляющей силой. Рулевые двигатели не только меняют направление полета ракеты, но и с высокой точностью обеспечивают корректировку ее скорости в конце активного участка траектории. Четырех двигателей достаточно для управления ракетой во всех плоскостях.

## 8. БОЕВЫЕ ЧАСТИ РАКЕТ

Боевой частью называется головной конус или специальный отсек, в котором размещаются боевой заряд, система взрывателей и предохранительное устройство. Ее назначение — причинить противнику (цели) определенный ущерб: уничтожить живую силу, разрушить или воспламенить сооружения, вывести из строя оружие и боевую технику.

Так как существует много ракет различных классов и предназначений, то, естественно, и боевые части бывают самые разнообразные. Классифицируют их по ряду признаков. Так, в зависимости от конструктивной схемы различают постоянные, сменные и разделяющиеся боевые части. Постоянные прочно скреплены со своими ракетами независимо от того, по какой цели и на какую дальность ракеты используются. Термин «сменная боевая часть» означает, что в зависимости от ха-

рактера цели и дальности пуска к ракете пристыковывают ту боеголовку, которая дает наибольший поражающий эффект. Разделяющиеся — это те, которые состоят из нескольких более мелких боевых частей, заключенных в кассету. Поэтому их иногда называют кассетными.

В большинстве случаев боевые части располагаются в головном конусе ракеты. Но это не обязательно; важно, чтобы боевая часть вписывалась в конструкцию ракеты.

Ракета — носитель боевой части. Она может доставить боеголовку непосредственно к цели. Но есть и такие ракеты, которые выводят боевую часть только в заданную точку пространства. Это происходит в конце активного участка траектории. Далее до цели боеголовка летит самостоятельно. По этому признаку различают боевые части отделяющиеся и неотделяющиеся. Отделяющиеся боевые части, в свою очередь, делятся на неуправляемые и управляемые. Траектории полета управляемых боевых частей корректируются после отделения от ракеты для повышения точности стрельбы.

Боевые части баллистических ракет дальнего действия выполняются, как правило, отделяющимися. Чтобы понять, для чего это делается, рассмотрим полет стратегической ракеты, у которой боевая часть в конце активного участка траектории не отделяется (к цели летит весь ракетный поезд).

Движение в безвоздушном пространстве происходит без всяких затруднений. Но вот ракета на нисходящей ветви траектории начинает входить в плотные слои атмосферы. Ее корпус испытывает сильнейший аэродинамический нагрев, происходящий в результате изменения направленного движения воздуха относительно ракеты. Кинетическая энергия ракеты уменьшается, а давление и температура воздуха возрастают. Так, при скорости, равной 3,3 км/с, температура пограничного слоя воздуха, обтекающего головную часть, достигает 3300° К, а при скорости 5,6 км/с — около 6300° К. Ракета может разрушиться, начнет беспорядочно кувыркаться и вообще не попадет в цель. Применять теплозащиту по всему ее корпусу нецелесообразно: существенно возрастает балластная масса ракеты, да и стоимость ее станет значительно выше. Применение же отделяющейся боевой

части снимает эту проблему, так как теплозащиты требует только корпус боевой части. Это, конечно, значительно проще.

Отделение боевой части производится после достижения ракетой заданной скорости полета. Естественно, что наиболее удобно ее располагать в головном отсеке. Боевые части крепят к носителю специальными замками или болтами разрывного типа. В необходимый момент времени они срабатывают и нарушают механическую связь боевой части и ракеты. Боеголовка продолжает полет по расчетной траектории к цели, а корпус ракеты, теперь уже ненужный, летит самостоятельно. Он падает на землю на значительном расстоянии от цели.

Проследим за полетом боевой части после отделения ее от ракеты-носителя. В разреженных слоях атмосферы в силу случайных причин она может беспорядочно кувыркаться. Однако при входе в плотные слои быстро возрастают аэродинамические силы. Если боевая часть статически устойчива (центр масс расположен ближе к носку, чем центр давления), она развернется заостренной частью по направлению полета, и колебания ее быстро затухнут. Стабилизаторы, установленные на боевой части (рис. 17, а) в виде кольцевого пояса (юбки), и служат для искусственного перемещения центра аэродинамического давления за центр масс.

Чтобы защитить боевую часть и ее основные элементы (боевой заряд, взрыватели) от аэродинамического нагрева, корпус ее делают достаточно прочным, а на его поверхность наносят специальное теплозащитное покрытие. Мера эта вынуждена: не будь покрытия, боевая часть не долетела бы до цели, сгорев в плотных слоях атмосферы.

В качестве теплозащиты применяют абляционные и поглощающие покрытия. Может быть использовано также пористое охлаждение. Оно сродни абляционному: через пористую стенку выдавливается специальное вещество, которое, испаряясь, поглощает подводимое тепло.

Естествен вопрос: почему аэродинамический нагрев не разрушает ракету при пуске? Ведь на активном участке траектории она тоже некоторое время летит в плотных слоях атмосферы. Безусловно, головная часть и корпус ракеты нагреваются и в этом случае, но не столь

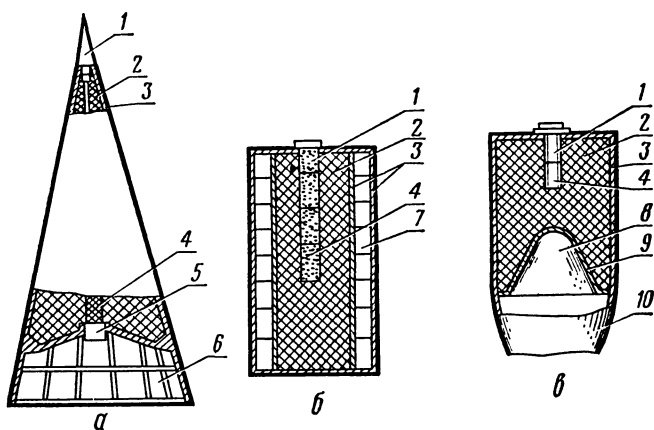


Рис. 17. Боевые части ракет:

*а* — фугасная боевая часть баллистической ракеты; *б* — цилиндрическая осколочная боевая часть с готовыми осколками; *в* —кумулятивная боевая часть; 1 — взрыватель; 2 — взрывчатое вещество (заряд); 3 — корпус; 4 — дополнительный детонатор; 5 — донный взрыватель; 6 — стабилизатор боевой части; 7 — готовые осколки; 8 — кумулятивная воронка; 9 — облицовка воронки; 10 — обтекатель боевой части

значительно. И вот почему. Ракета стартует вертикально, в нижних, более плотных слоях атмосферы ее скорость невелика: ракета только начинает разгон. Затем она поднимается все выше и выше, скорость ее нарастает, но с увеличением высоты уменьшается плотность воздуха. Вот и получается: скорость ракеты в конце активного участка траектории велика, но практически величина нагрева корпуса относительно мала.

По характеру действия у цели боевые части классифицируют на фугасные, осколочные, осколочно-фугасные, кумулятивные, зажигательные. Совершенно особый тип составляют ядерные боевые части. Кроме основных боевых частей есть и вспомогательные: осветительные, дымовые, агитационные и другие.

**Фугасные боевые части** (см. рис. 17, *а*) предназначены для поражения цели действием продуктов взрыва и ударной волной. Как видно из рисунка, размещаться они могут в различных местах ракеты. Соответственно не одинаковы и их формы: у одной — коническая, у дру-

гой — оживально-цилиндрическая. Боевая часть состоит из стального корпуса 3, боевого заряда 2, головного 1 и донного 5 взрывателей, дополнительных детонаторов 4.

Взрыватели служат для инициирования подрыва боевой части в необходимый момент времени.

Детонаторы — промежуточные заряды между капсюлем-детонатором взрывателя и основным зарядом. Они создают детонирующую волну, обеспечивающую тем самым надежный подрыв заряда. Давление продуктов взрыва при его детонации достигает огромной величины — около  $2,25 \cdot 10^{10}$  Н/м<sup>2</sup>. Причём ударная волна образуется непосредственно в среде взрыва. Например, взрыв фугасной боевой части, происходящий в грунте, сопровождается выбросом породы и образованием воронки. Объем ее, отнесенный к единице массы взрывчатого вещества (ВВ), является мерой фугасного действия.

Боевыми частями фугасного действия снаряжаются ракеты классов «земля — земля», «воздух — земля», «корабль — земля».

**Осколочные боевые части** предназначены для поражения цели осколками или ударной волной. Осколки могут быть готовые, в виде так называемых поражающих элементов. Тогда они располагаются в специальных кассетах по наружной поверхности заряда. По форме эти осколки бывают цилиндрическими, как это показано на рис. 17, б, или в виде призм, стержней. Но осколки можно получать и непосредственно из оболочки за счет ее дробления продуктами взрыва боевого заряда. Чтобы осколки были определенной формы и массы, оболочка (корпус) боевой части подвергается специальной обработке — насечке.

Основные характеристики боевой части этого типа — убойная сила осколков, определяемая их массой и скоростью, и угол разлета осколков. Можно встретить и такую характеристику, как плотность осколков, т. е. число поражающих элементов, приходящихся на 1 м<sup>2</sup> поверхности разлета. Например, если разлет происходит по сфере, то плотность осколков будет убывать пропорционально кубу дальности от места взрыва. Скорость осколков является результирующей двух скоростей: скорости ракеты в момент взрыва боевой части и допол-

нительной скорости, которую осколок получает при взрыве.

Боевые части осколочного типа применяются для уничтожения живой силы противника. Ими снаряжаются ракеты классов «земля — земля», «воздух — земля», «воздух — воздух» и «земля — воздух».

**Осколочно-фугасные боевые части** предназначены для поражения относительно слабо защищенной живой силы и огневых средств, разрушения полевых оборонительных сооружений и уничтожения боевой техники противника. Цель поражается ударным, фугасным и осколочным действием боевой части. Они находят широкое применение в полевой реактивной артиллерии.

**Кумулятивные боевые части** (см. рис. 17, в) применяются для поражения бронированных целей, например танков, самоходно-артиллерийских установок. Действие боевой части такого типа основано на концентрации силы взрыва в определенном направлении. Это и есть так называемый кумулятивный эффект.

В заряде взрывчатого вещества делается выемка в виде воронки 8, которая закрывается металлической облицовкой 9. Таково в принципе устройство кумулятивной боевой части.

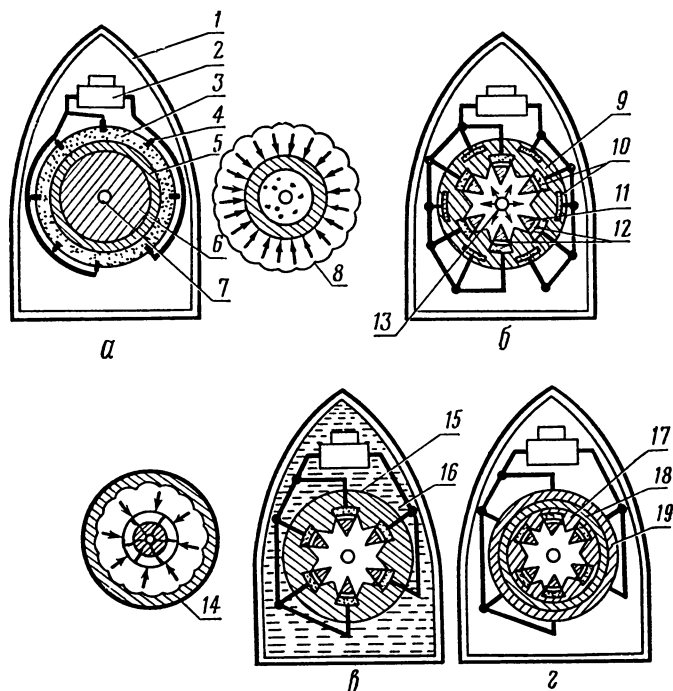
Кумулятивными боевыми частями могут снабжаться неуправляемые реактивные снаряды полевой артиллерии и противотанковые управляемые ракеты.

**Ядерные боевые части** снаряжаются ядерными зарядами, представляющими собой основной (главный) узел боеголовки.

Ядерным зарядом называют устройство, предназначенное для освобождения внутриядерной энергии вещества посредством взрывного процесса.

Взрыв ядерного заряда основан на способности некоторых веществ при определенных условиях к саморазвивающимся ядерным цепным реакциям. Эти реакции сопровождаются выделением огромного количества энергии. Вещества, способные к саморазвивающейся цепной ядерной реакции, называют ядерным горючим. Мощность взрыва ядерного заряда может в сотни и тысячи раз превосходить мощность взрыва самых крупных боевых частей, снаряженных обычными ВВ.

Поражение ядерным взрывом охватывает большие площади и носит массовый характер. Поэтому применение



**Рис. 18.** Ядерные и термоядерные боевые части:

2 — схема ядерной боевой части, действующей по принципу обжатия; б — схема ядерной боевой части с разделенным на части ядерным горючим; в — схема термоядерной боевой части типа «деление-синтез»; г — схема термоядерной боевой части типа «деление-синтез-деление»; 1 — корпус; 2 — взрывной механизм; 3 — обычное ВВ; 4 — электродетонатор; 5 — отражатель нейтронов; 6 — ядерное горючее; 7 — источник нейтронов; 8 — обжатие ядерного горючего направленным взрывом; 9 — оболочка ядерного заряда; 10 — шашки обычного ВВ; 11 — части ядерного горючего; 12 — отражатель нейтронов; 13 — источник нейтронов; 14 — ядерный заряд после подрыва шашек обычного ВВ; 15 — ядерный заряд; 16 — термоядерное горючее (смесь дейтерия и трития); 17 — ядерный заряд; 18 — термоядерное горючее (дейтерид лития); 19 — ядерное горючее (уран-238)

ние ядерного оружия позволяет в короткие сроки нанести противнику огромный ущерб и создавать выгодные условия для достижения победы в бою.

Одно из основных условий самопроизвольного возникновения ядерной реакции деления — количество ядерного горючего. Наименьшее количество (масса) горючего нормальной плотности, в котором возможно протека-

ние такой реакции, называется критическим, меньшее количество — подкритическим. В первом случае количество нейтронов, участвующих в реакции, непрерывно возрастает: деление ядер сопровождается появлением новых нейтронов. Процесс этот протекает лавинообразно. Во втором — нейтроны раньше окажутся за пределами вещества, чем попадут в цель — ядро атома.

Обратимся к рис. 18, а. Здесь изображена возможная конструктивная схема ядерного боеприпаса, в котором для возбуждения реакции используется принцип обжатия с целью повышения плотности ядерного горючего. Берется некоторое количество горючего, масса которого меньше критической. Ему придается форма шара, вся поверхность которого окружается зарядом тротила. Если теперь одновременно подорвать его таким образом, чтобы взрыв был направлен внутрь сферы, то, естественно, ядерное вещество подвергнется сильному сжимающему давлению. Плотность его резко возрастет, а объем, соответственно, уменьшится: «масса» вещества станет надкритической. Это как раз и есть условие для самопроизвольного возникновения цепной реакции ядерного взрыва.

Считается, что, применяя такой способ обжатия, можно вдвое увеличить плотность вещества и в четыре раза снизить необходимую для взрыва критическую массу.

Из рисунка видно, что ядерное горючее окружено оболочкой 5 — отражателем нейтронов. Он не дает нейтронам выходить наружу и возвращает их в зону реакции. Потери нейтронов в этом случае уменьшаются, и реакция деления может быть осуществлена в меньшей массе горючего. Наиболее эффективными отражателями нейтронов являются бериллий, графит, тяжелая вода, а также железо, алюминий, природный уран. С увеличением толщины оболочки отражателя его эффективность возрастает.

Для первого деления ядра, которое начнет цепную реакцию, необходим хотя бы один нейтрон. Нейтронов, существующих в свободном виде, очень мало. Поэтому в ядерных боеприпасах применяется искусственный источник нейтронов 7, который не только вызывает в необходимый момент времени цепную ядерную реакцию,

но и обеспечивает деление множества ядер в начале реакции.

Возможна и иная схема устройства ядерного боеприпаса (см. рис. 18, б). Здесь ядерное горючее разделено на несколько частей, масса каждой из которых является подкритической. Для быстрого перевода такого заряда в надкритическое состояние применяется взрыв обычного ВВ. В результате все части ядерного заряда соединяются в единое целое. Масса горючего становится надкритической. Наступает цепная реакция деления взрывного характера. Не случайно такие ядерные заряды называют пушечными.

**Термоядерные боевые части** — это боеприпасы еще более мощные. Действие их основано на выделении энергии при соединении легких ядер веществ. В качестве горючего могут использоваться изотопы водорода — дейтерий и тритий.

Схема термоядерного боеприпаса такого типа представлена на рис. 18, в. Его главные составные части — ядерный заряд 15 пушечного типа и термоядерное горючее 16. Чтобы понять, зачем в термоядерном боеприпасе находится ядерный заряд, следует вспомнить, что реакция соединения легких ядер возможна только при очень высокой температуре, достигающей десятков миллионов градусов. А температуру такого порядка пока удалось получить лишь в зоне реакции ядерного взрыва. Короче говоря, ядерный заряд служит своего рода запальным устройством, предназначенным для подогрева термоядерного горючего. В заряде такого типа за взрывной реакцией деления происходит интенсивная реакция соединения ядер атомов дейтерия и трития. Она сопровождается выделением огромного количества энергии, в несколько раз превышающей энергию деления ядер вещества.

Выяснилось, что термоядерную реакцию синтеза можно осуществить и на другом горючем — дейтериде лития (см. рис. 18, г). Это твердое вещество, и применять его удобнее, чем газообразные дейтерий и тритий. Термоядерный заряд на основе дейтерида лития получил название комбинированного. Реакция при этом протекает по следующей схеме. Нейтроны, взаимодействуя с ядрами лития, образуют тритий, который и вступает в реакцию с дейтерием. Образующиеся при этом нейтро-

ны обладают высокой энергией. Они могут вызывать деление ядер урана-238. Это и позволило создать комбинированный боеприпас типа «деление — синтез — деление». При этом основная доля энергии выделяется в результате деления урана-238.

**Взрывателями** называются устройства, предназначенные для приведения в действие заряда боевой части. Это их основная функция. Однако они выполняют и ряд вспомогательных задач: обеспечивают безопасность, определяют оптимальный момент подрыва боевой части. По принципу действия взрыватели делят на ударные (контактные), дистанционные и неконтактные.

Ударные взрыватели применяют в ракетах, предназначенных для поражения наземных и морских целей, а также в авиационных неуправляемых ракетах и в качестве дублеров неконтактных взрывателей, обеспечивая подрыв при прямом попадании в цель. Дистанционные взрыватели используют в зенитных управляемых ракетах и ракетах воздушного боя.

Неконтактные взрыватели представляют собой автоматические устройства (механизмы), предназначенные для подрыва боевой части ракеты на заданном расстоянии от цели и на определенной высоте. К этому же классу относят взрыватели, приведение в действие которых осуществляется по команде, передаваемой с земли или с самолета.

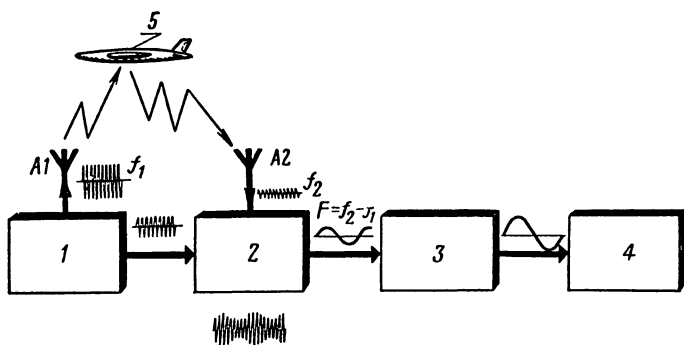
Все неконтактные взрыватели по принципу используемой энергии делят на электростатические, акустические, магнитные, барометрические, инфракрасные и радиовзрыватели.

Наибольшее распространение получили радиовзрыватели активного типа. Они используют активный (радиолокационный) принцип работы, основанный на известных радиолокационных методах измерения расстояния до объектов: фазовом, частотном и импульсном.

При фазовом методе выделения сигнала на подрыв боевой части используется эффект Доплера, поэтому взрыватели этого типа часто называют доплеровскими.

Эффект Доплера проявляется при приеме любых колебаний (звуковых, световых, радио-), если приемник и источник колебаний движутся относительно друг друга.

Блок-схема взрывателя с использованием рабочего доплеровского сигнала показана на рис. 19. Генера-



**Рис. 19.** Блок-схема радиовзрывателя, использующего эффект Доплера:

1 — генератор высокой частоты; 2 — смеситель; 3 — усилитель низкой частоты; 4 — предохранительно-исполнительный механизм; 5 — цель;  $A_1$  — антенна излучения;  $A_2$  — приемная антенна

тор высокой частоты излучает синусоидальные колебания постоянной амплитуды с частотой  $f_1$  через антенну  $A_1$ . Достигнув цели и отразившись от нее, радиоволны поступают на антенну  $A_2$ . Отсюда колебания высокой частоты поступают в смеситель 2. В него же подается часть мощности и от генератора 1. Здесь оба вида колебаний, отличающиеся по амплитуде и частоте, суммируются. Огибающая результирующих колебаний изменяется по синусоидальному закону с частотой Доплера. Это и есть рабочий сигнал. Его амплитуда пропорциональна амплитуде отраженных колебаний и, следовательно, зависит от положения ракеты относительно цели. Рабочий сигнал усиливается в усилителе низкой частоты 3 и после этого воздействует на предохранительно-исполнительный механизм 4 (ПИМ); взрыватель срабатывает. При использовании частотного метода в состав взрывателя обязательно вводят модулятор, который периодически изменяет частоту колебаний генератора либо по закону ломаной линии, либо по синусоидальному. Модулированные колебания подаются на антенну и облучают цель. Рабочий сигнал в виде колебаний разностной частоты выделяется в смесителе.

Принцип действия импульсного радиовзрывателя достаточно прост: цель облучается серией импульсов опре-

деленной длительности, следующих друг за другом с заданным интервалом. Импульсы отражаются целью и улавливаются приемником. Время их запаздывания пропорционально расстоянию до цели. Когда ракета приблизится к ней на заданное расстояние (предел), взрыватель это зафиксирует и подорвет боевую часть.

Наиболее выгодное расстояние подрыва зависит от характера цели, относительной скорости сближения с ней ракеты, величины заряда, расположения и формы эффективной зоны поражения, образующейся при взрыве боевой части. В соответствии с этим и производится настройка радиовзрывателя. Возможная величина промаха ракеты должна в любом случае перекрываться зоной поражения боевой части.

Ракетные взрыватели могут иметь несколько установок, рассчитанных на различное время действия. Установку производят при подготовке ракеты к пуску в соответствии с характером цели.

Предохранительные устройства обеспечивают безопасность в процессе эксплуатации, предотвращают преждевременное срабатывание взрывателя. Безопасность достигается обычно тем, что до взведения детали ударного механизма находятся в нейтральном положении, исключаящем накол капсуля жалом. Для предупреждения срабатывания взведенного взрывателя на траектории чаще всего применяют пружины, помещенные между ударником и капсулем.

Самоликвидаторы подрывают боевую часть на траектории полета в случае промаха ракеты. Они применяются во взрывателях при стрельбе по воздушным целям. Подрыв боевой части в воздухе происходит на расстоянии, безопасном для своих войск. В самоликвидаторах могут быть использованы часовые или пороховые устройства, срабатывающие через определенное время после запуска ракеты.

---

## **Глава II. БОЕВЫЕ РАКЕТЫ СУХОПУТНЫХ ВОЙСК**

К боевым ракетам сухопутных войск относятся реактивные снаряды, ПТУРЫ и войсковые ракеты: оперативно-тактического назначения и тактические.

### **1. ПОЛЕВАЯ РЕАКТИВНАЯ АРТИЛЛЕРИЯ**

Реактивная артиллерия прошла большой путь от гвардейских реактивных минометов «катюш» до современных боевых машин, которые являются грозной огневой силой. Они могут уничтожать артиллерийские и минометные батареи противника, подавлять живую силу и огневые средства, разрушать легкие полевые деревоземляные сооружения, уничтожать мотомеханизированные средства противника, создавать дымовые завесы.

Такое назначение имеет и отечественная **пусковая установка БМ-14-17**. Кстати, в дальнейшем мы будем называть ее боевой машиной. Это название, по сути дела, вполне официально, ведь буквы «БМ» именно так и расшифровываются. А что же обозначают цифры? Первые две — «14» — указывают калибр: боевая машина предназначена для стрельбы 140-мм турбореактивными осколочно-фугасными снарядами М-14-ОФ и дымовыми снарядами М-14Д. Цифра «17» говорит о том, что эта машина имеет 17 направляющих.

Большая маневренность и высокая скорострельность — вот качества, которые позволяют БМ-14-17 успешно решать боевые задачи.

Судите сами. Боевую машину можно заранее зарядить семнадцатью реактивными снарядами, и в таком виде она может совершать марши протяженностью в сотни километров. При движении по асфальтированному шоссе заряженная боевая машина может развить максимальную скорость до 65 км/ч.

Заряженная боевая машина (ее масса с расчетом составляет около 5,3 т) способна преодолеть и брод, глубина которого не превышает 0,8 м, и подъем до 35°.

Все это позволяет перебрасывать подразделения реактивной артиллерии в короткое время с одной позиции на другую и поражать противника там, где он меньше всего ожидает. Из истории Великой Отечественной войны известны примеры, когда не только части, но и целые соединения реактивной артиллерии перебрасывались своим ходом даже с одного фронта на другой.

Важно и то, что сразу же после многокилометрового марша, всего через 1—2 мин после выхода на позицию, боевые машины могут открыть огонь по противнику на дальность 10 км. Скорострельность же боевой машины значительно больше, чем у артиллерийского орудия. Например, скорострельность гаубицы калибром 122 мм — один выстрел за 10 с. А боевая машина может за 7—10 с выпустить 17 реактивных снарядов.

Скорострельность порождает и высокую эффективность воздействия огня боевой машины на противника. Если 122-мм гаубица, сделав выстрел, может послать второй снаряд лишь после 10 с (а за это время пехота успеет залечь), то боевая машина выпускает второй и последующий снаряды в среднем через каждые 0,4—0,6 с.

Рассмотрим устройство боевой машины (рис. 20). Эта самоходная реактивная установка состоит из двух основных частей: артиллерийской и ходовой (шасси автомобиля). Первая служит для наведения снарядов в цель и запуска их реактивного двигателя, вторая — обеспечивает передвижение пусковой установки.

**Артиллерийская часть** включает в себя 17 стволов (направляющих) 1, люльку 2, основание 3, поворотный 4 и подъемный 6 механизмы, прицельное устройство 5. Сюда же входит электро- и специальное оборудование.

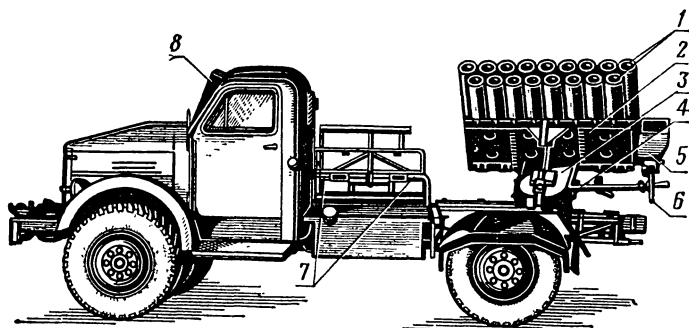


Рис. 20. Боевая машина БМ-14-17:

1 — ствол; 2 — люлька; 3 — основание; 4 — поворотный механизм;  
5 — прицельное устройство; 6 — подъемный механизм; 7 — сиденья  
для номеров расчета, 8 — защита стекол

Обратите внимание на конструкцию направляющих. Здесь нет балок двутаврового сечения, как это было у пусковой установки БМ-13, знаменитой «катюши» времен Великой Отечественной войны. Каждая из них чем-то напоминает минометный ствол. Это направляющие трубчатого типа. Стволы расположены в два ряда в шахматном порядке: восемь в нижнем ряду, девять в верхнем. Калибр каждого из них 140,3 мм, а длина 1,1 м.

Стволы, прицельное устройство и электрооборудование закреплены на люльке — жесткой сварной коробке, которая вместе с основанием образует качающуюся часть боевой машины.

С помощью поворотного механизма осуществляется наводка стволов в горизонтальной плоскости. Подъемный же механизм винтового типа служит для придания им необходимого угла возвышения. Прицельное устройство, состоящее из прицела и панорамы, обеспечивает наводку пакета направляющих боевой машины.

Электрооборудование служит для воспламенения порохового заряда двигателя снаряда. Оно состоит из двух аккумуляторных батарей, используемых в качестве источников постоянного тока, переключателя, коллектора, проводов, контактных рычагов, расположенных на стволах, и выносного пульта. Последний предназначен для

управления пуском реактивных снарядов из укрытия, которое может находиться на расстоянии до 80 м от боевой машины.

К специальному оборудованию относятся сиденья номеров расчета, защита бензобака и стекло кабины от воздействия газовой струи реактивных двигателей, рама для тента, бак с водой и т. п.

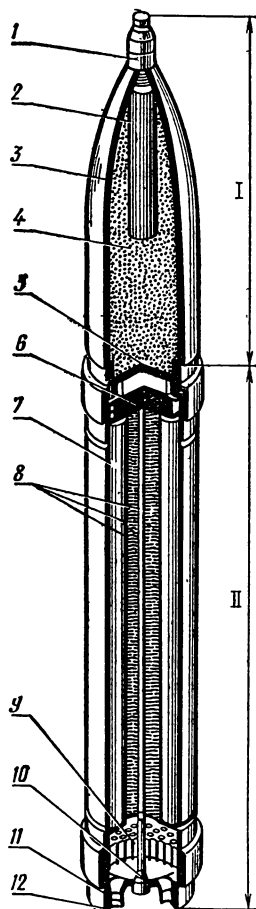
В качестве ходовой части применяется шасси автомобиля ГАЗ-63 или ГАЗ-63А (с лебедкой).

Теперь об **осколочно-фугасном снаряде М-14-ОФ** турбореактивного типа. Характер действия снаряда у цели зависит от установки взрывателя: при мгновенном срабатывании — осколочное действие, при замедлении — фугасное. Этим снаряд ничуть не отличается от артиллерийского. Зато он значительно отличается по способу создания устойчивости в полете. Вращение ему придают не нарезки канала ствола и не медный ведущий пояс снаряда, а сам реактивный двигатель, который имеет не одно сопло, а десять. Они расположены в сопловом дне по окружности. Ось каждого сопла наклонена под углом 22° к продольной оси снаряда. Благодаря такому устройству двигателя снаряду придается в полете значительная угловая скорость — около нескольких десятков тысяч оборотов в минуту. Поэтому-то реактивные снаряды и стали называться турбореактивными.

Длина такого снаряда со взрывателем составляет 1085 мм. Масса окончательно снаряженного снаряда 39,6 кг, масса тротила 4,18 кг, а порохового заряда 7,6 кг. Стрельбу снарядами можно вести в широком температурном диапазоне: и в 40-градусный мороз, и в 50-градусную жару.

Снаряд (рис. 21) можно разделить на две основные части: головную *I* и ракетную *II*. Головная часть состоит из корпуса *3*, в котором помещен разрывной заряд *4*, дна *5* и дополнительного детонатора *2*. Обычно разрывной заряд закрыт пластмассовой втулкой. И только когда происходит подготовка снаряда к стрельбе, вместо нее ввинчивается взрыватель *1*.

Ракетная часть включает в себя камеру *7*, почти все пространство внутри которой заполнено пороховым зарядом *8*, воспламенитель *6*, диафрагму *9*, сопловое дно *11* и пиросвечу *10*.



**Рис. 21. Реактивный снаряд М-14-ОФ:**  
 I — головная часть; 1 — взрыватель; 2 — дополнительный детонатор; 3 — корпус головной части; 4 — разрывной заряд; 5 — дно; II — ракетная часть; 6 — воспламенитель; 7 — корпус ракетной камеры; 8 — пороховой заряд (пороховые шашки); 9 — диафрагма; 10 — пиросвеча; 11 — сопловое дно; 12 — сопло

Семь цилиндрических одноканальных шашек образуют заряд твердого топлива.

В качестве воспламенителя используется заряд дымного пороха. Он помещен в алюминиевую оболочку, которая, в свою очередь, вложена в предохранительный диск. Последний ввинчивается в камеру до упора в пороховой заряд. Таким образом, предохранительный диск удерживает пороховые шашки от перемещения вперед. А назад им не дает двигаться диафрагма. Она же задерживает несгоревшие части заряда, которые могли бы уноситься газовой струей через сопловые отверстия.

Свеча, основной частью которой является пиропатрон, ввинчивается в центральное нарезное отверстие со свинцовой прокладкой. Пиропатрон, имеющий электрическое сопротивление около 0,15—0,8 Ом, состоит из луженой медной гильзы,

контактной чашечки, контактного сердечника и двух электрозапалов с мостиком накаливания, на который нанесено инициирующее вещество.

Снаряд М-14-ОФ комплектуется головным взрывателем ударного действия с дальним взведением. Он имеет три установки: на мгновенное (осколочное) действие (отметка на корпусе — «О»), малое замедление («М»), большое замедление («Б»).

Несколько слов о дымовом турбореактивном снаряде М-14Д. Длина его со взрывателем составляет 1051 мм.

В качестве дымообразующего вещества может использоваться желтый фосфор. Его масса 3,6 кг. Величина разрывного заряда значительно меньше, чем у снаряда М-14-ОФ, всего 0,326 кг. Масса окончательно снаряженного снаряда около 40 кг. Стрельба дымовыми снарядами производится только при установке взрывателя на мгновенное действие. Отличительная маркировка: на головной части нанесена кольцевая полоса черного цвета.

Стрельба ведется либо непосредственно из кабины боевой машины, либо из укрытия — с помощью выносного пульта.

На вооружении советских Сухопутных войск имеются и другие, более мощные пусковые установки. Это, например, 12-зарядная боевая машина **БМ-24**, предназначенная для стрельбы фугасными 240-мм турбореактивными снарядами М-24Ф и М-24ФУД. Дальность стрельбы до 11 км. Все двенадцать снарядов могут быть выпущены залпом в течение 6—8 с. После заряжания, продолжительность которого составляет 3—4 мин, установка вновь готова к стрельбе.

У этой боевой машины есть некоторые конструктивные особенности. Прежде всего интересны направляющие, длина каждой из которых составляет 2 м. Они каркасного типа. Четыре продольных прутка скреплены по длине четырьмя круглыми обоймами: это и есть каркас — основная часть направляющей, к которой крепятся также откидной рычаг, передний и задний стопоры. Двенадцать направляющих расположены на ферме артиллерийской части пусковой установки в два ряда: по шесть в каждом. Таким образом получается ажурная, достаточно компактная и легкая, но в то же время жесткая и прочная конструкция.

Артиллерийская часть смонтирована на шасси мощного трехосного автомобиля ЗИЛ-151 высокой проходимости. Это обеспечивает хорошие эксплуатационные характеристики боевой машины. Достаточно сказать, что заряженная пусковая установка с расчетом из восьми человек способна совершать марш на расстояние в сотни километров, хотя масса ее в таком виде довольно значительна — почти 8850 кг.

Боевая машина ведет огонь снарядами большой фугасной мощности. Об этом говорят, в частности, их ха-

рактеристики. Каждый снаряд М-24Ф имеет массу 112,2 кг. В головной части размещен заряд взрывчатого вещества массой 27,3 кг. При стрельбе под углом возвышения  $45^\circ$  и установке взрывателя на замедленное действие в результате взрыва снаряда в грунте средней плотности образуется воронка диаметром до 6 и глубиной до 2,4 м.

Пороховой заряд, размещаемый в камере двигателя, состоит из 19 цилиндрических одноканальных шашек. Их общая масса 16,3 кг. Двигатель снаряда работает короткое время. Весь заряд сгорает в течение 0,5—1 с, так что длина активного участка траектории при нормальной температуре заряда составляет всего 90 м. Продукты сгорания истекают через 16 косонаклонных сопел, возникающая реактивная сила сообщает снаряду поступательное и вращательное движение. Его максимальная скорость на траектории 280 м/с.

Снаряд увеличенной дальности М-24ФУД имеет меньшую массу разрывного заряда — 18,4 кг. Зато заряд твердого топлива состоит из семи толстоствольных одноканальных пороховых шашек массой около 24,5 кг. В результате достигается большая скорость снаряда — до 460 м/с. Естественно, увеличивается и дальность стрельбы.

Обладая столь внушительными боевыми качествами, пусковая установка способна выполнять разнообразные задачи. С большой эффективностью она может быть использована, например, для подавления и разрушения укреплений, опорных пунктов и узлов сопротивления, а также для уничтожения живой силы и техники противника в районах сосредоточения.

Но чтобы эти боевые качества проявились в полной мере, расчет пусковой установки должен обладать достаточно высоким мастерством. Чтобы убедиться в этом, рассмотрим, например, как происходит зарядание БМ-24. Как мы уже знаем, его продолжительность составляет 3—4 мин. Следовательно, чтобы зарядить один снаряд, надо затратить всего 20 с. Это очень немного, если вспомнить, что масса каждого снаряда больше центнера.

Для облегчения такого тяжелого труда конструкторы предусмотрели несложные приспособления. Три номера расчета с помощью специального захвата поднимают

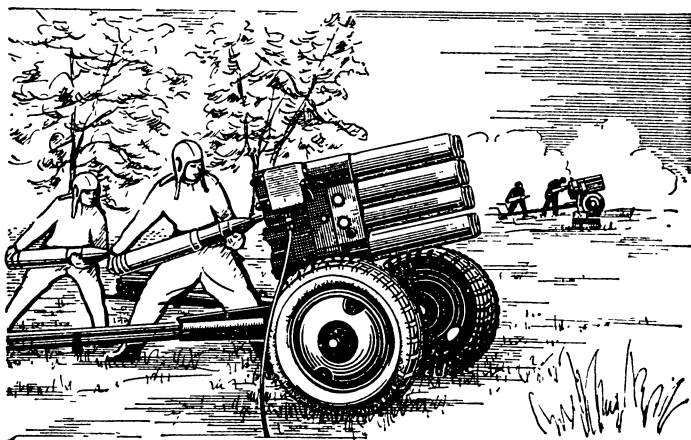


Рис. 22. 16-ствольная пусковая установка РПУ-14

снаряд: двое берутся за рукоятки захвата, а третий поддерживает снаряд за сопловое дно. Снаряд подносится к боевой машине и укладывается на лоток приспособления для зарядания. Два человека с помощью досылателя передвигают снаряд вверх по лотку, он входит в направляющую и фиксируется в ней стопорами. Затем приспособление переносится к соседней направляющей.

Как видите, за 20 с надо успеть сделать многое. Поэтому все номера расчета должны действовать слаженно и четко, быть физически закаленными и выносливыми.

Большой эффективностью отличается и боевая машина **БМ-21**, предназначенная для стрельбы 210-мм реактивными снарядами. На самоходном шасси высокой проходимости смонтирован пакет направляющих трубчатого типа, состоящий из 40 стволов.

Оригинальная по внешнему виду и устройству пусковая установка изображена на рис. 22. Да и номера расчета выглядят несколько необычно: они одеты в комбинезоны и шлемы. Это десантники-артиллеристы заняли огневую позицию и готовы к немедленному открытию огня из реактивных пусковых установок. 16-ствольная пусковая установка РПУ-14 предназначена для стрельбы реактивными снарядами М-14. Это

чрезвычайно легкая и компактная конструкция, отвечающая жестким требованиям, предъявляемым к боевой технике воздушно-десантных войск.

Пусковая установка приспособлена для выброски с самолетов (десантирования). С этой целью она крепится к специальной платформе, оборудованной многокупольной парашютной системой. Когда платформа отделится от самолета, раскрываются огромные купола парашютов, и весь груз плавно снижается к земле. Непосредственно перед приземлением срабатывает датчик и включается пороховая реактивная система мягкой посадки. Платформа касается грунта со скоростью, близкой к нулевой.

## 2. ПРОТИВОТАНКОВЫЕ УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ

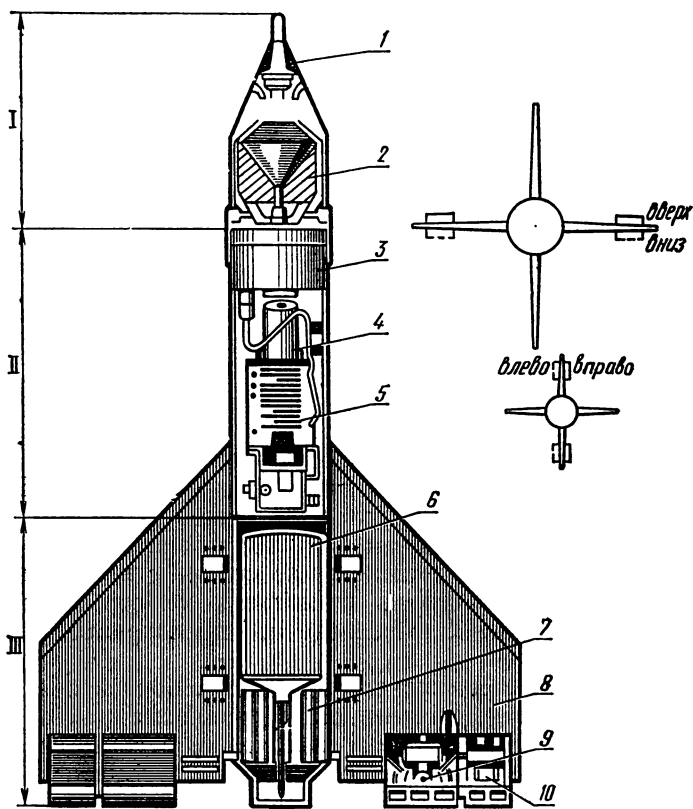
В извечной, непрекращающейся борьбе снаряда против брони появилось новое средство — небольшая по габаритам управляемая ракета с кумулятивным зарядом. Это ПТУР — противотанковая управляемая ракета.

Необходимо подчеркнуть, что без кумулятивного заряда невозможно было бы создать ПТУР. Только его появление позволило осуществить на практике совершенно новый принцип бронебойного действия.

Вспомним, что артиллерийский снаряд пробивает броню за счет ударного действия о преграду. Другими словами, степень этого воздействия определяется величиной кинетической энергии, запасенной снарядом при выстреле. Поэтому-то бронебойные снаряды и делают прочными, массивными.

Величина кинетической энергии ПТУР и ее прочность не имеют столь существенного значения. Они практически не влияют на пробивную способность. Задача ракеты — с высокой точностью донести кумулятивный заряд до цели, который и пробьет броню направленным, сосредоточенным (кумулятивным) ударом продуктов взрыва заряда.

Рассмотрим устройство и действие ПТУР на примере одного из отечественных образцов (рис. 23). Эта ракета предназначена для поражения в бою подвижных и неподвижных бронированных целей. Она обладает высокими боевыми качествами, хорошей надежностью, достаточно проста в обращении и эксплуатации.



**Рис. 23.** Противотанковая управляемая ракета:

*I* — головная часть; *1* — взрыватель; *2* — боевая часть; *II* — аппаратурный отсек; *3* — источник тока (бортовая электрическая батарея); *4* — катушка; *5* — блок управления; *III* — крыльевой отсек; *6* — маршевый двигатель; *7* — стартовый двигатель; *8* — крыло; *9* — электромагниты управления (курса и тангажа); *10* — электромагнит крена

Максимальная дальность управляемого полета ракеты составляет 2000, а минимальная — 600 м. Ракета летит со средней скоростью 110 м/с. Одна из важнейших характеристик ПТУР — бронепробиваемость. Если ракета встречается с преградой под углом  $90^\circ$ , она способна пробить броню толщиной не менее 300 мм. При других углах встречи бронепробиваемость, естественно, мень-

ше. Длина ракеты 1150, калибр 136, а размах оперения 750 мм. Масса окончательно снаряженной ракеты около 24 кг.

По сравнению с бронебойным артиллерийским снарядом ПТУР представляет собой целый агрегат. Эта крылатая ракета-малютка выполнена по нормальной аэродинамической схеме. Довольно часто эту схему называют еще «бесхвостка». Ракета состоит из головной части *I* и корпуса, включающего два отсека: аппаратурный *II* и крыльевой *III* с двигательной установкой.

**Головная часть** — самостоятельный легкоосъемный узел, состоящий из взрывателя *1*, обтекателя и боевой части кумулятивного типа *2*. Для подрыва заряда боевой части используется взрыватель мгновенного реакционного действия с дальним взведением. Лишь после того как ПТУР удалится от места старта на расстояние 70—200 мм, произойдет взведение взрывателя.

Этот взрыватель весьма надежен и безопасен в эксплуатации. Если в силу каких-то причин полет ракеты будет происходить ненормально, например, она упадет вблизи места старта или даже не сойдет с направляющей пусковой установки, взрыватель не сработает и взрыва не будет. Это обеспечит предохранительное устройство.

В **аппаратурном отсеке** размещается бортовая аппаратура. Она предназначена для управления ракетой в полете по курсу (рысканию) и тангажу в соответствии с командами оператора, а также для ее автоматической стабилизации относительно продольной оси.

В состав бортовой аппаратуры входят: блок управления *5*, источник тока *3*, две катушки *4* с проводами, четыре электромагнита управления *9*, два электромагнита крена *10*. Блок управления включает в себя приемник и гироскопический блок.

Назначение приемника — преобразование и усиление командных сигналов, поступающих по проводной линии, и передача их на электромагниты управления. Он состоит из двух усилителей, собранных на транзисторах.

Гироскопический блок служит для стабилизации ракеты на траектории по углу крена. Основная его часть — гироскоп, который во время полета работает на выбеге. Последний термин следует пояснить. Пока ракета находится на направляющей, ротор гироскопа раскручивает-

ся до заданного числа оборотов, получая электропитание от источника пусковой установки. Как только произойдет выстрел, цепь питания разрывается, а ротор гироскопа продолжает вращаться по инерции, т. е. работает на выбеге.

Несмотря на это, число оборотов ротора достаточно велико, и гироскоп исправно выполняет роль чувствительного элемента. Он чутко реагирует на малейший крен ракеты и моментально вырабатывает команды на исполнительные органы для его ликвидации.

На ракете имеются две одинаковые катушки с проводами, которые и образуют линию связи. По ней передаются управляющие сигналы от наземной аппаратуры к приемнику на борту ракеты.

Катушка состоит из защитного кожуха и бобины. На последнюю наматывается биметаллический изолированный провод длиной 2300 м, диаметром 0,16 мм. Один конец провода каждой катушки соединен с приемником, другой выведен наружу. Перед стрельбой его соединяют с контактами направляющей пускового устройства. При полете ракеты со средней скоростью 110 м/с провод сматывается с бобины. Это похоже на то, как работает катушка спиннинга, только в снаряде катушка более совершенна: конструкторы постарались свести к минимуму ее инерционность. Это очень важно при столь тонком проводе. Ведь на конце его находится не легкая блесна, а ракета массой в 24 кг.

Электромагниты управления и крена являются приводами исполнительных органов. В каждом из них размещены четыре катушки с якорями, которые жестко связаны с исполнительными органами — прерывателями потока воздуха. Их еще называют интерцепторами. Это тонкие, изогнутые по дуге окружности пластины. Работают они в колебательном режиме с частотой 10 Гц.

Крыльевой отсек включает в себя корпус с четырьмя крыльями 8, электромагниты управления 9 и крена 10, два трассера.

Крылья — это плоскости трапециевидной формы с углом передней стреловидности 45°. В корпусе крыльевого отсека, который представляет собой сварную трубу, размещается двигательная установка.

Трассеры, закрепленные на концах горизонтальных крыльев, обеспечивают визуальное наблюдение за раке-

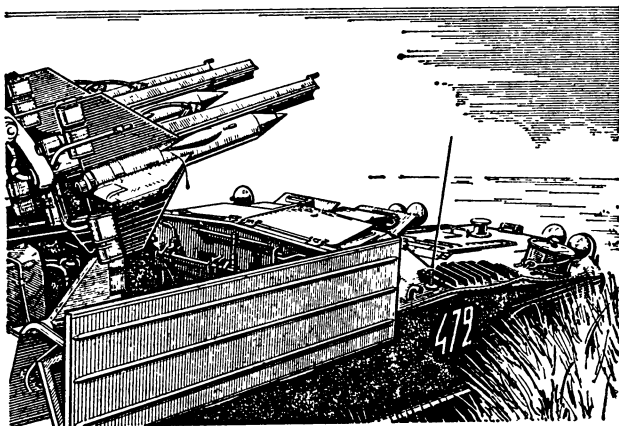


Рис. 24. Пусковая установка противотанковых управляемых ракет

той на всей дальности полета при наведении ее на цель. Пиротехнический состав трассера дает пламя красного цвета. Это позволяет уверенно наводить ракету на цель в любое время года и суток, а также при дожде, снеге, тумане, пыли, если они не затрудняют наблюдение за целью.

Двигательная установка состоит из двух основных частей: стартовой 7 и маршевой 6. Стартовый заряд, состоящий из шести шашек трехлепестковой формы, размещается в камере № 2. Образующиеся в процессе его горения пороховые газы истекают через 12 сопловых отверстий. Ракета разгоняется до заданной скорости весьма быстро. Это сделано для того, чтобы ПТУР, стартуя с коротких направляющих, приобрела достаточную устойчивость еще на начальном участке полета. Маршевый заряд — бесканальная пороховая шашка, вся поверхность которой бронирована, за исключением одного торца. Заряд вложен в камеру № 1. Горение его происходит параллельными слоями и только со стороны небронированного торца. Пороховые газы истекают через центральное сопло. Естественно, маршевый заряд развивает меньшую тягу: он обеспечивает постоянную скорость полета на всей траектории движения ракеты.

В качестве пусковой установки управляемой ракеты используется боевая машина (рис. 24), состоящая из пусковой установки с тремя направляющими, аппаратуры управления и визирного устройства, специально подготовленной бронированной разведывательно-дозорной машины (БРДМ). Внешне машина выглядит не столь внушительно, как, например, 100-мм противотанковая пушка, но, несмотря на это, она обладает достаточно высокими тактико-техническими характеристиками. Большой запас хода, хорошая маневренность, плаучесть, высокая проходимость, скорострельность, достигающая двух выстрелов в минуту,— все эти качества позволяют эффективно использовать мощные огневые средства: в короткий срок сосредоточить их на важном направлении и надежно поразить бронированные цели.

К аппаратуре управления относятся пульт оператора, выносной пульт оператора, блок автоматики, пульт проверок, две аккумуляторные батареи.

Пульт оператора служит для проверки и пуска ракеты, управления ею в полете. С помощью выносного пульта, располагаемого на расстоянии не более 30 м от машины, оператор может вести огонь из укрытия. Перемещая рукоятку управления, он подает по проводам на борт ПТУР команды «Вверх — Вниз», «Влево — Вправо». Максимальный угол отклонения рукоятки в любую сторону 40°. Управление ракетой производится по методу трех точек.

Оптический визир предназначен прежде всего для обнаружения цели. Наблюдая в него, оператор следит за целью и летящей ракетой во время ее наведения. Бинокулярный перископического типа визир состоит из двух монокуляров с 8-кратным увеличением.

На БРДМ размещаются все элементы пусковой установки и аппаратуры. Корпус машины состоит из трех частей: отделения силовой установки, отделения управления и боевого отделения. Последнее закрыто сверху крышей. При необходимости крыша автоматически открывается, и одновременно с этим поднимается пакет направляющих.

Среди ракет, которыми оснащены Советские Вооруженные Силы, существует и так называемый **переносный комплекс**. Он предназначен для борьбы с танками и другими подвижными и неподвижными бронирован-

ными целями. С его помощью можно также вести стрельбу по легким полевым сооружениям и огневым точкам противника. Весь комплекс, включающий аппаратуру управления, пусковые установки и малогабаритные управляемые ракеты, переносится в чемоданах-ранцах с ремнями.

У этой ПТУР значительная дальность действительного огня, хорошие показатели бронепробиваемости. Она запускается с очень несложной и легкой пусковой установки.

В целом переносный комплекс удобен для использования практически во всех видах боевых действий, на любой местности. Он может успешно применяться непосредственно в боевых порядках мотострелковых подразделений.

Военное дело, как известно, не стоит на месте, оно непрерывно развивается; совершенствуются, конечно, и противотанковые управляемые ракеты.

В зарубежной литературе есть сообщения о том, что военные специалисты, разрабатывая новые ПТУР, отказываются в ряде случаев от проводной линии связи и заменяют ее радиолинией. На пункте управления устанавливается радиопередатчик, а на борту ракеты — приемник команд. Разрабатываются и другие образцы ПТУР: более мощные, точные и надежные. Как видим, борьба между снарядом и броней не прекращается, и ПТУР играют в ней довольно видную роль.

### 3. ВОЙСКОВЫЕ РАКЕТЫ

Эти ракеты, используемые в сухопутных войсках, по своему боевому назначению делятся на тактические и оперативно-тактические.

**Тактические ракеты** предназначены для поражения различных объектов и целей, расположенных в тактической глубине позиций противника. Они могут вести борьбу со средствами ядерного нападения, поражать артиллерию, живую силу, мотомеханизированные средства и танки, находящиеся как в районах сосредоточения, так и в боевых порядках, и на марше. Ракеты могут использоваться для разрушения различных оборонительных сооружений, нанесения ударов по командным

пунктам, крупным узлам связи и другим пунктам управления.

Какими же боевыми свойствами должны обладать тактические ракеты, чтобы успешно решать поставленные задачи?

В первую очередь следует сказать о высокой точности стрельбы. Это имеет особенно большое значение в том случае, когда стрельба ведется одиночными выстрелами.

Существенную роль играет и скорострельность. Ведь тактические ракеты будут выполнять боевые задачи, как правило, в ограниченное время, отводимое для подготовки к стрельбе. В ряде случаев им придется вести огонь и по внезапно появившимся целям.

Немаловажный фактор — высокая маневренность, обусловленная характером современного боя, его скоротечностью и достигаемая применением самоходных пушковых установок повышенной проходимости. Совершенно очевидно, что и ракета, и пусковая установка должны иметь сравнительно малый вес и небольшие габариты. Только при этих условиях ракеты могут совершать длительные марши в любое время года и суток, быстро выдвигаться на стартовые позиции и наносить точные удары.

Дальность стрельбы тактических ракет определяется рядом требований, вытекающих из характера современного боя и операции, и достигает несколько десятков километров.

Боевые части ракет могут снаряжаться обычным взрывчатым веществом и могут иметь ядерный заряд. Двигатели тактических ракет могут работать либо на жидком топливе, либо на твердом. Некоторые образцы тактических ракет снабжаются системой управления (обычно автономной), которая существенно повышает точность стрельбы.

В качестве примера рассмотрим устройство одной из первых отечественных ракет тактического назначения (рис. 25). Эта одноступенчатая неуправляемая, твердо-топливная, с наклонным стартом ракета выполнена по нормальной схеме. Она состоит из боевой части I и двигательной установки II. Боевая часть включает в себя передний конус 2 со взрывателем 1, конусный отсек 3, средний отсек 4 и чашу 5.

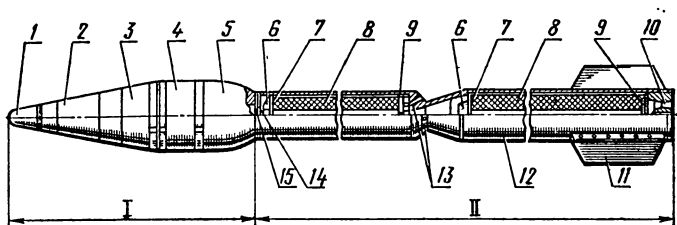


Рис. 25. Фактическая неуправляемая одноступенчатая твердотопливная ракета:

1 — боевая часть; 1 — взрыватель; 2 — передний конус; 3 — конусный отсек; 4 — средний отсек; 5 — чаша; 11 — двигательная установка; 6 — воспламенитель; 7 — держатель; 8 — пороховой полузаряд; 9 — диафрагма; 10 — сопловые отверстия хвостовой камеры; 11 — лопасть стабилизатора; 12 — хвостовая камера; 13 — сопловые отверстия головной камеры; 14 — зажигательное устройство; 15 — дно

Передний конус соединяется с конусным отсеком винтами. Чаша, средний и конусный отсеки изготовляются из стали и соединяются между собой шпильками. Для того чтобы не ухудшались аэродинамические характеристики ракеты, места соединений закрыты металлическими лентами с замками.

На наружной поверхности боевой части нанесена продольная маркировочная полоса, находящаяся на той стороне ракеты, которая противоположна ведущему штифту. Отмеченное место означает, что именно здесь верх боевой части.

Пороховой, двухкамерный двигатель состоит из головной и хвостовой камер сгорания, дна 15 и зажигательного устройства 14. В принципе эти камеры по устройству не отличаются. Каждая из них состоит из порохового полузаряда 8, сопловой крышки, диафрагмы 9, держателя 7 с воспламенителем 6.

Камеры изготовляют из стальных труб, которые даже при повышенной температуре сохраняют хорошие прочностные характеристики. На наружной поверхности каждой из камер имеется по три центрирующих утолщения, подобных тем, какие делаются на артиллерийских снарядах и минах. Всего шесть утолщений, позволяющих нейтрализовать два нежелательных явления. Во-первых, в значительной степени уменьшить клевок ракеты в момент схода с направляющей и, во-вторых,

рых, уменьшить ее прогиб от собственной массы при хранении.

Пороховой заряд представляет собой две одинаковые цилиндрические одноканальные шашки, обладающие высокими механическими характеристиками. Чтобы шашки хорошо центрировались внутри камер сгорания и не смещались в продольном направлении при работе двигателя, они бронированы с обоих торцов. На каждой шашке имеются четыре продольных выступа — зига, уменьшающих прогиб шашки от собственной массы при хранении готовой ракеты.

Сопловая крышка головной камеры, так называемая промежуточная сопловая крышка, имеет переходный конус для соединения с хвостовой камерой. По его окружности расположены 12 сопловых отверстий 13, оси которых наклонены к продольной оси ракеты под углом  $15^\circ$ . Это предотвращает удар истекающей струи газов по корпусу хвостовой камеры. Кроме того, оси сопловых отверстий расположены под углом  $3^\circ$  по отношению к образующей. Угол небольшой, но этого оказывается достаточно, чтобы истекающие пороховые газы создали реактивный момент, сообщающий ракете вращательное движение относительно продольной оси. Такое проворачивание ракеты на траектории значительно уменьшает, а точнее сказать, компенсирует вредное влияние эксцентриситета тяги и способствует тем самым повышению кучности стрельбы. Сопловая крышка головной камеры имеет также центральное отверстие, с помощью которого полости камер сгорания сообщаются между собой.

В сопловой крышке хвостовой камеры сделано десять периферийных сопел 10 и одно центральное. Последнее закрыто навинтной крышкой-заглушкой. Оси всех сопловых отверстий параллельны продольной оси ракеты.

Диафрагма — стальное литое кольцо с десятью колосниками и четырьмя ножками — винтами крепится к сопловой крышке. В кольцевые выточки каждой диафрагмы входят бронированные торцы полузарядов.

Держатели представляют собой стальные кольца, на наружной поверхности которых нарезана резьба для соединения с камерами. В них также сделаны углубления под торцы пороховых шашек. С помощью прижим-

ных колец к держателям крепятся воспламенители — навески крупнозернистого дымного пороха, размещаемые в алюминиевых футлярах. В них имеются боковые и торцовые отверстия, закрываемые изнутри перкалевыми кружками. Дно с помощью фланца и шпилек обеспечивает надежное соединение двигателя с боевой частью.

Зажигательное устройство состоит из двух свечей с пиропатронами. Свечи ввинчиваются в дно так, что в любых случаях гарантируется надежное зажигание воспламенителя головной камеры.

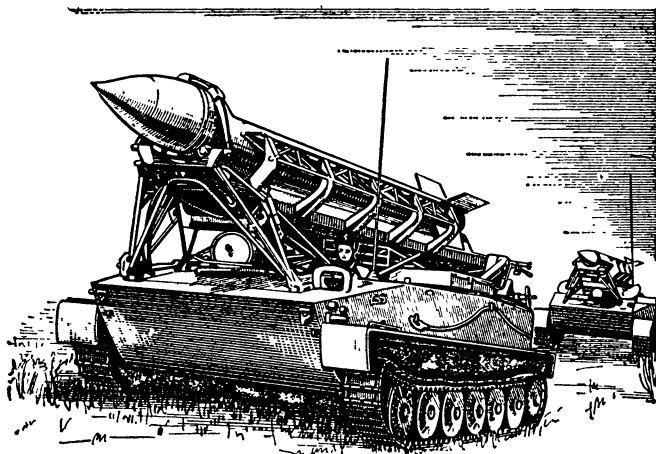
Сопловые крышки и дно крепятся к камерам сгорания при помощи резьбового соединения. Перед сборкой резьба предварительно смазывается специальным составом: так достигается герметичность соединения. Стопорные винты предотвращают развинчивание при эксплуатации ракеты.

Стабилизатор надевается на хвостовую камеру и состоит из цилиндрического обтекателя и четырех лопастей.

Рассмотрим процесс запуска двигателя. При нажатии кнопки на пульте пуска замыкаются электрические цепи. Через контакты пиросвеч напряжение подается на пиропатроны. Луч огня зажигает дымный порох воспламенителя головной камеры. Давление и температура в ней быстро повышаются и достигают таких значений, при которых воспламеняется пороховая шашка головной камеры. Через отверстие в сопловой крышке продукты сгорания проникают в хвостовую камеру. Здесь они омывают ее воспламенитель, от которого, в свою очередь, срабатывает полузаряд твердого топлива хвостовой камеры.

Процесс этот весьма скоротечный, так что практически можно считать, что обе камеры сгорания двигателя начинают работать одновременно. Под действием возрастающего в них давления вышибаются металлические тарели (заглушки), герметизирующие сопла, и пороховые газы устремляются через них в атмосферу. Возникает реактивная сила — ракета начинает движение по направляющей.

Стрельба ракетой ведется с пусковой установки (рис. 26). На ней же ракета транспортируется и наводится в цель. Артиллерийская часть установки вклю-



**Рис. 26.** Пусковая установка одноступенчатой неуправляемой твердотопливной тактической ракеты

чает в себя направляющую со стойкой, поворотную раму, подъемный, поворотный и уравнивающий механизмы, прицельные приспособления и электрооборудование.

Направляющая обеспечивает заданные азимут и угол возвышения при пуске ракеты. Она же придает корпусу ракеты первоначальное проворачивание. Это достигается за счет винтового ведущего полоза Т-образного сечения, прикрепленного к продольной балке. По этому полозу движется штифт ракеты при пуске. В момент схода ее с пусковой установки проворачивание относительно продольной оси происходит благодаря сопловым отверстиям головной камеры.

Направляющая очень проста по устройству: продольная балка сварена с поперечными, к ним прикреплены ребра жесткости и другие элементы силового набора. Эту конструкцию специалисты называют направляющей открытого типа. Производство ее весьма несложно. Такая направляющая упрощает весь комплекс работ по заряданию пусковой установки без существенного ухудшения баллистики ракеты.

Подъемный и поворотный механизмы предназначены для наведения пусковой установки в цель соответ-

ственно по углу возвышения и по направлению (азимуту). Прицел, необходимый для придания направляющей угла возвышения, установлен на ее правой цапфе, а у левой цапфы размещен стол с панорамой, которая служит для горизонтальной наводки.

**Оперативно-тактические ракеты** имеют дальность стрельбы от нескольких десятков до сотен километров. Этим оружием могут решаться как тактические, так и оперативные задачи, т. е. ракетные удары могут быть нанесены и по объектам, находящимся в сравнительно глубококом тылу противника. К ним относятся в первую очередь средства ядерного нападения, важнейшие группировки и сосредоточения войск, пункты управления и узлы коммуникаций, аэродромы тактической и транспортной авиации, железнодорожные узлы, станции снабжения.

Боевые части оперативно-тактических ракет должны обладать большей разрушительной силой по сравнению с боевыми частями тактических ракет. Поэтому они снаряжаются, как правило, ядерными зарядами.

Для оперативно-тактических (рис. 27) ракет характерна высокая точность стрельбы. Причем на подготовку к пуску расчеты затрачивают весьма незначительное время. Ракеты способны двигаться своим ходом на большие расстояния и быстро разворачиваться с марша для производства пуска.

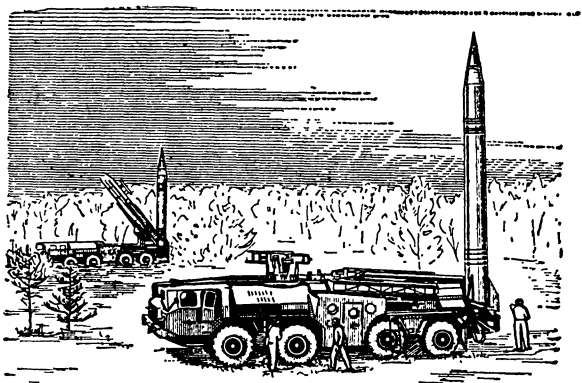


Рис. 27. Отечественные оперативно-тактические ракеты

Оперативно-тактические ракеты — грозное и совершенное оружие. Применяя его, сухопутные войска могут вести операции на широком фронте, стремительными темпами, нанося ракетно-ядерные удары. Это позволяет в короткие сроки добиваться решительного перелома в ходе боевых действий.

Оперативно-тактические ракеты — это, как правило, одно- или двухступенчатые управляемые ракеты, которые могут снабжаться как жидкостными, так и твердотопливными двигателями. По виду траектории и аэродинамической форме эти ракеты можно разделить на баллистические и крылатые.

Пусковые установки оперативно-тактических ракет сравнительно просты по устройству и удобны в эксплуатации. Эти установки являются в большинстве самоходными и могут быть выполнены как на гусеничном ходу, так и на многоосных колесных шасси.

Для выполнения поставленных задач ракетные подразделения занимают позиционный район. К такому району предъявляются специфические требования. Огромное значение имеет тщательная маскировка пусковых установок от воздушной разведки. Выбираются и оборудуются в инженерном отношении основные и запасные стартовые позиции. Производится их топогеодезическая привязка — с требуемой точностью рассчитываются координаты.

Успех боевого применения тактических ракет в обороне определяется несколькими факторами. Прежде всего, позиционный район должен быть заблаговременно подготовлен в инженерном отношении. В обороне это может иметь решающее значение. Немаловажны и такие факты, как быстрота подготовки ракетных ударов, четкое взаимодействие с войсками, маневр траекториями при внезапно изменившейся обстановке.

---

### **Глава III. СТРАТЕГИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ**

Из самого названия ракет следует, что они предназначены для решения боевых задач стратегического характера. Стратегические ракеты обладают практически неограниченной дальностью стрельбы. Сочетание этого важного боевого качества с возможностью осуществления широкого маневра траекториями позволяет в минимальное время, надежно и с высокой точностью поражать объекты ядерными боеприпасами в любой точке Земного шара.

По каким же целям возможно применение стратегических ракет? Это могут быть, например, крупные группировки и сосредоточения войск, стартовые позиции и базы стратегических ракет, большие аэродромы, склады ядерных боеприпасов, важнейшие узлы коммуникаций, а также крупные административные и промышленные центры, авиационные и морские базы.

Боевое применение ракет не зависит от метеорологических условий, времени года и суток. Их пуски могут производиться, например, со стационарных подземных пусковых установок. Эти шахтные пусковые установки имеют надежную защиту, которая обеспечивает их сохранность при ядерных ударах. Кроме того, они автоматизированы, что, естественно, значительно повышает боевую готовность ракетного оружия, упрощает действия личного состава расчетов.

#### **1. ОСОБЕННОСТИ СТРАТЕГИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ**

В настоящее время на вооружение армий ряда развитых государств приняты самые разнообразные ракеты стратегического назначения. В принципе, они могут

иметь одну, две или три ступени. Для достижения межконтинентальных дальностей используются многоступенчатые ракеты. Но независимо от того, из скольких ступеней составлена ракета, ее боевая часть отделяется в полете. Таким образом, обязательным конструктивным признаком стратегической ракеты является наличие механизма отделения боевой части в конце активного участка траектории.

Для управления ракетой в полете в зависимости от конкретных условий применяют либо автономные системы, либо системы телеуправления. Причем приборы системы управления устанавливают только на последней ступени ракеты, а исполнительные органы — на каждой. Двигатели, используемые в ракете, могут быть как жидкостные, так и твердотопливные.

Все современные стратегические ракеты — баллистические, выполненные по нормальной схеме. Стабилизирующие поверхности могут быть сравнительно небольших размеров или совсем отсутствовать. Воздушных рулей, как правило, не бывает.

Старт ракеты — вертикальный. Это обеспечивает лучшие условия стабилизации полета на начальном участке при небольшой скорости, а также позволяет за короткое время пройти плотные слои атмосферы. Максимальная высота полета стратегической ракеты, движущейся к цели по баллистической траектории, может достигать многих сотен километров, далеко выходя за пределы атмосферы.

Траектория полета стратегической ракеты в общем случае представляет собой отрезок дуги эллипса, один из центров которого совпадает с центром Земли. Известно, что любые две точки на земной поверхности можно соединить множеством эллиптических траекторий, но межконтинентальная ракета летит не по любой из них. Она движется по оптимальной траектории — такой, которая требует минимальной затраты энергии, а следовательно, и топлива для ее разгона до заданной скорости.

Головные части стратегических ракет снаряжаются обычно боевыми зарядами ядерного типа. Отсюда и часто встречающееся название — ядерная боеголовка. Одна стратегическая ракета способна доставить к цели ядерный заряд огромной разрушительной силы. Мощ-

ность этого заряда сопоставима с суммарной мощностью всех взрывчатых веществ, использованных во время второй мировой войны.

В зарубежной печати есть сообщения, что для стратегических ракет разрабатываются головные части разделяющегося типа. У них в головной части находится несколько ядерных боеголовок. В определенной точке пространства срабатывает специальный механизм, боеголовки разделяются, и после этого каждая из них летит по самостоятельной траектории. Одна такая ракета способна одновременно поразить сразу несколько целей.

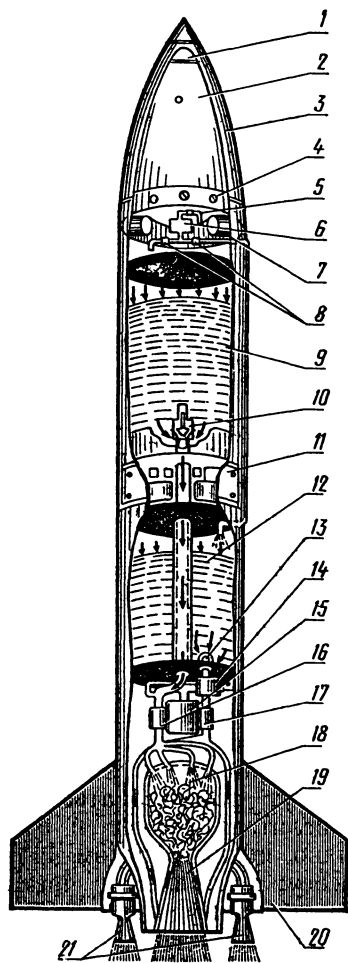
Пусковые установки стратегических ракет также имеют свои особенности. Они, как правило, стационарные, шахтного типа. Их так и называют — шахтные пусковые установки. Вместе с пристыкованной головной частью ракета опускается в вертикальный шахтный ствол и устанавливается на стартовое устройство. Сверху шахта закрывается специальной защитной плитой. Слои железобетона надежно укрывают обслуживающий персонал, ракету и оборудование, обеспечивающее ее подготовку к пуску и сам пуск.

## 2. КОНСТРУКЦИЯ СТРАТЕГИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Чтобы объяснить устройство стратегической ракеты, воспользуемся методом, достаточно широко распространенным в научно-технической литературе. Так как каждый образец имеет массу специфических особенностей и рассмотрение их заняло бы слишком много места, остановимся на конструкции своеобразной, если так можно выразиться, синтетической ракеты. Синтетической в том смысле, что в ее состав входят такие системы, агрегаты, механизмы и узлы, которые в своей совокупности и образуют именно стратегическую ракету, а не какую-то другую.

Руководствуясь этим, рассмотрим прежде всего особенности конструктивного устройства двух типов стратегических ракет: жидкостной и твердотопливной.

**Стратегическая ракета с ЖРД.** Если к ракете, изображенной на рис. 28, применить принцип классификации, изложенный в I главе, то её полное наименова-



**Рис. 28.** Стратегическая ракета с ЖРД:

1 — взрывательное устройство; 2 — головная часть с боевым зарядом; 3 — корпус ракеты; 4 — механизм отделения головной части; 5 — пусковой клапан; 6 — газовый редуктор (понижающий); 7 — баллон со сжатым газом; 8 — обратные клапаны; 9 — бак горючего; 10 — клапан горючего; 11 — приборный отсек; 12 — бак окислителя; 13 — клапан окислителя; 14 — жидкостный генератор газа; 15 — газовая турбина; 16 — насос горючего; 17 — насос окислителя; 18 — камера сгорания; 19 — сопло камеры сгорания; 20 — перо стабилизатора; 21 — управляющие (верньерные) двигатели

ние необходимо сформулировать так: «стратегическая одноступенчатая баллистическая ракета класса «земля — земля» с жидкостным ракетным двигателем, автономной системой управления и с насосной системой подачи компонентов топлива в камеру сгорания».

Последнее уточнение весьма существенно, так как в ракете применена наиболее прогрессивная система подачи топлива — насосная или нагнетательная. Ее, как известно, используют для ЖРД с большой тягой, т. е. для двигателей ракет, имеющих сравнительно

большие баки окислителя и горючего.

Основная часть этой системы — турбонасосный агрегат (ТНА), который расположен между топливным отсеком и камерой сгорания двигателя. Источником энергии газовой турбины является жидкостный генератор газа, работающий на основных компонентах топлива.

Мощная, многооборотная турбина приводит в движение насосы, подающие горючее и окислитель в каме-

ру сгорания под напором, который может достигать  $10^4$  кН/м<sup>2</sup>. Благодаря этому через форсунки в камеру впрыскивается каждую секунду несколько сотен килограммов топлива.

Говоря о конструкции насосной системы подачи компонентов, необходимо упомянуть и о наддуве баков, величина которого составляет около 200—300 кН/м<sup>2</sup>. Для осуществления наддува в верхней части ракеты, в пространстве между баком горючего и головной частью, расположен баллон со сжатым газом (азот или воздух), находящимся под высоким давлением. Это и есть газовый аккумулятор. Форма баллона напоминает обыкновенную баранку (специалисты называют ее тором), и поэтому он удачно вписывается в общую конструктивную схему ракеты.

Кроме систем наддува с газовым аккумулятором давления в стратегических ракетах с ЖРД могут применяться также системы с газогенераторами, пороховыми аккумуляторами давления и с испарителями.

Двигатель ракеты однокамерный. Камера сгорания 18 цилиндрической формы, наиболее часто применяемой в мощных жидкостных ракетах, расположена в хвостовом отсеке. Для охлаждения стенок камеры и ее сопла используется окислитель.

Компоненты ракетного топлива размещаются в отдельных емкостях: баке горючего 9 и баке окислителя 12. Чаще всего в таких ракетах применяются высококипящие топлива на основе кислородных соединений азота. В некоторых случаях могут использоваться и низкокипящие топлива. Бак окислителя размещен под баком горючего. Из рисунка видно, каким образом происходит подача горючего к насосу: центральную часть бака окислителя пронзает сверху донизу магистральный трубопровод горючего, который до начала работы двигателя надежно закрыт клапаном 10. Материал баков — алюминиевые сплавы или стали. Поэтому максимальная толщина их стенок не превышает 1 мм.

Ракета выполнена по нормальной схеме. Ее корпус 3 — основная силовая конструкция, к которой крепятся все агрегаты, механизмы, узлы и детали. На наружной поверхности хвостовой части корпуса укреплены стабилизирующие поверхности 20, которые повышают устойчивость ракеты на начальном участке траектории.

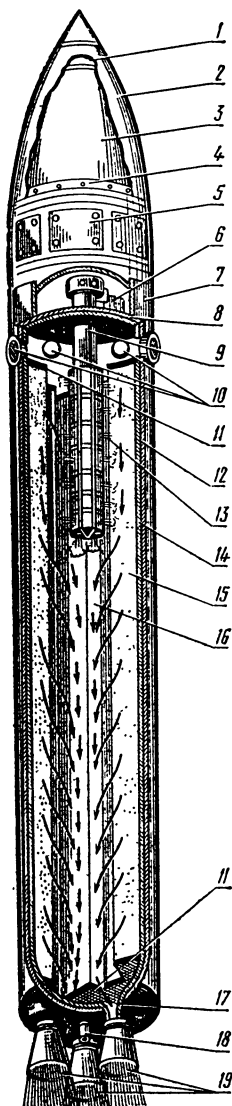
К передней части корпуса пристыкована головная часть 2 оживальной формы. В ней размещен ядерный заряд со взрывательным устройством 1. Механизм отделения головной части 4 срабатывает по команде системы управления в конце активного участка траектории (как только выключится двигатель).

Приборный отсек 11 расположен в так называемом межбаковом пространстве, то есть между баками горючего и окислителя. Это удобно, так как лучше используется полезный объем ракеты. В таком размещении есть и другое преимущество: измерительные приборы системы управления находятся ближе к центру масс ракеты, что в известной степени гарантирует их более точную и надежную работу. Кроме того, бортовая аппаратура удалена на достаточно приемлемое расстояние от такого мощного источника вибраций и теплового излучения, каким является камера сгорания ЖРД.

Исполнительными органами системы управления являются управляющие (верньерные) двигатели 21, которые работают на основных компонентах топлива. Четыре миниатюрных ракетных двигателя расположены попарно крест-накрест вокруг камеры сгорания маршевого двигателя. По командам системы управления они отклоняются и создают управляющие моменты. Ракета отработывает углы тангажа, рыскания и крена, непрерывно корректируя свой полет.

Зная принципиальное устройство одноступенчатой жидкостной ракеты, нетрудно представить себе и составную стратегическую ракету. Для примера рассмотрим одну из зарубежных двухступенчатых стратегических ракет. Она выполнена по нормальной схеме с последовательным разделением ступеней. При стартовой массе в 150 т ракета имеет максимальную дальность стрельбы около 11 500 км и несет ядерную боеголовку с тротиловым эквивалентом в 10—20 Мт. Общая длина ракеты немногим более 30 м, причем первая ступень в два раза длиннее второй, а диаметр каждой из них 3 м.

Несколько слов о двигателях. Их три: два ЖРД с тягой 955 кН каждый установлены на первой ступени, а один ЖРД с тягой 445 кН — на второй. Двигатели работают на высококипящем топливе (горючее — смесь безводного гидразина с несимметричным диметилгидразином /«аэрозин-50»/, окислитель — четырехокись азота).



**Рис. 29.** Стратегическая ракета с РДТТ:

1 — взрывательное устройство; 2 — корпус головной части; 3 — боевая часть; 4 — механизм отделения головной части; 5 — приборный отсек; 6 — пусковой механизм; 7 — соединительный узел приборного отсека с двигателем; 8 — переднее днище; 9 — электрозапал; 10 — блок заглушек сброса давления из камеры сгорания; 11 — бронировка заряда (торцовая); 12 — корпус двигателя (ракеты); 13 — воспламенитель; 14 — скрепляющая прокладка; 15 — заряд (шашка) твердого топлива; 16 — внутренний канал заряда; 17 — заднее (сопловое) днище; 18 — блок приводов поворотных сопел; 19 — сопловый блок РДТТ

Система управления полетом инерциальная. Наибольшая высота траектории около 1000 км.

**Твердотопливная ракета.** Обратимся теперь к рис. 29. Даже беглого взгляда достаточно, чтобы убедиться в том, что конструкция стратегической ракеты с двигателем твердого топлива существенно отличается от конструкции жидкостной ракеты. Главная причина этого, естественно, РДТТ.

Наибольшую по величине часть ракеты занимает корпус двигателя 12. В нем размещена шашка твердотопливного заряда 15, имеющая внутренний полый канал 16 типа «звездочка». Корпус двигателя, который с полным основанием может именоваться и корпусом ракеты, играет одновременно роль и своеобразного бака, и камеры сгорания.

Обратите внимание: здесь использован заряд твердого топлива, скрепленный со стенками камеры. Другими словами, предусмотрено, что горение шашки при работе двигателя происходит только по поверхности внутреннего канала. В связи с этим торцы заряда покрыты специальным бронирующим составом 11, который препятствует горению шашки в этих местах. Между внешней поверхностью заряда и стенка-

цы заряда покрыты специальным бронирующим составом 11, который препятствует горению шашки в этих местах. Между внешней поверхностью заряда и стенка-

ми камеры сгорания находится скрепляющий слой 14 (прокладка). В качестве теплозащитного покрытия может использоваться, например, каучук.

Особенности конструкции твердотопливной ракеты, естественно, отразились и на ее компоновке. Хотя ракета выполнена по нормальной схеме, но стабилизирующие поверхности полностью отсутствуют. Приборный отсек 5 системы управления расположен между головной частью и двигателем. Специальный соединительный узел 7 надежно скрепляет приборный отсек с корпусом и защищает его от воздействия двигателя.

Весьма своеобразно осуществляется управление ракетой. Оригинальность заключается в том, что в качестве исполнительных органов системы управления используется целиком сопловой блок РДТТ. Приводы поворотных сопел 18 располагаются на заднем днище двигателя. Четыре сопла посажены на кольцевые подшипники, и каждое из них может вращаться относительно их осей. Сами же подшипники наклонены к продольной оси ракеты под постоянным углом. Каждое из сопел является источником боковой (управляющей) составляющей тяги. Пока нет сигнала, сопла располагаются так, что их боковые составляющие попарно направлены по одной линии, но в противоположные стороны. Происходит взаимная компенсация тяг. Как только система управления сформирует командный сигнал и он будет передан на приводы исполнительных органов, сопла развернутся. Тогда нарушится компенсация боковых составляющих тяг, и результирующая боковая сила заставит ракету совершить необходимый разворот.

Головная часть оживальной формы включает в себя боевую часть 3 и взрывательное устройство 1. Корпус головной части 2 улучшает аэродинамику ракеты и предохраняет ядерный заряд от внешних воздействий.

Несколько слов об особенностях устройства выключения двигателя в конце активного участка траектории. В верхней части камеры сгорания установлен блок заглушек сброса давления. Стоит только в момент достижения ракетой расчетной скорости выбить эти заглушки, например, с помощью пиропатронов, как давление в камере сгорания моментально упадет и горение заряда

прекратится. Двигатель будет выключен. После этого срабатывает механизм отделения головной части 4.

Что будет представлять собой составная стратегическая ракета, если за основу ее конструкции взять приведенную выше схему? Рассмотрим один из образцов зарубежной трехступенчатой ракеты с последовательным разделением ступеней.

Ракета имеет стартовую массу 31,8 т и максимальную дальность стрельбы около 10 000 км. Ее общая длина составляет примерно 18 м. Диаметр корпуса первой ступени около 1,9 м, второй и третьей — соответственно меньше. Головная часть снаряжена ядерным зарядом с тротиловым эквивалентом в 2 Мт.

На первой ступени использован РДТТ с четырьмя поворотными соплами, развивающий тягу в 785 кН. Двигатель второй ступени имеет одно жестко закрепленное сопло (тяги 392 кН). На третьей ступени установлен РДТТ с тягой 196 кН.

Аппаратура системы управления размещена между головной частью и третьей ступенью. В качестве регулятора в контур системы управления этой ракеты включена бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), выполненная на малогабаритных элементах.

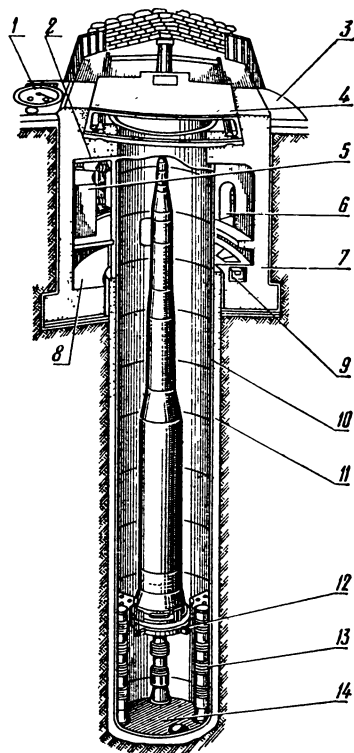
Следует отметить, что БЦВМ выполняет обширный круг задач, связанный не только с управлением, но и контролем. Достаточно сказать, что машина работает еще до пуска ракеты, пока последняя находится на стартовом устройстве в шахте.

Первая и самая главная функция, выполняемая в это время бортовой машиной, — непрерывная проверка исправности бортового оборудования и контроль приборов управления пуском ракеты. Кроме того, машина регулирует параметры атмосферы в шахте, регистрирует уровень грунтовых вод на дне шахты, формирует соответствующие сигналы, если крышки люков будут неплотно закрыты.

В запоминающем устройстве (памяти) вычислительной машины могут храниться данные о нескольких целях. После старта, при движении ракеты по траектории, БЦВМ вырабатывает команды, в соответствии с которыми осуществляется стабилизация ракеты, управление дальностью ее полета. По сигналам машины в необходимые моменты времени происходит также раз-

**Рис. 30.** Устройство шахтной пусковой установки:

1 — лиск; 2 — электрическая лебедка; 3 — бетонная площадка; 4 — защитное укрытие; 5 — аппаратура управления и источники питания; 6 — компрессорная; 7 — оголовок шахты; 8 — пол с амортизаторами ударных нагрузок; 9 — аккумуляторные батареи и установка для кондиционирования воздуха; 10 — пусковой стакан; 11 — шахтный ствол; 12 — опорное поворотное кольцо; 13 — упругие элементы (пружины) системы амортизации ракеты; 14 — отстойник



деление ступеней, установка взрывательного устройства в боевое положение, сбрасывание ложных целей.

Современные шахтные пусковые установки для стратегических ракет могут быть классифицированы по многим признакам. Но, пожалуй, самый главный из них — способ пуска ракет. В зависимости от этого различают два типа шахтных пусковых установок. Первый — установка с пуском ракеты с поверхности земли. В этом случае ракета хранится в шахте, а при необходимости поднимается на поверхность земли с помощью специального подъемника. Второй — установка с пуском ракеты непосредственно из шахтного сооружения.

Особенности устройства пусковой установки такого типа рассмотрим на примере одной из зарубежных ракет (рис. 30).

Находясь в подземном укрытии, ракета достаточно надежно защищена от воздействия поражающих факторов ядерного взрыва, таких, как ударная волна, проникающая радиация, световое излучение. Существенно снижается влияние на нее всевозможных вибраций, атмосферных осадков, колебаний температуры.

Основная несущая часть пусковой установки — шахтное сооружение. Это железобетонная конструкция, состоящая из шахтного ствола 11, оголовка 7 и защитного укрытия 4.

По своей конструкции шахтные стволы могут быть монолитными, сборными и комбинированными. В зависимости от этого различны и методы их строительства. Например, монолитные стволы изготавливаются на месте строительства путем заливки опалубки. Сборные же шахтные стволы возводятся из заранее подготовленных железобетонных или металлических тюбингов.

Каждый ствол обязательно имеет один или несколько слоев гидроизоляции, изготовленной из водонепроницаемых материалов. Они располагаются либо внутри ствола, либо снаружи его и препятствуют проникновению в шахту грунтовых и сточных вод, атмосферных осадков.

Дно шахты бетонное. На него уложена стальная плита, на которую, в свою очередь, опирается стальной цилиндр. Вместе они и составляют пусковой стакан, верхняя часть которого по своим размерам соответствует высоте оголовка шахты. Последний представляет собой двухэтажную кольцевую камеру, которая охватывает верхнюю часть шахты. Здесь размещены механизмы, агрегаты, пульта и другие устройства, входящие в состав электропускового, специального технологического и технического оборудования.

Оголовки могут быть также квадратными и прямоугольными, но все они конструктивно увязываются с шахтным стволом. В зависимости от этого различают оголовки, монолитно связанные со стволом и отделенные. Последние считаются более предпочтительными. В самом деле, когда шахтное сооружение разделено на два независимых друг от друга блока, то для ракеты и всего комплекса внутреннего оборудования создаются более благоприятные условия хранения и эксплуатации: уменьшается, например, воздействие воздушной ударной волны ядерного взрыва, снижается влияние вибрационных нагрузок, возникающих при работе агрегатов технологического оборудования.

Верхняя центральная часть оголовка закрывается защитным укрытием, состоящим из защитной крыши, механизма открывания и системы управления защитной

крышей. Такое укрытие должно надежно и плотно закрыть устье шахты, чтобы предотвратить воздействие на ракету поражающих факторов ядерных взрывов, обеспечить надежную герметизацию внутренних помещений пусковой установки. Только при выполнении этих условий в шахте будет поддерживаться заданный температурно-влажностный режим, а ракета — находиться в состоянии боевой готовности.

Выполнить же эти условия весьма не просто. Чтобы убедиться в этом, рассмотрим подробнее устройство защитной крыши.

Специалисты разработали несколько конструкций сдвижных и створчатых (распашных) крыш. Принцип действия сдвижной крыши несложен: она открывает ствол шахты, передвигаясь, например, по рельсовым направляющим в одну сторону от оголовка. Если диаметр ствола велик, применяют парные сдвижные крыши. Две половинки либо сдвигаются навстречу друг другу (закрытие), либо раздвигаются в противоположные стороны (открытие).

Могут быть также одно- и двустворчатые крыши. Одностворчатая защитная крыша — это металлическая или железобетонная плита, одна сторона которой шарнирно скреплена с оголовком. Конструкция простая и надежная. Трудности возникают в том случае, когда необходимо закрыть шахтный ствол большого диаметра. Масса крыши достигает значительной величины, и, следовательно, для ее подъема и опускания требуются очень мощные приводы. Правда, для облегчения их работы можно применить противовесы, но это, естественно, приводит к утяжелению и усложнению как конструкции защитного укрытия в целом, так и оголовка шахты.

У двустворчатых (распашных) защитных крыш недостатков не меньше, чем достоинств. Две полукрыши, поворачиваясь на шарнирах, поднимаются или опускаются подобно оконным ставням. Применение такой конструкции выдвигает свои проблемы: как быстро и надежно зафиксировать крыши относительно друг друга, как обеспечить плотность их прилегания к оголовку?

Специалисты рекомендуют две формы наружных поверхностей защитных крыш: плоскую и сферическую. Защитные крыши плоского типа просты в изготовлении. Они выполняются круглыми, квадратными, прямоуголь-

ными, многоугольными. Их главный недостаток — относительно большая масса. Основное достоинство крыши сферической формы (одна ее сторона ограничена криволинейной поверхностью) заключается в том, что она работает одновременно и как плита, и как балка большой жесткости. Это позволяет сократить расход металла и бетона. Такими крышами можно перекрывать шахтные стволы относительно большого диаметра.

Быстро открыть крышу по сигналу тревоги — тоже задача далеко не простая. Для этого применяются различные приводы: механические, гидравлические, электромеханические, пневматические. Но чаще всего используются механизмы открывания с пороховыми аккумуляторами давления. Вот как действует такой механизм применительно к данной пусковой установке. Заряд твердого топлива массой около 1,3 кг помещен в цилиндрическую камеру. Продукты его сгорания поступают в рабочий цилиндр, способный выдержать давление  $1,4 \cdot 10^5$  кН/м<sup>2</sup>. Поршень воспринимает давление газов, а шток передает усилие на крышу посредством канатно-блочной системы. Развиваемое механизмом максимальное усилие составляет более 1500 кН. Считается, что он способен за 3,0—3,5 с полностью сдвинуть крышу толщиной 2,37 м и массой около 72 т.

Значительное место в шахтной пусковой установке занимает специальное технологическое оборудование, которое выполняет разнообразные функции. С его помощью, например, ракета устанавливается в шахте в такое положение, которое позволяет длительно хранить ракету в исправном состоянии и производить пуск в минимальный отрезок времени. Это оборудование обеспечивает также проведение технического обслуживания ракеты, ее защиту от различных динамических и вибрационных нагрузок, предохраняет корпус ракеты при ее старте и движении в шахтном стволе от воздействия высокотемпературных газовых потоков, истекающих из двигателя.

Установленная в шахту ракета крепится на пусковом устройстве (столе). Это может быть или опорное кольцо, или специальная клеть, но в любом случае устройство должно обеспечить надежное крепление ракеты и своевременный пуск.

Оборудование для технического обслуживания раке-

ты находится в специальных нишах, расположенных на различных уровнях шахтного ствола. Обслуживающий персонал пользуется этим оборудованием, находясь либо в люльках электрических лебедок, либо на особых передвижных площадках.

Любые динамические нагрузки опасны для ракеты, находящейся в шахте. Действие ударных волн и сотрясений от ядерных взрывов, сейсмических волн, всевозможных вибраций стремятся уменьшить с помощью амортизаторов и различных демпфирующих устройств. В основном используются упругие элементы в виде винтовых цилиндрических пружин, вставленных в стаканы.

Корпус ракеты защищается от воздействия продуктов сгорания двигателя специальными газоотводными устройствами. Высокотемпературный газовый поток может направляться, например, по газоотводному каналу, проложенному параллельно шахтному стволу. Иногда углубляют дно шахты, и под ракетой образуется своеобразный резервуар — приемник газов (локализатор или накопитель), который частично вмещает в себя продукты сгорания топлива ракетного двигателя.

В конструкции, показанной на рисунке, применены газовые отражатели. Они установлены на дне шахты и направляют высокотемпературные газовые потоки в кольцевой зазор между шахтным стволом и корпусом ракеты.

Коротко о технических системах.

Если не принять специальных мер, то в замкнутом объеме шахты, имеющей значительную глубину, устанавливаются такие параметры микроклимата, которые способствуют развитию на поверхности деталей и узлов ракеты коррозии, плесени. В результате снижается надежность ракеты, возникает опасность отказа или появления неисправности. Поэтому температуру воздуха в шахте стараются поддерживать постоянной, воздух вентилируют, очищают, сушат.

Все эти функции выполняют технические системы, которые автоматически обеспечивают стабильный микроклимат в шахтной пусковой установке. Приточно-вытяжные системы вентиляции поддерживают необходимую чистоту атмосферы. Установки для кондиционирования и осушки воздуха регулируют температурно-влажност-

ный режим в шахте. Задача системы — обеспечение заданной температуры топлива ракеты.

К группе технических систем относят и систему электроснабжения. Питание потребителей энергии производится в основном от промышленной сети или от специально построенных электростанций. Входящие в состав системы аккумуляторные батареи и дизель-генераторы включаются лишь в экстренных случаях, например, когда повреждены линии электропередач или неисправна электростанция.

Пуск ракеты из шахты производится автоматически. Пост управления пуском, а также подземные помещения для оборудования размещены на некотором расстоянии от шахтного ствола.

### **Прицеливание стратегических ракет**

На первый взгляд кажется несколько странным применение слова «прицеливание» по отношению к баллистическим дальнобойным ракетам. Что значит прицелиться? Навести оружие в цель. Когда, например, солдат целится из автомата, нам понятно: он смотрит сквозь прорезь прицельной планки на мушку и совмещает их с мишенью. Мы представляем себе также действия наводчика боевой машины и наводчика-оператора ПТУР. Но как понимать прицеливание стратегической ракеты? И необходимо ли оно вообще? Ведь известно, что дальнобойные ракеты снабжаются весьма точными системами управления, которые, как ранее указывалось, автоматически наводят их в цель.

Действительно, автономная система управления регулирует полет ракеты на активном участке траектории. Но чтобы траектория прошла через цель, надо обязательно дать начальные установки датчикам автономной системы, сориентировать их в пространстве. Вот совокупность всех операций, которые предшествуют пуску и заключаются в пространственном ориентировании корпуса ракеты и датчиков системы управления, называется прицеливанием ракеты.

Прицеливание — весьма сложный и чрезвычайно ответственный этап подготовки стратегической ракеты к пуску: ведь все приборы и устройства, входящие в со-

став специальной системы прицеливания, должны работать с высокой точностью. Если это требование не выполняется, ракета не попадет в цель. Теоретически подсчитано, что, если при наведении ракеты по азимуту допущена ошибка в одну угловую минуту, то, например, при дальности стрельбы в 10 000 км точка падения ракеты отклонится от цели почти на 2 км.

Познакомимся с системами координат, которые используются при прицеливании. Их три: стартовая, связанная и инерциальная.

В стартовой системе координат в качестве начала отсчета берется центр масс ракеты, стоящей на пусковом столе. Линию, направленную из центра масс вертикально вверх, называют осью  $OY_0$  стартовой системы координат  $OX_0Y_0Z_0$ . Две другие оси лежат в горизонтальной плоскости. Причем ось  $OX_0$  проведена точно в направлении цели: ее положение определяется азимутом пуска  $A_0$ . В связи с этим вертикальную плоскость  $Y_0OX_0$  называют плоскостью стрельбы (пуска). Третья ось  $OZ_0$  перпендикулярна плоскости стрельбы, а ее направление выбрано таким образом, чтобы стартовая система координат была правой.

Система координат  $OX_1Y_1Z_1$  жестко связана с корпусом ракеты. Отсюда и происходит ее название — связанная система. Центр ее также совмещается с центром масс ракеты, ось  $OX_1$  — с ее продольной осью, а направление осей  $OY_1$  и  $OZ_1$  определяется расположением рулевых органов. Здесь вводится такое понятие, как основная плоскость симметрии ракеты — плоскость, проходящая через продольную ось ракеты и рулевые двигатели.

Направление осей инерциальной системы координат  $OXYZ$  совпадает с направлением осей чувствительности датчиков, установленных на гироскопической платформе. Соответственно этому получили наименования ее оси:  $OX$  — ось рыскания,  $OY$  — ось крена,  $OZ$  — ось тангажа. Плоскость  $YOX$  назвали основной плоскостью стабилизации. В ней производится программный разворот ракеты по углу тангажа.

Сущность прицеливания стратегической ракеты заключается в том, чтобы к моменту ее пуска оси связанной и инерциальной систем координат были определенным образом сориентированы относительно осей стар-

товой системы. На практике это сводится к совмещению основных плоскостей стабилизации и симметрии ракеты с плоскостью стрельбы. Продольная ось ракеты и ось  $OY$  инерциальной системы координат должны быть вертикальны.

Например, прицеливание одной из зарубежных ракет проводится последовательно в четыре этапа: вертикализация ракеты; азимутальное прицеливание; юстировка гиropлатформы; горизонтирование гиropлатформы.

Вертикализация ракеты — совокупность операций, в результате проведения которых ее продольная ось занимает вертикальное положение, или, иными словами, совмещается с осью  $OY_0$  стартовой системы координат.

Задачу азимутального прицеливания можно коротко сформулировать так: наведение ракеты, а вернее ее системы управления, в цель. В самом деле, при азимутальном прицеливании происходит совмещение основной плоскости стабилизации ракеты, определяемой инерциальной системой координат, с плоскостью стрельбы.

При юстировке гиropлатформы основная плоскость стабилизации совмещается с основной плоскостью симметрии ракеты.

Горизонтирование гиropлатформы — приведение ее плоскости в горизонтальное положение. Это достигается совмещением оси  $OY$  инерциальной системы координат с вертикальной осью стартовой системы.

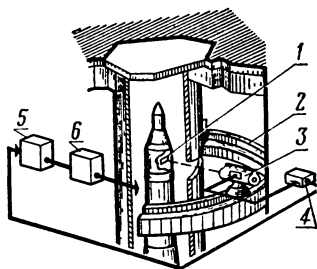
Чтобы зафиксировать на стартовой позиции направление (азимут) стрельбы, необходимо с высокой точностью выполнить две подготовительные операции: произвести геодезическую подготовку пуска и рассчитать исходные данные для стрельбы.

В ходе геодезической подготовки пуска определяют координаты точки стояния пускового стола и ориентирные направления на стартовой позиции. Эти направления — своеобразные опорные линии на местности. Зафиксировать их можно либо знаками, устанавливаемыми в районе стартовой позиции, либо с помощью специальных приборов — коллиматоров, которые преобразуют лучи источника света в узкий пучок параллельных лучей.

Приборы, входящие в систему прицеливания, условно делятся на четыре группы: определения азимутов ориентирных направлений; фиксирования ориентирных на-

**Рис. 31.** Схема прицеливания стратегической ракеты при пуске из шахты:

1 — контрольное зеркало гиropлатформы; 2 — кольцевой рельс; 3 — автоколлимационный углсмер; 4 — усилительное устройство; 5 — преобразователь; 6 — бортовая цифровая вычислительная машина



правлений; вертикализации ракеты; азимутального прицеливания. В зависимости от конструкции различают приборы оптико-механические, фотоэлектрические, электронные, электромеханические, гироскопические.

Например, теодолиты — типичные представители семейства оптико-механических приборов. Они могут, в частности, применяться для вертикализации ракеты, установленной на пусковой стол. Это происходит следующим образом.

На некотором расстоянии от пускового стола ставятся два теодолита, которые тщательно горизонтируются с помощью уровней. Причем угол между их плоскостями визирования в направлении на ракету должен составлять  $90^\circ$ . Обслуживающий персонал, наблюдая в окуляры теодолитов, отыскивает закрепленные на корпусе ракеты так называемые реперные точки, которые в ночное время подсвечиваются. Эти точки примечательны тем, что линия, проведенная через них, строго параллельна продольной оси ракеты.

Перекрестие одного теодолита наводят в нижнюю реперную точку, а затем визируют по верхней. Если эта точка отклонена от вертикальной линии, то рассогласование устраняется с помощью домкратов пускового стола. Таким же образом работают и на другом теодолите. Поочередная работа на приборах продолжается до тех пор, пока ракета не займет вертикальное положение.

В общем случае точность, состав и особенности систем прицеливания зависят от назначения и конструкции стратегической ракеты.

Рассмотрим особенности системы прицеливания (рис. 31) одной из зарубежных ракет, предназначенной для стрельбы из шахтной пусковой установки. Здесь

работа приборов прицеливания самым тесным образом связана с функционированием бортовой системы управления и наземным контрольно-пусковым оборудованием.

Измерительный элемент системы прицеливания — автоколлимационный угломер. Он устанавливается в оголовке шахты на специальном кольцевом рельсе. Положение угломера на этом рельсе зависит от направления плоскости стрельбы и определяется при геодезической привязке. Визирование на угломер производят через люк в крыше шахты, в результате чего ось автоколлимационного угломера фиксирует азимут стрельбы.

Собственно прицеливание ракеты осуществляется в два приема. Сначала ракета разворачивается на пусковом столе в направлении плоскости стрельбы — это грубое прицеливание. Затем уже производится точное прицеливание — установка гиropлатформы (разворот) по азимуту.

Автоколлимационный угломер, используемый в этой системе прицеливания, генерирует модулированный световой сигнал, который через специальные люки в пусковом стакане шахты и контейнере ракеты направляется на контрольное зеркало, жестко закрепленное на гиropлатформе. Этот угломер не только воспринимает отраженный от зеркала световой луч, но и способен анализировать и сравнивать между собой прямой и автоколлимационный сигналы.

С выхода угломера сигнал поступает на усилительное устройство, а затем — на преобразователь, в котором он из непрерывной формы преобразуется в дискретную. В таком виде информация о рассогласовании воспринимается бортовой цифровой вычислительной машиной. Она вырабатывает сигнал коррекции, показывающий, на сколько и в какую сторону повернуть гиropлатформу, чтобы основная плоскость стабилизации совместилась с плоскостью стрельбы. Приводы гиropлатформы отрабатывают этот сигнал.

---

## **Глава IV. БОЕВЫЕ РАКЕТЫ В АВИАЦИИ**

Известно, что путевку боевым ракетам в авиацию дали советские конструкторы. В нашей стране были разработаны и основы их боевого применения. В августовские дни 1939 года летчик-истребитель капитан Звонарев и его боевые товарищи проверили это оружие боем на Халхин-Голе.

В Великую Отечественную войну новое оружие успешно использовалось нашими летчиками в боях против немецко-фашистских захватчиков. Авиационные реактивные снаряды оказались грозным дополнением к пулеметно-пушечному вооружению советских истребителей, бомбардировщиков, штурмовиков.

### **1. РАКЕТНОЕ ОРУЖИЕ СОВРЕМЕННОЙ АВИАЦИИ**

Вооружение ВВС ракетами различных классов и назначений значительно расширило их боевые возможности. Ракеты стали главным видом оружия сверхзвуковых самолетов.

Боевые ракеты позволяют успешно уничтожать воздушные цели противника. Истребители прикрывают сухопутные войска от ударов противника с воздуха в различных видах боя и сопровождают свои бомбардировщики при нанесении ими ударов по наземным целям. Истребители-перехватчики уничтожают ракетным огнем воздушного противника на дальних и ближних подступах к охраняемым объектам.

Например, в советских ВВС вместо штурмовой авиации, которая использовалась для поддержки Сухопутных войск в Великой Отечественной войне, появилась истребительно-бомбардировочная авиация, оснащенная мощным ракетным, бомбовым и пушечным вооружением. Она более универсальна, поскольку способна уничтожать воздушные цели противника над полем боя, выполняя тем самым задачу прикрытия Сухопутных войск, которая свойственна истребительной авиации. Помимо этого истребители-бомбардировщики способны наносить ракетные и бомбовые удары по наземным целям, уничтожая живую силу и технику противника.

Боевые ракеты дальней (стратегической) авиации — принципиально новое средство вооруженной борьбы. Они позволяют с больших расстояний атаковать различные наземные объекты в глубоком тылу противника. И что очень важно — самолеты-ракетоносцы могут не заходить в районы действия войск ПВО.

Боевые самолеты стали, по существу, летающими стартовыми установками, которые обладают важными качествами: высокой подвижностью, маневренностью, возможностью быстрого перенацеливания.

Все авиационные ракеты делятся на два больших класса: «воздух — воздух» и «воздух — земля».

Неуправляемые и управляемые ракеты класса «воздух — воздух» предназначены для ведения воздушного боя. Такими ракетами вооружаются прежде всего истребительно-бомбардировочная и истребительная авиация. Но они могут устанавливаться и на бомбардировщиках и стратегических ракетоносцах. Экипажи используют их в целях самообороны — для борьбы с истребителями противника.

Ракеты класса «воздух — земля» используются для поражения целей противника, расположенных на земле. Ими вооружаются истребители-бомбардировщики и самолеты дальней ракетоносной авиации. Причем истребители-бомбардировщики могут иметь на вооружении как неуправляемые, так и управляемые ракеты. Дальняя ракетоносная авиация вооружается, как правило, только управляемыми ракетами этого класса.

## 2. РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ — ВОЗДУХ»

Опыт воздушных боев второй мировой войны показал, что эффективность применения истребительной авиации против ночных бомбардировщиков недостаточна. Главная причина этого: невысокая точность наземных станций наведения, отсутствие на борту истребителя приборов, которые бы обеспечивали точное прицеливание в ночных условиях или в облаках.

Современные же истребители оборудованы специальными электронными приборами и радиолокационными прицелами. С их помощью летчик ведет поиск воздушного противника и может вести бой в любое время суток, в сложных метеоусловиях, при полном отсутствии видимости цели.

**Неуправляемые ракеты**, так же, как авиационные пушки и пулеметы, относятся к оружию ближнего боя, но имеют перед последними неоспоримые преимущества. Ракеты могут применяться практически при любых скоростях движения истребителя и атакуемой цели. Одного прямого попадания ракеты в самолет оказывается, как правило, достаточно, чтобы вывести его из строя. Ведь мощность взрыва боевой части ракеты значительно больше, чем авиационного снаряда. Тем самым достигается надежное поражение жизненно важных узлов и систем самолета независимо от места попадания ракеты. В самом деле, снаряд, попав, например, в консоль крыла, сделает в ней лишь пробойную. После этого самолет все же способен продолжать полет и даже вести бой. Но если в то же место ударит ракета, может разрушиться все крыло. Ракеты позволяют увеличить дистанцию открытия действительного огня при достаточно высокой точности стрельбы.

Существует много различных типов авиационных неуправляемых ракет. Однако все они, в принципе, схожи между собой. Устройство их мало отличается от конструкций неуправляемых реактивных снарядов, рассмотренных в предыдущих главах. Несущественные различия есть в габаритах, весовых характеристиках, мощности и принципе действия боевой части, устройстве взрывателя. Поэтому, не рассматривая подробно конструкцию, остановимся лишь на некоторых особенностях этих ракет.

У неуправляемых ракет несколько увеличено отношение длины к калибру. Конструкторы стремятся сделать ракеты меньшего диаметра, но относительно большей длины, чтобы снизить силу лобового сопротивления воздуха. Большинство неуправляемых ракет имеет длину до 1 м при диаметре от 50 до 100 мм. Но есть образцы и более внушительных размеров.

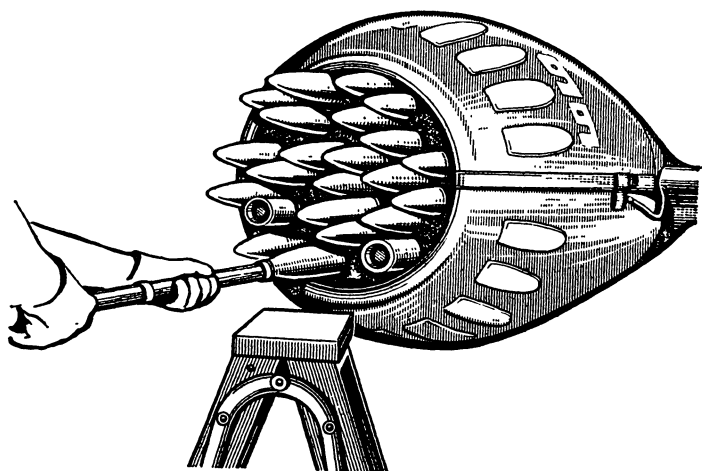
Боевые части могут быть осколочные, осколочно-фугасные, фугасные, снаряженные бризантными взрывчатыми веществами, а также специального назначения: зажигательные, целеуказательные. В некоторые из них могут быть заранее заложены поражающие элементы. Не исключено применение боевых частей ядерного типа. Так, одна из зарубежных ракет имеет мощность ядерной боевой части около 1,5 кт, массу около 400 кг, калибр 0,44 м и длину около 3 м.

Фугасный эффект боевого заряда основан на поражении цели воздушной ударной волной. Однако она с увеличением высоты взрыва ослабевает: чем выше, тем плотность воздуха меньше. Осколочное же действие не зависит от высоты взрыва боевой части, поскольку основано на разрушении жизненно важных элементов цели осколками, образовавшимися при взрыве заряда. Поэтому фугасные боевые части более эффективны на небольших высотах.

Для подрыва боевых частей применяют взрыватели как мгновенного действия, так и дистанционные.

На авиационных ракетах нередко можно встретить стабилизаторы складывающегося типа, которые раскрываются лишь после схода их с направляющих. Это удобно: в таком виде ракеты можно компактно разместить на самолете. Кроме того, во время движения по направляющей ракета обладает небольшой парусностью, она в меньшей степени подвергается случайным внешним воздействиям. За какую-то долю секунды ракета успевает набрать достаточно высокую скорость.

Пусковая авиационная установка лишена, как правило, механизмов наведения. Летчик наводит ракеты в цель с помощью оптических или радиолокационных приборов (прицелов), разворачивая планер самолета. Самые элементарные пусковые установки — держатели. Это так называемые направляющие нулевой длины, ко-



**Рис. 32.** Контейнер с блоком направляющих трубчатого типа, укрепляемый снаружи планера самолета

которые служат для крепления ракеты к самолету и первоначальной ее ориентации до пуска.

Есть пусковые установки многозарядного типа — обтекаемые контейнеры. Они жестко крепятся под крыльями или фюзеляжем самолета. На рис. 32 показан внешний вид такого контейнера. Внутри металлического каркаса закреплен блок трубчатых направляющих. В каждой из них устанавливается ракета. Недостаток такой пусковой установки заключается в том, что она постоянно находится под крылом или фюзеляжем. Это, естественно, увеличивает общее лобовое сопротивление самолета, ухудшает его летные характеристики.

Более прогрессивна конструкция фюзеляжной пусковой установки, представленной на рис. 33. Она спрятана в корпусе истребителя в течение всего времени полета: при взлете, наборе высоты, поиске цели, преследовании или выходе на позицию атаки. И только непосредственно перед пуском специальные приводы выдвигают ее наружу, а после пуска убирают внутрь. Такие пусковые установки практически не ухудшают аэродинамику самолета-носителя. Однако это достигается усложнением и утяжелением самой конструкции.

Пуск неуправляемых ракет по цели производится летчиком с дистанции в 1—2 км. Однако скорости летательных аппаратов непрерывно растут. Следовательно, и ракеты воздушного боя должны быть более дальноточными и точными. Неуправляемые ракеты не могут полностью удовлетворить этим требованиям: с увеличением дистанции пуска точность их стрельбы неизбежно снижается. Кроме того, у воздушного противника появляется возможность совершить противоракетный маневр, а скорректировать полет ракеты уже невозможно. Поэтому специалисты разработали авиационные управляемые ракеты, обладающие высокими боевыми характеристиками.

**Управляемые ракеты** воздушного боя при относительно небольшой массе 90—100 кг имеют большую дальность стрельбы и хорошую точность.

В качестве примера рассмотрим упрощенную конструктивную схему управляемой ракеты класса «воздух — воздух» (рис. 34). Как и большинство управляемых ракет воздушного боя, она выполнена по аэродинамической схеме «утка». Небольшие крестообразно расположенные крылья сильно скошены назад и создают вместе с корпусом необходимую подъемную силу. Вместе с рулями они обеспечивают хорошие аэродинамические свойства и высокие маневренные качества ракеты.

Корпус ракеты состоит из нескольких соединенных в единое целое отсеков. Каждый из них предназначен для размещения определенного агрегата, узла или аппаратуры. Отсеки расположены в следующем порядке: головной, боевой части, управления, двигательный или крыльевой и стартового ускорителя.

В головном отсеке располагаются элементы системы управления (например, координатор цели) и приводы рулей. Снаружи корпус несет две пары воздушных рулей. Если координатор цели радиолокационный, то обтекатель головной части выполняется из радиопрозрачного материала.

Боевая часть может быть обычного типа или снаряжена ядерным зарядом. Взрыватель, как правило, неконтактного типа, так как при мощной боевой головке, масса которой составляет 10—25 кг, нет необходимости добиваться прямого попадания в цель. Бое-

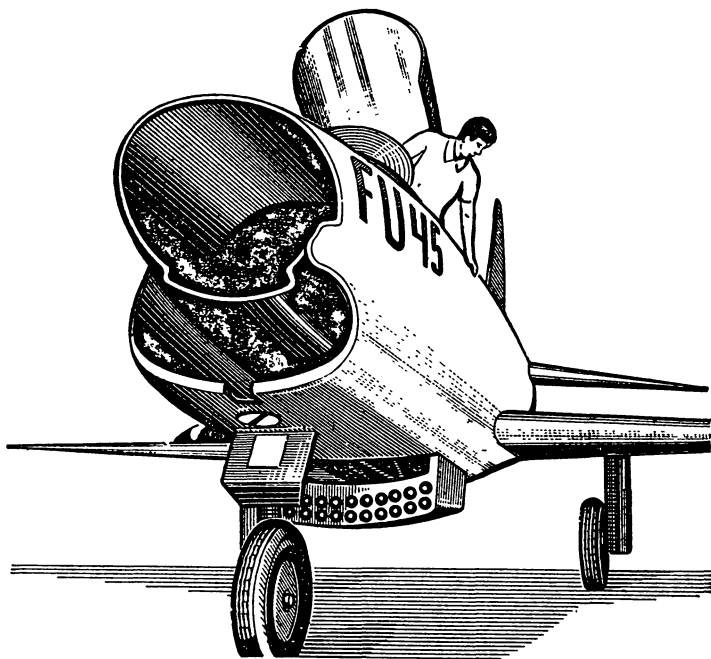


Рис. 33. Фюзеляжная пусковая установка выдвигного типа

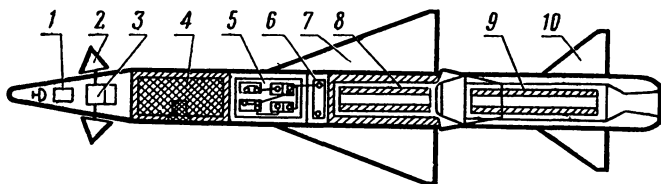


Рис. 34. Конструктивная схема управляемой ракеты воздушного боя:

1 — координатор цели; 2 — воздушный руль; 3 — привод руля; 4 — боевая часть и взрыватель; 5 — аппаратура системы управления; 6 — бортовые источники питания; 7 — крыло; 8 — маршевый двигатель; 9 — стартовый двигатель (ускоритель); 10 — несущая плоскость стартового двигателя

головки ядерного типа служат для уничтожения особо важных одиночных и групповых целей.

Наибольшее распространение в зарубежных авиационных ракетах класса «воздух — воздух» получила система самонаведения, обеспечивающая сближение ракеты с целью без участия бортовой аппаратуры самолета. В большинстве своем это инфракрасные (тепловые) и радиолокационные головки самонаведения, координатор цели которых осуществляет ее захват еще до старта ракеты. Это значит, что уже в то время, когда ракета находится на направляющей, она «видит» цель и после пуска сразу устремляется к воздушному противнику. Дальность действия головки зависит от ее чувствительности. Современные зарубежные ракеты позволяют атаковать цели на дальностях 3—10 км.

В последнее время в зарубежной печати появляются сообщения о разработке комбинированных систем управления типа «телеуправление + самонаведение». Их предполагается устанавливать на перспективных образцах авиационных ракет. В этом случае аппаратура управления располагается не только на борту ракеты, но и на самолете-носителе.

Бортовая аппаратура управления ракеты обычно располагается в специальном отсеке. Здесь же могут помещаться источники питания: аккумуляторная батарея и преобразователи, предназначенные для получения напряжения переменного тока.

Внутри двигательного (крыльевого) отсека размещается маршевая двигательная установка, а снаружи — несущие поверхности. В таких ракетах широко применяются двигатели твердого топлива. Они позволяют быстро разогнать ракету до скорости, в несколько раз превышающей скорость звука. Не надо забывать, что и сам носитель мчится со сверхзвуковой скоростью. Значит, суммарная скорость ракеты может быть очень велика. Разумеется, такие ракеты достигают воздушные цели за весьма короткое время.

Управляемая ракета может снабжаться и стартовым двигателем (ускорителем). Он устанавливается на одной оси с маршевым и обеспечивает ракете быстрый набор скорости. Для его снаряжения используется топливо, обладающее высокой скоростью горения. Как только оно будет израсходовано, двигатель сбрасывается.

Ракеты подвешиваются к самолету, как правило, на внешних пусковых установках, поскольку выдвижные (скрытые) установки из-за больших размеров ракет применить трудно.

В настоящее время имеется большое число разнообразных ракет этого класса массой от нескольких десятков до нескольких сотен килограммов, длиной 2—3,5 м, диаметром корпуса 11—20 см. Но все эти ракеты ближнего действия. Зарубежная печать отмечает, что сейчас ведутся разработки и испытания управляемых ракет класса «воздух — воздух» средней и даже большой дальности действия — 18—165 км. Длина такой ракеты 2—4 м, а масса боевого заряда будет увеличена до 17,8—27 кг.

**Боевое применение ракет класса «воздух — воздух»** связано с прикрытием войск и объектов от ударов авиации противника; борьбой с воздушными разведчиками; ведением воздушной разведки; сопровождением других родов авиации; борьбой с воздушными десантами противника в воздухе и в районе высадки путем уничтожения самолетов, а также обеспечением действий бомбардировщиков, наносящих удары по десанту.

Современный бой истребителей-ракетносцев совсем не похож на воздушные схватки периода второй мировой войны. Тогда перехват цели зачастую выполнялся из зон ожидания, расположенных над территорией противника или своих войск. Короче говоря, истребитель дежурил в воздухе и, если замечал цель, то атаковал ее. Теперь истребители могут находиться на своих аэродромах, но они готовы в любую минуту взлететь и атаковать внезапно появившуюся цель.

Опыт второй мировой войны показал, что из каждых 10 бомбардировщиков противника только 3 перехватывалось истребителями. При этом успешной оказывалась всего лишь одна атака. Ракеты класса «воздух — воздух» значительно повысили вероятность поражения целей. Вместе с тем перехват истребителем высотного скоростного бомбардировщика, например, и сейчас представляет собой достаточно трудную задачу. Поражение цели ракетами — заключительный элемент воздушного боя, которому предшествует большая работа. Процесс перехвата сложен, он разворачивается в огромном воздушном пространстве, проводится зачастую ночью,

в нем участвует не только летчик, но и другие специалисты, точно согласовывая действия по месту и времени.

### 3. РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ — ЗЕМЛЯ»

Эти ракеты — одно из основных средств поражения наземных целей с воздуха. По боевым свойствам, характеристикам и назначению их обычно делят на три группы.

Ракеты малой дальности предназначены для поддержки войск на поле боя. Ими вооружаются истребители, истребители-бомбардировщики или штурмовики.

Ракеты со специальным оборудованием служат для создания радиопомех средствам ПВО противника. К этой группе относятся также ракеты, которыми поражаются его радиотехнические средства. Ими могут вооружаться истребители поддержки бомбардировщиков, истребители-бомбардировщики и сами бомбардировщики.

Ракеты средней и большой дальности запускаются с самолетов стратегической авиации и используются для поражения сильно защищенных объектов, расположенных в глубоком тылу противника.

Все эти ракеты могут быть неуправляемыми и управляемыми.

**Неуправляемые ракеты.** Первые образцы их были универсальными и могли применяться как в воздушном бою, так и для поражения наземных целей. Однако опыт боевых действий нашей авиации на Халхин-Голе в 1939 году показал, что борьба с наземными целями, особенно хорошо защищенными, например с танками, окажется успешной только в том случае, если ракеты будут иметь более мощные боевые части. Это потребовало создания ракет целевого назначения.

Впервые ракеты такого типа были применены нашей авиацией в Великой Отечественной войне под Сталинградом. Советские самолеты наносили с воздуха массированные ракетные удары, штурмуя живую силу и технику противника. Враг нес огромные, невосполнимые потери. Столь эффективное использование ракет при стрельбе по наземным целям, естественно, привлекло к

себе внимание военных специалистов многих стран и способствовало дальнейшему развитию ракетного оружия этого класса.

А имеет ли смысл в настоящее время вооружать авиацию неуправляемыми ракетами? Не лучше ли иметь только управляемые? Ведь обоснованно считается, что неуправляемые ракеты недостаточно точны, их нельзя использовать против любых целей. Однако в зарубежной печати приводятся достаточно веские аргументы в защиту этих ракет. Во-первых, неуправляемые ракеты не только увеличивают возможности авиации в выборе целей, но и существенно расширяют тактический диапазон действия самолетов. Во-вторых, главный недостаток неуправляемых ракет — невысокую точность стрельбы — в настоящее время можно в значительной степени устранить. В-третьих, малоразмерные цели наиболее эффективно могут быть поражены серией неуправляемых ракет, общая стоимость которых меньше стоимости управляемой ракеты.

**Управляемые ракеты** также могут использоваться для огневой поддержки войск на поле боя. По сообщениям зарубежной печати, ракеты такого типа имеют дальность стрельбы в несколько десятков километров.

По своему устройству они почти не отличаются от ракет воздушного боя. Исключение составляет система управления. Так как избирательность цели на поле боя для системы самонаведения слишком затруднена, то на ракетах класса «воздух — земля» используется телеуправление с передачей команд по радиолинии с борта самолета. Пилот следит за ракетой в прицел и удерживает ее на линии визирования до поражения цели. Наблюдение осуществляется по трассере, как и при наведении ПТУР. И команды на борт ракеты поступают аналогичные: «Вверх—Вниз», и «Влево—Вправо».

Такие ракеты часто выполняются крылатыми по схеме «утка» с крестообразным расположением плоскостей. Длина их около 3 м при диаметре 0,3 м. Масса ракет достигает нескольких сотен килограммов. Корпус — цельнометаллический с оживальной головной частью. Боевой заряд из обычного ВВ бывает осколочного, фугасного, осколочно-фугасного или кумулятивного типа. Не исключается также применение зажигательной боевой части. В перспективе за рубежом считают воз-

возможным применение боевых частей с ядерным снаряжением. Силовая установка, как правило, с двигателем РДТТ.

По мнению зарубежных специалистов, к числу важнейших объектов, которые должны поражаться управляемыми ракетами, в первую очередь относятся радиолокационные станции обнаружения и наведения, а также радиолокаторы наведения зенитных управляемых ракет.

Для нанесения ударов по радиотехническим средствам ПВО противника могут применяться специальные ракеты класса «воздух—земля». Они оборудуются радиолокационными головками самонаведения пассивного типа, которые выводят ракету на источник радионизлучения, расположенный на земле. Не исключена также возможность использования ракет для создания ложной радиолокационной обстановки и генерации помех.

В современной войне ракетноносной авиации отводится важная роль.

До начала наступления войск авиация может вести боевые действия по уничтожению средств массового поражения противника. Ракетные удары в этот период могут наноситься также по автомобильному и железнодорожному транспорту с целью срыва перевозок материальных средств, и районам сосредоточения резервов противника.

В ходе боевых действий ракетноносная авиация привлекается для поражения важных, хорошо замаскированных, малоразмерных целей или объектов: позиций реактивной и ствольной артиллерии, стартовых позиций ракет, радиолокационных станций, командных пунктов, мостов, складов вооружения.

В наступлении ракетные удары наносятся в первую очередь по тем объектам в глубине обороны противника, которые могут затормозить успешное продвижение войск.

Не менее важные задачи ракетноносная авиация может решать в обороне. Она уничтожает ракетно-ядерные средства нападения противника, наносит удары по станциям разгрузки войск, районам сосредоточения, боевым порядкам.

Как отмечается в зарубежной печати, удары по на-

меченным целям будут наноситься группами из 4—8 самолетов. В ночных условиях возможно нанесение ракетных ударов одиночными самолетами.

Современные истребители-бомбардировщики могут одновременно вооружаться ракетами классов «воздух—земля» и «воздух—воздух». Отличительная тактическая особенность таких многоцелевых истребителей-бомбардировщиков заключается в том, что после поражения ракетами наземных целей они могут самостоятельно вести воздушный бой, используя ракеты класса «воздух—воздух». Такие самолеты не нуждаются в прикрытие истребителями.

**Авиационные ракеты средней и большой дальности класса «воздух—земля»** появились после того, как на вооружение ПВО в ряде стран были приняты весьма эффективные средства, способные достаточно надежно поражать воздушные цели в широком диапазоне высот и скоростей полета. К этим средствам прежде всего относятся истребители-перехватчики, вооруженные ракетами класса «воздух—воздух», которые успешно могут вести борьбу с дозвуковыми и сверхзвуковыми бомбардировщиками на малых, средних и больших высотах. Это, конечно, и зенитные управляемые ракеты различных дальностей действия, являющиеся мощным средством борьбы с воздушными целями.

Диапазон стрельбы авиационными ракетами средней и большой дальности достаточно широк. Так, ракеты средней дальности позволяют воздушным ракетноносцам атаковать цели с расстояний в несколько десятков и даже сотен километров, а ракеты большой дальности — в тысячу и более километров. Пуск ракет осуществляется еще до подхода самолета к зоне досягаемости зенитных ракет или истребителей-перехватчиков противника, поэтому потери ракетноносной авиации от средств ПВО существенно снижаются. Если учесть, что до района пуска ракетноносец может преодолеть расстояние, измеряемое в тысячах километров, то становится очевидным, что по своим возможностям и дальности это оружие является стратегическим. Стратегическим его можно считать и по характеру целей, для поражения которых оно предназначено: это фактически те же объекты, по которым могут наносить удары ракеты стратегического назначения. Теперь понятно, почему самолеты-носители

ракет средней и большой дальности называют стратегическими бомбардировщиками-ракетоносцами.

Ракеты этого класса могут быть крылатыми и баллистическими. Ракеты с крестообразно расположенными крыльями часто выполняются по нормальной аэродинамической схеме. Корпус представляет собой вытянутое цилиндрическое тело, снабженное четырьмя воздушными рулями, размещенными за крыльями в хвостовом отсеке.

По такой схеме, например, сделана одна из зарубежных управляемых крылатых ракет средней дальности, предназначенная для поражения крупных неподвижных или малоподвижных целей: командных пунктов, пусковых установок зенитных управляемых ракет (ЗУР), промышленных зданий, береговых сооружений, боевых кораблей.

Ракета имеет командную систему теленаведения и позволяет атаковать цели с расстояния 60—80 км. Ее масса около 970 кг, длина 6 м при диаметре 0,5 м. Ракета состоит из головного отсека, отсека боевой части, а также двигательного и хвостового отсеков. В первом размещены телевизионная камера, автопилот и блок электронной аппаратуры, во втором — боевая часть кумулятивного типа со взрывателем. Истечение продуктов сгорания РДТТ происходит через сопла, расположенные по кольцу торца цилиндрической части корпуса, что позволяет установить в центральной части хвостового отсека антенну системы наведения, источники электроэнергии и приводы рулей.

Каждый самолет-носитель может вооружаться одной—четырьмя крылатыми ракетами. После пуска ракеты летчик имеет возможность маневрировать самолетом, хотя наведение и осуществляется с борта носителя. Для этого используются два канала связи: «ракета-самолет» — для передачи телевизионного изображения цели и «самолет-ракета» — для передачи команд.

Крылатая ракета самолетного типа характерна тем, что она напоминает небольшой истребитель, в котором кресло пилота, образно говоря, занимает система управления, а вооружением является мощный боевой заряд.

В качестве силовой установки используются турбореактивные или прямоточные ВРД, которые способны разгонять ракету до скоростей, в несколько раз превышающих скорость звука. Турбореактивный двигатель

ракеты используют иногда и в качестве ускорителя для взлета самолета-ракетоносца. В этом случае носитель производит дозаправку ракеты топливом в полете. Специальных ускорителей у авиационных ракет обычно нет. Скорость самолета достаточна для обеспечения нормального запуска даже в том случае, если двигатель ракеты прямоточный. В качестве маршевых силовых установок могут использоваться и ЖРД. В перспективе возможно также применение прямоточного ВРД на твердом топливе.

Ракеты наводятся на цель, как правило, автономными системами управления. Наиболее часто применяются инерциальные системы, программа работы которых вводится с борта самолета-носителя. Для эффективного боевого действия ракеты у цели в этом случае необходимо точно знать координаты самолета-ракетоносца в момент выхода на рубеж атаки. Современная навигационная аппаратура и вычислительная техника позволяют определить их довольно точно, а также произвести предварительный расчет программы полета и ввести эти данные в аппаратуру наведения.

Использование автономных систем управления дает возможность выбирать такой профиль наведения ракеты на цель, который затруднит ее обнаружение и уничтожение. Можно запрограммировать также полет ракеты на малой высоте. В этом случае еще более затрудняется ее обнаружение и перехват средствами ПВО: ведь такая ракета является, по сути дела, малоразмерной целью.

Боевые заряды могут быть обычными, но, как правило, ракеты такого типа являются носителями ядерных зарядов с тротиловым эквивалентом в несколько кило- или мегатонн.

Рассматриваемые ракеты могут использоваться и в качестве постановщиков радиопомех радиолокационным системам управления ЗУР и станциям обнаружения. Для этого достаточно на ракете вместо боевого заряда разместить специальную аппаратуру, генерирующую помехи.

Стратегические ракетоносцы могут вооружаться также баллистическими ракетами «воздух—земля». В зарубежной печати отмечается, что к 80-м годам будут якобы созданы баллистические ракеты с дальностью пуска

до 8—9 тысяч километров. Иностранные специалисты считают, что такие ракеты являются перспективными, так как они позволяют сохранить стратегические бомбардировщики в качестве мощного средства воздушного нападения наряду с межконтинентальными ракетами.

Баллистическая ракета класса «воздух—земля» выполняется по классической схеме. Отличие состоит лишь в приспособлениях, обеспечивающих пуск ракет в горизонтальном положении носителя. Типичным представителем баллистических ракет является одна из ракет США.

Это — двухступенчатая ракета длиной около 7,5 м, оснащенная РДТТ. Дальность стрельбы 1600—2000 км. Пуск происходит на высоте 10—14 км с автоматическим включением двигателя после отделения ракеты от самолета. Выход на баллистическую траекторию и полет обеспечиваются радиокомандами с самолета до момента окончания работы двигателя. Боевая часть — ядерная, с тротиловым эквивалентом около 2 Мт. При полете на полную дальность вершина траектории находится на высоте около 480 км.

В печати отмечается, что перспективные баллистические ракеты с совершенной системой наведения можно будет запускать в любой произвольной точке полета. Бортовая навигационная аппаратура носителя должна непрерывно определять координаты самолета, и при готовности ракеты к пуску в ее бортовую систему управления будут введены необходимые данные для поражения намеченной цели.

Пусковые установки дальнебойных ракет класса «воздух—земля» — это в большинстве своем простейшие держатели. Они крепятся снаружи к фюзеляжу или крыльям самолета-носителя. Размеры и масса ракет этого класса таковы, что не позволяют разместить их внутри планера самолета.

Внешняя подвеска, естественно, ухудшает аэродинамику самолета, маневренность и скорость ракетноносца снижаются. Поэтому тяжелые самолеты-носители могут наносить удары по объектам противника преимущественно в ночное время или днем в сложных метеословиях.

За рубежом считается, что дальние ракетноносцы целесообразно также использовать после того, как будут

нанесены удары ракетами класса «земля—земля». В результате будут выведены из строя некоторые звенья ПВО противника, нарушены линии управления и связи. Прорыв ракетноносцев к целям станет более вероятным.

Пуски авиационных ракет по наземным объектам имеют некоторые специфические особенности. С целью ослабления ПВО противника или нарушения ее работы могут быть поставлены помехи. Для этого используются самолеты или ракеты со специальным оборудованием. Еще до выхода ракетноносца на рубеж атаки проверяется оборудование ракеты. Предстартовая проверка может производиться как автоматически, так и экипажем, который использует бортовую аппаратуру ракетноносца. При подходе к рубежу атаки экипаж определяет положение самолета относительно цели. Навигационная аппаратура носителя уточняет курс и вычисляет текущие координаты, которые вводятся в счетно-решающее устройство ракеты. В заданной точке пространства нажимается кнопка «Пуск», производится отделение ракеты от носителя.

Из приведенных выше материалов видно, что авиационное ракетное оружие позволяет решать целый комплекс крупных боевых задач не только тактического, но и стратегического характера.

Дальнейшее развитие авиационной и ракетной техники расширит возможности, формы и способы применения авиационных ракет в боевой обстановке.

Как отмечает зарубежная печать, иностранные военные специалисты уделяют большое внимание дальнейшему совершенствованию ракет классов «воздух — воздух» и «воздух — земля». Работая над перспективными образцами ракет, они идут, например, по пути повышения мощности двигателей, с тем чтобы увеличить дальность стрельбы. Особое внимание уделяется совершенствованию систем наведения ракет на цель и, в частности, на конечном участке траектории полета. В этом смысле идеальной была бы ракета, полет которой направляла бы полностью автономная система управления. Другими словами, необходимо исключить летчика из системы наведения ракеты в цель после пуска.

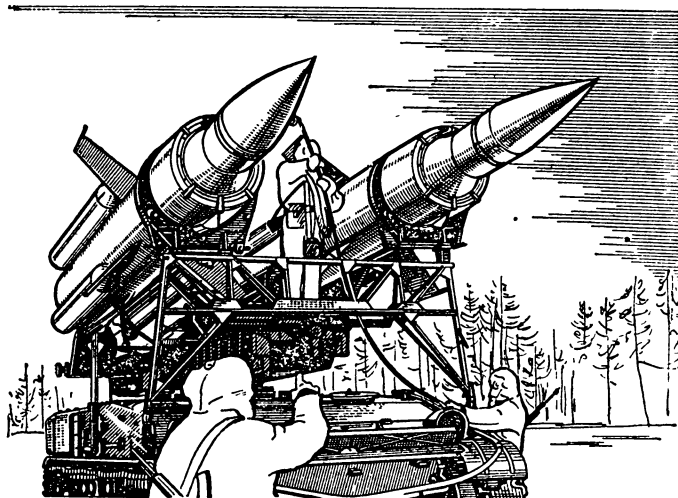
---

## **Глава V. РАКЕТЫ ПРОТИВОВОЗДУШНОЙ ОБОРОНЫ**

Войска противовоздушной обороны развитых стран имеют различную структуру. Например, Войска ПВО страны Советских Вооруженных Сил состоят из трех основных родов войск: зенитных ракетных войск (ЗРВ), истребительной авиации (ИА), радиотехнических войск (РТВ).

Зенитные ракетные войска оснащены боевыми ракетными комплексами различного назначения. Они способны поражать практически все современные средства воздушного нападения противника на малых, средних и больших высотах, на дальних и ближних подступах к обороняемым объектам и районам. Войска непрерывно совершенствуются, растут их боевые возможности, повышается боевая готовность. Увеличиваются дальность и скорострельность зенитных управляемых ракет, улучшаются их тактико-технические характеристики, повышаются надежность и живучесть ракетных комплексов.

Истребительная авиация имеет на вооружении современные всепогодные сверхзвуковые перехватчики. Они снабжены реактивными маршевыми двигателями и ракетными ускорителями, что максимально сокращает время их вылета. Эти качества обеспечивают им короткий разбег и быстрый набор высоты. Главное оружие перехватчиков — управляемые ракеты воздушного боя. Совершенная бортовая аппаратура самолетовождения и точные радиолокационные прицелы позволяют атаковать цели при отсутствии визуального контакта с ними. Современные управляющие и вычислительные средства наземного оборудования обеспечивают выведение пере-



**Рис. 35.** Отечественная самоходная ракетная установка ПВО Сухопутных войск

хватчиков в район цели по оптимальной траектории в любой обстановке и сложных метеорологических условиях.

Радиотехнические войска — своего рода глаза противовоздушной обороны. С помощью различных радиолокационных станций они первыми обнаруживают воздушные цели на большом удалении от охраняемых объектов, в любое время года и суток, опрашивают их по принципу «свой — чужой», определяют их точное местоположение в воздушном пространстве. По их сигналам и точным данным целеуказания приводятся в действие истребительная авиация и зенитные ракетные войска.

Зенитные ракетные войска, истребительная авиация и радиотехнические войска Войск ПВО страны тесно взаимодействуют между собой в ходе боевых действий.

Как известно, Войска противовоздушной обороны страны прикрывают от ударов с воздуха крупноразмерные, в основном стационарные, объекты. Подвижные же объекты защищают части и подразделения войск противовоздушной обороны Сухопутных войск. Они вооружены различными радиолокационными станциями, зенит-

ными ракетными комплексами и зенитной артиллерией. Радиотехнические подразделения ведут с помощью радиолокационных станций воздушную разведку и дают целеуказания активным средствам — подразделениям и частям зенитной артиллерии и ракетных войск.

В числе основных качеств ПВО Сухопутных войск — подвижность и маневренность, что диктуется высокой динамичностью современного общевойскового боя. Поэтому состоящие на их вооружении многоствольные зенитные артиллерийские установки и ракетные комплексы большой огневой производительности (рис. 35) монтируются на самоходных шасси высокой проходимости. Они снабжаются, как правило, автоматическими системами прицеливания и наведения. Широкое применение электроники и вычислительной техники обеспечивает большую скорострельность и высокую эффективность этого оружия.

## 1. СРЕДСТВА ПВО

Во второй мировой войне противовоздушная оборона объектов страны, а также корабельная и войсковая ПВО осуществлялись зенитной артиллерией и истребительной авиацией. Причем ПВО считалась достаточно эффективной, если ее средства выводили из строя 10—15% участвовавших в налете самолетов противника. Такая высокая по тем временам эффективность ПВО достигалась только высокой концентрацией истребительной авиации и зенитной артиллерии на подступах к обороняемому объекту.

В послевоенный период стали быстро совершенствоваться самолеты, значительно улучшились их тактико-технические характеристики. Необходимо было искать пути повышения эффективности зенитной артиллерии и истребительной авиации. А они, как выяснилось, оказались довольно ограниченными. Поэтому специалисты ряда стран начали поиски принципиально нового зенитного оружия. Эти поиски стали вестись ускоренными темпами в связи с появлением ядерных боеприпасов.

Носителем ядерных боеприпасов теперь может оказаться любой самолет, обнаруженный радиолокационной станцией, поэтому ПВО должна быть способна уни-

чтожить все самолеты, пытающиеся прорваться к охраняемому объекту. Таким новым средством, способным в современных условиях решать многие задачи ПВО, явилось зенитное управляемое ракетное оружие (ЗУРО), способное поражать цели в воздухе зенитными управляемыми ракетами. Части и подразделения, оснащенные этим оружием, намного превосходят зенитную артиллерию, вооруженную лучшими образцами зенитных орудий периода второй мировой войны.

В чем же коренное отличие зенитных управляемых ракет от зенитной артиллерии? Почему зенитные ракеты получили столь широкое применение в ПВО?

Во-первых, ракеты обладают, если так можно выразиться, рекордными дальностью и высотой полета по сравнению с зенитными артиллерийскими снарядами и самолетами истребительной авиации. Так, если потолок артиллерийских орудий ограничивается 10—15 км и только в некоторых системах доходит до 18 км, то ракеты настигают самолеты противника на любой, даже предельной высоте их полета. Есть, например, комплексы, досягаемость по высоте которых составляет 30—40 км. А разница в досягаемости по дальности еще разительнее.

Во-вторых, ЗУР одинаково эффективны как против дозвуковых, так и сверхзвуковых целей, а зенитная артиллерия практически не способна бороться со сверхзвуковыми целями на средних и больших высотах. Объясняется это существенным недостатком самого метода стрельбы зенитными артиллерийскими снарядами, который, в свою очередь, определяется качествами зенитной артиллерии. В самом деле, снаряд выстреливается со значительным упреждением, причем предполагается, что цель за время его полета будет двигаться прямолинейно и с постоянной скоростью. Но разве при ведении боевых действий самолеты противоборствующей стороны будут летать, как на параде? Конечно, нет. За продолжительное в масштабах воздушного боя время, в течение которого снаряд достигнет идущей на большой высоте цели, последняя успеет сманеврировать: изменит курс, высоту, скорость.

У зенитных же ракет после старта полет можно корректировать в зависимости от маневра цели. Это важнейшее свойство в сочетании с мощной боевой частью и

высокой скоростью полета резко повышает эффективность и надежность поражения воздушной цели. Для сравнения укажем, что, по подсчетам специалистов, во второй мировой войне на каждый сбитый самолет противника расходовалось в среднем 400—600 артиллерийских снарядов. В настоящее время для поражения современного самолета, летящего со сверхзвуковой скоростью, достаточно, как правило, одной-двух зенитных управляемых ракет.

У зенитного ракетного оружия есть преимущество и перед истребительной авиацией. Ведь успешное ее применение во многом зависит от погодных условий. А зенитные ракеты способны стартовать и поражать цели в самых сложных метеорологических условиях, независимо от времени суток. Не случайно в армиях развитых стран зенитное управляемое ракетное оружие заняло ведущее место в ПВО. Например, в Советском Союзе созданы различные образцы этого оружия. Оно обеспечивает надежную противовоздушную оборону территории страны, соединений и частей Сухопутных войск на поле боя и кораблей Военно-Морского Флота.

Есть ли разница между понятиями «зенитное управляемое ракетное оружие» и «зенитные управляемые ракеты»?

Вопрос этот далеко не праздный, потому что иногда даже в специальной литературе, касающейся организации противовоздушной обороны, их отождествляют. Утверждение, что ЗУРО предназначено для поражения воздушных целей противника, не вызывает сомнений в своей правильности. Но видеть в ЗУРО только зенитные ракеты, конечно, неверно.

Чтобы успешно бороться с воздушным противником, одним зенитных управляемых ракет недостаточно. Ракета является только непосредственным исполнительным элементом ЗУРО. Именно она поражает цель. Но чтобы зенитная управляемая ракета точно доставила боевую часть к самолету противника, необходимы также различные технические средства, согласованная работа которых обеспечивает своевременный пуск и наведение ракеты в цель. Количество этих средств для различных образцов ЗУРО различно, так как неодинаково их назначение. Однако для каждого образца существует то минимально необходимое количество боевых и техниче-

ских средств, которые способны подготовить ракету к пуску в оптимальный срок и точно навести ее на цель. Здесь мы вплотную подошли к такому понятию, как «зенитный ракетный комплекс» (ЗРК).

Зенитный ракетный комплекс — оптимальная совокупность боевых и технических средств, включая и зенитную ракету, функционально связанных и необходимых для обнаружения, опознавания и выбора цели для обстрела, а также подготовки, пуска и наведения ракеты на цель с задачей ее поражения.

Средства комплекса, принимающие непосредственное участие в выполнении боевой задачи по уничтожению воздушной цели, называются боевыми. Каждое из них выполняет определенные функции. Все другие средства, входящие в ЗРК и предназначенные для обеспечения нормального функционирования боевых средств, называются вспомогательными, иногда просто — техническими средствами.

Рассмотрим состав и предназначение возможных боевых средств зенитного ракетного комплекса.

Система обнаружения, опознавания и целеуказания служит для своевременного обнаружения и определения государственной принадлежности воздушных целей. Помимо этого она определяет параметры цели и выдает данные о ней для наведения других средств комплекса. Обычно эта система включает радиолокационную станцию разведки и целеуказания, способную обнаруживать цели на дальностях в несколько сотен километров, а также средства связи.

Система управления осуществляет подготовку, старт и управление ракетой в полете. Она обеспечивает придание пусковой установке ЗУР необходимого положения в пространстве и производит определение момента пуска ракеты. Система состоит из устройств получения информации о движении цели и ракеты, средств формирования и передачи команд управления, аппаратуры наведения и рулевых органов ракеты.

Зенитная управляемая ракета предназначена для непосредственного поражения цели. Она представляет собой беспилотный летательный аппарат, на борту которого установлены ракетный или реактивный двигатель, аппаратура наведения, боевой заряд, взрыватель и бортовые источники питания.

Пусковое оборудование используется для подготовки и старта ракет. В его состав обычно входит аппаратура, контролирующая прохождение команд, включение питания на борт ракеты и т. д. Оборудование может формировать сигналы о готовности ракеты к пуску, производить автоматический пуск, осуществлять блокировку старта неисправной ракеты.

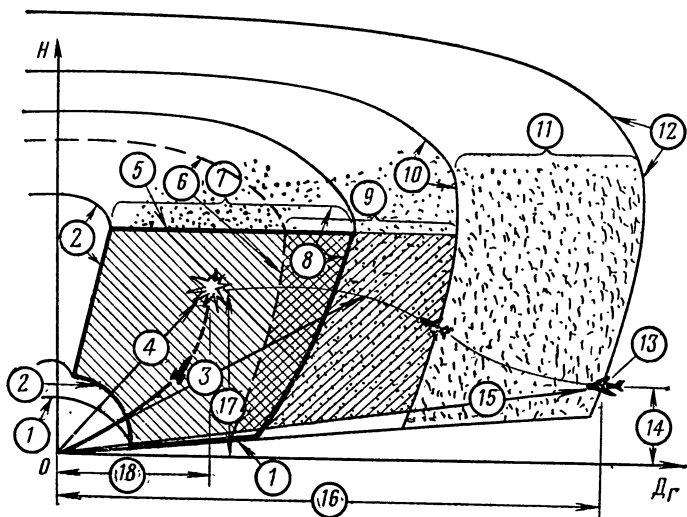
Транспортные средства предназначены для перевозки (перемещения) боевых средств комплекса и ракет либо только одних ракет, если комплекс стационарного типа. Это могут быть гусеничные или колесные тягачи, самоходные установки, тележки.

В состав ЗРК может входить различное вспомогательное оборудование, предназначенное для окончательной сборки, проверки и хранения ракет. В некоторых комплексах к этому оборудованию относятся и источники электроэнергии.

Состав и количество боевых средств, входящих в комплекс, могут быть различными. Это определяется назначением, возможностями и особенностями его конструкции. Достаточно сказать, что существуют комплексы, которые переносятся одним человеком, но есть и такие, для транспортировки каждого из которых необходимо несколько железнодорожных эшелонов.

Стрельба по воздушным целям возможна только в том случае, если боевые средства и системы комплекса размещены в определенном порядке на участке местности (корабле), который называется позицией. Схема их размещения зависит от назначения и структуры комплекса, а также других факторов, например, от характера местности. Хотя все зенитные ракетные комплексы и имеют единое назначение, но возможности каждого из них далеко не одинаковы. Общее, пожалуй, состоит только в том, что любой ЗРК решает задачу по уничтожению воздушной цели в определенной последовательности. Эту задачу можно представить как совокупность частных задач. Решение каждой из них осуществляется в определенных боевых зонах и границах ЗРК, которые в общем случае характеризуют возможности комплекса по досягаемости.

Рассмотрим последовательность решения задачи по уничтожению воздушной цели в боевых зонах и границах ЗРК. Для этого обратимся к рис. 36. На нем пред-



**Рис. 36.** Боевые зоны и границы зенитного ракетного комплекса:

1 — нижняя граница зоны поражения; 2 — ближняя граница зоны поражения; 3 — дальность цели в момент пуска ракеты; 4 — дальность поражения цели; 5 — верхняя граница зоны поражения; 6 — ближняя граница пуска ракет; 7 — зона поражения целей; 8 — дальняя граница зоны поражения целей; 9 — зона пуска ракет; 10 — дальняя граница зоны пуска зенитных ракет; 11 — зона сопровождения целей; 12 — граница обнаружения целей; 13 — цель; 14 — высота полета цели; 15 — дальность обнаружения цели; 16 — горизонтальная дальность обнаружения цели; 17 — высота поражения цели; 18 — горизонтальная дальность поражения цели; О — зенитный ракетный комплекс

ставлена схема взаимного расположения боевых зон и границ типичного комплекса, позиция которого помещена в начало координат «дальность — высота»,

Представим себе, что к месту расположения этого комплекса приближается воздушная цель 13. Первая, самая необходимая предпосылка для ее уничтожения — обнаружение. Оно производится различными средствами: оптическими, акустическими, инфракрасными. Весьма широкое распространение нашли и радиотехнические средства, которые являются наиболее «дальнобойными». Дальность обнаружения 15 зависит в целом от суммы факторов; мощности излучения радиотехнической станции, ее чувствительности при работе на прием размеров

цели, высоты ее полета. Нетрудно заметить, что горизонтальная дальность обнаружения *16* несколько меньше наклонной. Эта разница возрастает с увеличением высоты полета цели *14*.

Как только цель будет обнаружена, за ней ведется непрерывное наблюдение. Это и есть сопровождение цели, в процессе которого определяются ее координаты (местоположение). Определение местоположения целей радиотехническими средствами называют радиолокацией, а сами средства — радиолокаторами или радиолокационными станциями (РЛС). Очевидно, наибольшая дальность действия радиолокационной станции определяет границу обнаружения целей *12*. Напомним читателям, что приоритет открытия принципа радиолокации принадлежит замечательному русскому ученому, изобретателю радио Александру Степановичу Попову.

Все современные радиолокационные станции, используемые в противовоздушной обороне, — это мощные и в то же время высокочувствительные приемопередатчики электромагнитных импульсов высокой частоты. РЛС излучают в окружающее пространство электромагнитную энергию (радиоволны) и улавливают ту ее часть, которая отражается от цели, например самолета, вертолета. Отраженный от цели сигнал несет много информации: факт обнаружения целей, их количество, данные о положении целей в пространстве.

Радиолокационная станция состоит из следующих частей: передатчика, приемника, антенны, антенного переключателя, индикаторов и блоков питания.

Основной узел передатчика — специальный генератор, который формирует мощные высокочастотные радиоимпульсы длительностью в миллионные доли секунды. Импульсы передаются по высокочастотным каналам в антенну и излучаются в окружающее пространство.

В приемник поступают отраженные от цели сигналы, которые улавливаются антенной. Эти сигналы очень слабы по мощности и забиты помехами. В приемнике они усиливаются, освобождаются от помех и используются в дальнейшем в специальных электронных вычислительных блоках. Совершенно очевидно, что чем мощнее передатчик и чувствительнее приемник, тем больше дальность действия радиолокационной станции.

Антенна РЛС — приемопередающего типа. Это значит, что импульс, выработанный передатчиком в некоторый момент времени, излучается антенной. Затем наступает пауза, в течение которой антенна улавливает отраженный сигнал и направляет его в приемник. Затем вновь включается передатчик, и очередной импульс отправляется в путь. С помощью антенны в пространстве формируется узкий радиолокационный луч, параметры которого определяются диаграммой направленности — графической характеристикой, выражающей возможность антенны излучать электромагнитную энергию в пространство в заданном направлении.

Четкую работу станции в режиме «прием — передача» обеспечивает антенный переключатель. Он выполняет две задачи: блокирует вход приемника при работе передатчика (иначе мощные импульсы последнего забьют свой приемник) и в паузе между импульсами направляет отраженные от цели сигналы в приемник.

Индикаторные устройства предназначены для отображения обнаруженных целей, наблюдения за ними и определения их параметров, координат.

Чтобы знать точное положение воздушной цели в пространстве, надо определить два параметра: дальность до цели и направление на нее. Для измерения расстояния следует заметить время, когда радиоимпульс послан, время, когда он возвратился, и вычислить разность. Эту разность надо умножить на скорость распространения радиоволн (300 000 км/с) и полученный результат разделить на два. Ведь сигнал проходит двойное расстояние — туда и обратно.

Для измерения столь малых промежутков времени в радиолокационной станции используют специальные электронно-лучевые трубки, на экране которых нанесена специальная шкала измерения дальности: в простейшем случае — концентрические круги.

Экран трубки обладает большим послесвечением. Это облегчает работу операторов. Отраженный от цели импульс вспыхивает на экране в виде дужки и некоторое время светится. Глаз человека успевает зафиксировать его положение относительно масштабных линий.

Чтобы определить направление на цель, надо измерить два угла. Первый, в горизонтальной плоскости — азимут: между линиями РЛС — север и РЛС — цель.

Второй, в вертикальной плоскости — угол места цели; между плоскостью местного горизонта и направлением на цель.

Определение угловых координат объекта основано на принципе направленного излучения и приема радиоволн. Узкий радиолуч формируется с помощью рефлектора антенны, которая перемещается по азимуту и углу места. Как только радиолуч обнаружит цель, на экране индикатора появится ее изображение — световая отметка. Она будет видна всякий раз, когда антенна, вращаясь, окажется направленной в сторону цели. По масштабной сетке, наложенной на экран индикатора, определяют угловые координаты этой отметки.

Скорость цели можно определить по изменению частоты посланного (зондирующего) и отраженного импульсов, т. е. используя эффект Допплера.

Радиолокационные станции по своему назначению делятся на обзорные, разведки и целеуказания, стрельбовые.

Обзорные РЛС состоят на вооружении радиотехнических войск и служат для обнаружения, сопровождения целей, определения их координат и опознавания — определения государственной принадлежности. Эти данные поступают на командные пункты радиотехнических подразделений и частей, где соответствующим образом обрабатываются, а затем передаются по каналам связи на командные пункты истребительной авиации и зенитных ракетных войск.

Станции разведки и целеуказания (СРЦ) могут входить в состав зенитных ракетных комплексов. Они служат для обнаружения и сопровождения целей, определения их точных координат и выдачи данных целеуказания на стрельбовые РЛС.

Станции наведения ракет (СНР) сопровождают цель и наводят на нее ракету. Однако такие РЛС не обязательно должны входить в состав каждого ЗРК. Их нет, например, в таких комплексах, которые вооружены ракетами с активной головкой самонаведения. На практике в некоторых комплексах все перечисленные выше РЛС могут быть совмещены в двух или даже одной станции.

Для определения государственной принадлежности целей в эфир посылается специальный закодированный радиозапрос. Радиоприемоответчик своего самолета ответит на него немедленно, и на РЛС автоматически поступит сигнал «Я — свой». Противник же на этот запрос не отреагирует.

Вернемся к описанию последовательности решения задачи по уничтожению цели. Следующий этап — пуск и наведение ракеты на цель. Но прежде уясним такое понятие, как «зона поражения», которое определяет боевые возможности ЗРК и является, в сущности, его обобщенной характеристикой. Зона поражения 7 — это некоторый объем пространства, поражение цели внутри которого обеспечивается с вероятностью не менее определенного (заданного) значения. Зона представляет собой пространственную фигуру, ограниченную в радиальном направлении определенным сектором, если комплекс предназначен для обстрела целей только в заданном секторе, или круговую фигуру, если комплекс предназначен для кругового обстрела. Независимо от этого зона поражения любого ЗРК ограничена дальней 8 и ближней 2, верхней 5 и нижней 1 границами.

А возможно ли уничтожение цели вне пределов зоны поражения? Конечно, возможно, но вероятность ее уничтожения будет, несомненно, меньше заданного значения.

Дальняя граница зоны поражения определяется максимальной дальностью стрельбы, которая зависит от высоты. На малых высотах она меньше, чем на больших. Положение ближней границы зоны поражения зависит от продолжительности вывода ракеты на расчетную (кинематическую) траекторию. Удаление этой границы от ЗРК может составлять для различных комплексов сотни метров или километров. Этой границей определяется так называемая мертвая зона, внутри которой цель не может быть обстреляна. Расстояние от дальней до ближней границы называется глубиной зоны поражения. Величина ее изменяется с высотой. С увеличением глубины зоны возрастает и время пребывания в ней цели. Следовательно, она может быть обстреляна большим числом ракет.

Мертвой зоной является также пространство, ограниченное поверхностью земли и нижней границей 1. Именно размерами этой зоны характеризуется возможность

ЗРК уничтожать маловысотные цели. Высота этой зоны различна и зависит от назначения и боевых свойств комплекса.

Верхняя граница 5 характеризует досягаемость целей ракетами по высоте. Удаление ее также зависит от особенностей системы управления ракеты и свойств цели.

Из рисунка видно, что уничтожение целей на дальней границе зоны поражения возможно только в том случае, если пуск ракеты будет произведен в тот момент, когда цель находится еще на некотором удалении от этой зоны. Объясняется это тем, что подвижна не только ракета, но и сама цель. Поэтому старт ракеты производится в тот момент, когда цель находится на подступах к зоне поражения. Объем пространства, при нахождении в котором цели производится старт ракеты, называется зоной пуска 9. Величина ее такова, что встреча ракеты с целью может произойти только в зоне поражения. Если старт ракеты производится тогда, когда цель находится на дальней границе зоны пуска 10, то встреча ее с целью произойдет только на дальней границе зоны поражения 8. В том случае если ракета стартует, когда цель находится на ближней границе пуска 6, поражение ее возможно только у ближней границы зоны поражения 2. Пуск ракеты позднее момента пересечения целью ближней границы 6 не обеспечивает поражение цели с заданной вероятностью. В ряде случаев это приводит к пропуску целей к охраняемому объекту, поскольку обстрел ее становится невозможным.

Положение границ зоны пуска зависит от скорости полета целей и ракеты. Для целей с большими скоростями они смещаются в сторону больших дальностей, и наоборот. Глубина зоны пуска 9 зависит от глубины зоны поражения.

Обратимся теперь непосредственно к процессу пуска и наведения ракеты. Команде «Пуск» предшествует обработка данных о целях в системе обнаружения и целеуказания. Средства управления ракетой определяют направление ее старта и задают соответствующее положение в пространстве направляющей пусковой установки. В это время приводится в пусковое состояние бортовая аппаратура ЗУР, а также производятся другие операции, предшествующие старту.

Как только цель войдет в зону пуска, производится старт ракеты. Она выводится на траекторию требуемого движения, и только после этого осуществляется ее наведение на цель. Наведение производится системой, составные части которой размещаются на земле и борту ракеты (или только на борту). Наведение контролируется автоматическими устройствами или оператором радиолокационной станции. Команды управления вырабатываются непосредственно на борту ракеты или передаются на борт с наземного пункта.

Оценка результатов стрельбы — заключительный этап общей задачи по уничтожению воздушной цели. Делает это оператор, наблюдая за воздушной обстановкой на экранах индикатора. При необходимости осуществляются повторные пуски ракет.

В целом от мастерства операторов любых радиолокационных станций, их точной и слаженной работы зависит успех выполнения боевой задачи. Они должны уверенно действовать в условиях помех, когда противник в целях маскировки и создания ложных целей может разбрасывать в воздухе металлизированные ленты, фольгу, стекловолокно. Необходимы высокая выучка, тренированность, чтобы отстроиться от помех, не потерять в этом хаосе отметку цели. Особая ответственность ложится в первую очередь на операторов радиолокационной станции разведки и целеуказания.

**Классификация зенитно-ракетных комплексов** возможна по различным признакам. Чаще всего комплексы классифицируются по виду ПВО, подвижности комплекса и дальности его действия.

По виду противовоздушной обороны зенитные ракетные комплексы делятся на комплексы ПВО страны, сухопутных войск и кораблей.

Раньше всех появились ЗРК противовоздушной обороны страны. Типичным представителем этого класса является зарубежный комплекс «Найк-Аякс». Эти комплексы состоят на вооружении подразделений и частей, прикрывающих объекты страны. Располагаются они, как правило, стационарно.

Управление комплексом этого типа осуществляется разветвленной системой, обычно не входящей в состав комплекса. Она предназначена для заблаговременного обнаружения воздушного противника, измерения пара-

метров полета целей, опознавания, целеуказания и передачи данных подразделениям. Системы управления такого типа обслуживают обширные районы или территорию всей страны.

Комплексы ПВО сухопутных войск появились несколько позже. Их разработка опиралась на существующие в то время зенитные ракетные комплексы ПВО страны. Иногда последние просто приспособивались для войсковых нужд. Поэтому первые образцы были громоздкими и тяжелыми, они не в полной мере отвечали основному требованию, предъявляемому к войсковым ЗРК — высокой подвижности. Позже были разработаны и приняты на вооружение специальные войсковые комплексы ПВО. Другая особенность войсковых ЗРК — быстрый переход из походного положения в боевое и обратно. К некоторым из них предъявляются специфические требования: обстреливать цели, находясь в движении.

Не менее важным свойством этих комплексов считается возможность их автономного применения в бою. Но это требование выполнимо только в том случае, если на одном шасси смонтированы все боевые средства и системы комплекса. Возможность ведения борьбы с целями на малых и предельно малых высотах диктуется особенностями действий авиации над полем боя. Принимается во внимание, конечно, простота устройства, удобство применения и эксплуатации. Эти качества необходимы для обеспечения массового использования комплексов этого типа.

Зенитные комплексы противовоздушной обороны кораблей считаются стационарными, так как на палубе каждого корабля им отведено свое место. Средства обнаружения и целеуказания размещаются таким образом, чтобы обеспечивался хороший обзор воздушного пространства в районе акватории. Большинство пусковых установок снабжены автоматическими или механизированными устройствами подачи к ним ЗУР из ракетных погребов (хранилищ).

По подвижности зенитные ракетные комплексы делят на стационарные, полустационарные и подвижные.

Стационарные комплексы устанавливаются на позиции с расчетом на длительный период эксплуатации. Это требует продолжительных по времени подготовительных

работ, зачастую связанных с сооружением подземных помещений, в которых хранятся и готовятся к боевому применению ракеты. Нередко и пусковые установки также размещаются под землей. Передислокация таких комплексов в ходе боевых действий не предусматривается.

Полустационарные — это в большинстве своем модернизированные комплексы ПВО страны, приспособленные для войсковых нужд. Передислокация их возможна, но требует значительного времени, так как в ряде случаев необходима их частичная разборка. Чтобы разместить ЗРК на новой боевой позиции, нужна, как правило, предварительная инженерная подготовка последней.

Подвижные комплексы предназначены в основном для защиты войск от воздушного нападения на поле боя. Они бывают носимые, возимые, буксируемые и самоходные.

Носимые ЗРК отличаются небольшой массой — транспортировка их осуществляется личным составом. Возимые комплексы размещаются на автомобилях, тягачах, транспортерах. Буксируемые ЗРК характерны тем, что их боевые средства расположены на колесных шасси и буксируются тягачами. Самоходные комплексы не требуют специальных средств транспортировки. Весь комплекс целиком располагается на одном или нескольких самоходных шасси. Разумеется, комплекс, смонтированный на одном шасси, имеет неоспоримое преимущество: он наиболее маневрен и мобилен.

За рубежом принято классифицировать ЗРК и по дальности стрельбы: дальнего, среднего и ближнего действия.

Комплексы дальнего действия, как правило, стационарные, вооружены мощными ракетами. Их боевые части выполняются как с обычным, так и с ядерным снаряжением. Большинство ракет этого комплекса снабжено воздушно-реактивными двигателями, что позволяет существенно снизить их стартовую массу. Цели могут поражаться на дальностях в несколько сотен километров.

Зенитные комплексы средней дальности обстреливают цели на расстояниях в несколько десятков километров. Они достаточно подвижны и универсальны. Их отличительная особенность — двигатель на твердом топливе. Благодаря этому достигается простота обслу-

живания ракет, обеспечивается их высокая готовность. Многие ЗУР комплексов этого класса наводятся на цель полуактивной радиолокационной головкой самонаведения.

К комплексам ближнего действия относят ЗРК с дальностью стрельбы в несколько километров. Они служат для уничтожения низколетящих целей. Устройство этих комплексов несложно, они просты в эксплуатации, для их обслуживания не требуются специалисты высокой квалификации. Ракеты большинства этих комплексов самонаводящиеся. Пуск их производится непосредственно из транспортировочного контейнера.

## 2. КОНСТРУКЦИЯ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТЫ

Конструктивно зенитная управляемая ракета несколько отличается от боевых ракет других типов. И прежде всего своей аэродинамикой, так как летит по траектории, целиком проходящей в воздушной среде. Масса и габариты ЗУР весьма различны. Достаточно сказать, что масса одних ракет измеряется килограммами, других — тоннами. Имеются управляемые ракеты, длина которых немногим более метра, а есть среди них и гиганты длиной 10 метров и более.

Столь значительное различие обусловлено их назначением и летными характеристиками: дальностью и высотой полета, скоростью, маневренностью. Однако, несмотря на это, в конструкции ракет много общего. Чтобы убедиться в этом, достаточно взглянуть на рис. 37, на котором изображены возможные компоновочные схемы зенитных управляемых ракет.

Любая зенитная ракета состоит из корпуса, который вместе с крыльями называют планером (ведь большинство ракет крылатые), реактивного двигателя, бортовой аппаратуры наведения и стабилизации, а также боевой части со взрывателем.

Так как траектория зенитной ракеты проходит в атмосфере Земли, то ракеты имеют достаточно развитые крылья и аэродинамические органы управления. Конструкция ракеты получается весьма экономичной и маневренной благодаря тому, что в полной мере реализуется использование аэродинамической подъемной силы крыльев и управляющих поверхностей.

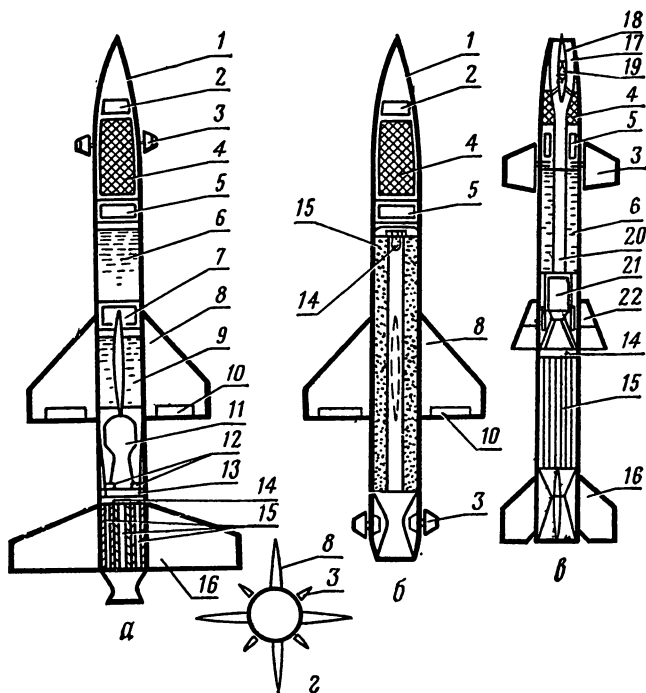


Рис. 37. Возможные схемы компоновки зенитных управляемых ракет:

*а* — жидкостной со стартовой ступенью (РДТТ); *б* — твердотопливный; *в* — жидкостной с ВРД и стартовым РДТТ; *г* — схема расположения крыльев и рулей; 1 — корпус; 2 — взрыватель; 3 — воздушный руль; 4 — боевая часть; 5 — приборы управления; 6 — бак горючего; 7 — арматура подачи топлива; 8 — крыло; 9 — бак окислителя; 10 — элерон; 11 — камера сгорания; 12 — газоструйные рули; 13 — механизм отделения ускорителя; 14 — воспламенитель; 15 — заряд твердого топлива; 16 — стабилизатор стартовой ступени; 17 — воздухозаборник; 18 — радиопрозрачный обтекатель; 19 — головка самонаведения; 20 — воздухопровод; 21 — камера сгорания ВРД; 22 — стабилизаторы маршевой ступени

В современных ЗУР обычно применяется по две пары подвижных и неподвижных поверхностей (рулей и крыльев). ЗУР такого типа часто называют крестокрыльями (крестопланами). Рули и крылья могут располагаться в одной или разных плоскостях. В последнем случае они обычно смещаются друг относительно друга на  $45^\circ$ . Однако есть и такие ракеты, которые выполнены по нормальной схеме.

Подавляющее большинство современных зенитных управляемых ракет обладает сверхзвуковыми скоростями полета. Поэтому на всех частях планера ракеты появляются скачки уплотнения, которые, как известно, тормозят полет. Для снижения неблагоприятного действия этих скачков головные части ракет, передние кромки крыльев и рулей делаются заостренными, а сами поверхности — тонкими.

Некоторые ракеты имеют многоступенчатую конструкцию (две-три ступени). Причем о двухступенчатых ракетах часто говорят, что они состоят из стартовой и маршевой ступени, а иногда еще короче — ракета с ускорителем. На рис. 37, а и в изображены ЗУР двухступенчатого типа. Двигатели первой ступени обеих ракет работают на твердом топливе. Это характерно, так как ЗУР — высокоскоростной летательный аппарат, он должен быстро набирать большую маршевую скорость. С другой стороны, стартовый РДТТ необходим для обеспечения нормального устойчивого старта с короткой наклонной направляющей.

Следует отметить, что двигатель стартовой ступени может располагаться не только позади маршевой и на одной оси с ней, как это показано на рисунке. Он иногда состоит из нескольких камер, подвешиваемых симметрично вокруг маршевой ступени, которая в общем случае может быть снабжена не только ЖРД, но и РДТТ. В этом случае камера стартового РДТТ заполняется быстрогорящим топливным зарядом, а камера РДТТ маршевой ступени — медленногорящим, необходимым для поддержания высокой скорости полета.

После выгорания топлива стартовые РДТТ сбрасываются. Для их отделения предусматриваются специальные механизмы.

Большинство разработанных зенитных управляемых ракет имеет нормальную аэродинамическую компоновку или компоновку типа «утка». На рис. 37, а и в показаны ракеты, выполненные по схеме «утка», а на рис. 37, б — по нормальной схеме. Иногда находит применение модификация нормальной схемы, именуемая «бесхвосткой».

Маршевые двигатели ЗУР работают на жидком или твердом топливе и выполнены, как ракетные. Вместе с тем нашли применение и воздушно-реактивные двигатели: прямоточные и компрессорные. Воздушно-реактив-

ные двигатели, конечно, экономичнее ракетных и они устанавливаются на ЗУР большой или средней дальности.

Для иллюстрации приведем некоторые характеристики зарубежной зенитной управляемой ракеты со стартовым РДТТ и маршевым ПВРД, работающем на смеси керосина с лигроином. Ее аэродинамическая компоновка соответствует схеме, приведенной на рис. 37, в. При стартовой массе 3,18 т, из которых 1,76 т приходится на РДТТ первой ступени, ракета имеет дальность стрельбы около 120 км. Высота поражения целей достигает 27 км. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель с тягой 177 кН обеспечивает маршевую скорость, в 2,5 раза превышающую звуковую. Длина ракеты 9,3 м, диаметр корпуса 0,76 м.

Подавляющее большинство зарубежных зенитных ракет комплектуется боевыми частями с обычным снаряжением. Только некоторые образцы ЗУР наряду с обычными могут снаряжаться ядерными боевыми зарядами. Наибольшее распространение в зенитных ракетах нашли боевые части осколочного и осколочно-фугасного типа.

Осколочно-фугасные боевые части применяются для уничтожения целей на небольших высотах, где эффективно воздействие на них воздушной ударной волны.

Осколочные боевые части используются для поражения целей на больших высотах: воздушная ударная волна здесь малоэффективна, зато осколки обладают значительной кинетической энергией даже на больших расстояниях от места взрыва. При неконтактном подрыве боевой части осколочного или осколочно-фугасного типа основным поражающим фактором являются осколки, а фугасное действие лишь сопутствующее. При небольших промахах ударная волна может оказаться существенным дополнением поражающего фактора.

Осколочные боевые части ЗУР, как правило, обеспечивают получение осколков определенного веса и формы. Это достигается либо комплектованием боевой части готовыми осколками, либо образованием осколков необходимой формы и массы из ее корпуса при взрыве.

Широкое применение в зенитных управляемых ракетах нашли взрыватели неконтактного типа, особенно радиовзрыватели.

### 3. НАВЕДЕНИЕ ЗЕНИТНЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Наведение ЗУР на цель может осуществляться различными способами. Наибольшее распространение в современных зарубежных ЗРК получили теленаведение, самонаведение и комбинированные системы.

В системах с теленаведением команды могут вырабатываться либо на пункте наведения, либо на борту ракеты. Если команды вырабатываются на пункте наведения, то наземные средства комплекса состоят из станции сопровождения цели и ракеты, счетно-решающего прибора и станции передачи команд на борт ЗУР. Станция сопровождения работает самостоятельно или по целеуказанию комплекса. В некоторых случаях она функционирует по целеуказанию от системы обнаружения и оповещения. Счетно-решающий прибор, в который поступает информация о параметрах полета цели и ракеты, определяет отклонения траектории полета ЗУР от кинематической и вырабатывает по ним соответствующие команды, которые передаются на борт станцией передачи команд. Они принимаются бортовыми устройствами, а затем поступают на исполнительные органы.

Такой способ наведения нашел довольно широкое распространение в зарубежных ЗРК. Его преимущества: простота, низкая стоимость бортовой аппаратуры ЗУР. Недостаток — снижение точности с увеличением дальности наведения. Этот недостаток можно в некоторой степени скомпенсировать увеличением массы боевой части. Поэтому боевая часть у ЗУР с теленаведением более тяжелая, чем у таких же ЗУР с другими способами наведения.

Если используется теленаведение с выработкой команд на борту ракеты, то наземные средства комплекса состоят из станции сопровождения цели, счетно-решающего прибора, станции создания энергетического поля для наведения ЗУР.

Станция сопровождения цели не отличается от рассмотренной выше. Станция создания энергетического поля формирует в пространстве узкий радиолуч, который как бы указывает ракете траекторию полета. Направление такого луча рассчитывается счетно-решающим прибором, который получает информацию о характере полета цели от станции сопровождения. Система

из двух станций позволяет наводить ракету не только в цель, но и в упрежденную точку. Когда же обе станции совмещены в одной, наведение в упрежденную точку невозможно.

Бортовые средства ЗУР состоят из приемника, определяющего отклонение ракеты от радиолуча, и исполнительных органов, возвращающих ракету на расчетную траекторию.

Преимущества ЗУР, наводимых по лучу: простота бортовых и наземных средств, возможность обстрела одной цели несколькими ракетами с одной станцией наведения. Недостаток — снижение точности с увеличением расстояния до точки встречи.

Самонаведение характерно тем, что элементы средств наведения — измеритель координат цели и ЗУР, счетно-решающий прибор, станция передачи команд, а также приемник и преобразователь — размещены непосредственно на борту ракеты. В совокупности они составляют головку самонаведения (координатор). При сравнении такой системы с теленаведением необходимо отметить прежде всего исключительную сложность бортовой аппаратуры. Трудность заключается также и в том, что всю эту аппаратуру необходимо разместить в крайне ограниченных габаритах ракеты. Да и масса ее получается достаточно большой.

Основа любой головки самонаведения — устройство для автоматического сопровождения цели. Если самонаведение радиолокационное, то таким устройством является антенна. Она формирует по угловым координатам равносигнальную линию пеленгации цели. Величина отклонения от равносигнальной линии фиксируется и служит исходной информацией для выработки команд наведения.

Головка самонаведения может иметь подвижную или неподвижную равносигнальную зону, что определяется принятым методом самонаведения: активным, полуактивным или пассивным. Неподвижная равносигнальная линия совпадает с продольной осью ракеты. Подвижная создается механическим поворотом антенны с помощью специального привода (механическое сканирование). Не исключено также применение электрического сканирования. Подвижная линия позволяет изменять углы упреждения и, что особенно ценно, увеличивать их.

При использовании активного самонаведения аппаратура получается сложной, громоздкой, тяжелой и дорогой. Дальность действия таких систем невелика. Радиолокационные головки активного типа находят применение в зарубежных ЗРК только для наведения ракет на конечном участке полета в комбинации с теленаведением на начальном и среднем участках.

Полуактивные системы, построенные на основе использования отраженной от цели энергии, считаются более предпочтительными. Головка самонаведения в этом случае проще, компактней и легче, так как в ней отсутствует обязательный элемент активной системы — передатчик энергии. Главный недостаток полуактивного самонаведения — необходимость в постороннем источнике подсвета цели.

Полуактивный радиолокационный метод нашел широкое применение в зарубежных зенитных комплексах. Обычно головка самонаведения захватывает цель после старта. Но есть и такие образцы зенитных ракет, которые захватывают цель еще до старта, т. е. на направляющей пусковой установке. Более того, захват цели — необходимое условие пуска ракеты.

В печати есть сообщения, что за рубежом ведутся разработки радиолокационной двухчастотной головки самонаведения, которая сможет работать либо в активном, либо в полуактивном режиме. Считается возможным снизить ее массу и сделать достаточно компактной за счет использования твердотельных источников, генерирующих микроволновые доплеровские импульсные сигналы.

При работе в активном режиме в качестве излучателя используется плоская щелевая антенна на фазированных решетках с электронным управлением луча. В полуактивном режиме используются сигналы другой частоты, излучаемые наземной (корабельной) радиолокационной станцией. Приемной антенной служит та же плоская щелевая антенна головки самонаведения.

Специалисты высказывают мнение, что применение комбинированной головки дает значительные преимущества. Во-первых, благодаря использованию в начале траектории полуактивного, а на конечном участке траектории активного самонаведения повышается точность наведения. Во-вторых, улучшается помехозащищенность

системы: ведь она работает в двух диапазонах частот. В-третьих, повышается надежность системы: при срыве наведения по техническим причинам в одном режиме оно продолжается в другом.

Пассивное самонаведение, как и активное, обеспечивает автономность управления ракетой после захвата цели. В современных ЗРК пассивный метод самонаведения реализуется в большинстве случаев на основе использования теплового контраста цели на окружающем фоне. Такие системы наведения в отличие от радиолокационных не являются всепогодными. Эффективность их применения зависит от состояния атмосферы, погодных условий, взаимного положения цели и Солнца и ряда других факторов. Однако, несмотря на это, они получили широкое распространение в зарубежных ЗРК.

Основной узел — инфракрасная головка самонаведения — состоит из системы зеркал, прикрытых прозрачным обтекателем, фотоспротивления и модулирующего устройства, образующих чувствительно-измерительную часть головки.

Инфракрасная энергия, излучаемая целью, проходит через прозрачный обтекатель ракеты и попадает в оптическую зеркальную систему. Последняя концентрирует энергию и фокусирует ее на фотоспротивление. Модулирующее устройство автоматически определяет величину и направление отклонения оптической оси головки от цели.

Когда цель находится на оптической оси, модуляция инфракрасного луча отсутствует. Появление модуляции указывает на отклонение оси. Модулированный сигнал, воздействуя на фотоспротивление, преобразуется в электрический сигнал, который после усиления поступает в блок формирования команд. Исполнительные органы отклоняются, и ракета поворачивается так, чтобы ее оптическая ось совпала с направлением на цель.

Угол обзора инфракрасных головок не превышает нескольких градусов, поэтому большую роль играет первоначальное ориентирование (прицеливание) ракеты при пуске. Для увеличения угла обзора головку самонаведения иногда размещают в кардановом подвесе.

Главное преимущество пассивного самонаведения — скрытность действия: головка не излучает никакой энергии. К недостаткам относят небольшую дальность дейст-

вия (несколько километров), зависимость от погоды, посторонних источников излучения.

У самонаведения есть важная особенность. Если в других системах с удалением ракеты от старта точность наведения снижается, то при самонаведении по мере уменьшения расстояния между целью и ракетой повышается устойчивость и точность наведения. Эти качества в конечном итоге позволяют уменьшить массу заряда боевой части, необходимой для надежного поражения цели.

Комбинированное наведение представляет собой сочетание рассмотренных выше методов. Специалисты, разрабатывая комбинированные системы, стремятся повысить точность стрельбы и вероятность поражения цели на больших дальностях. Усилия направляются на то, чтобы обеспечить надежное выполнение задачи при оптимальных затратах денежных средств на наземную и бортовую аппаратуру, которая должна иметь приемлемые весовые и габаритные характеристики. Понятно, что вся бортовая аппаратура, относящаяся, как известно, к устройствам одноразового действия, должна быть как можно дешевле.

Зарубежные ЗРК большой дальности с комбинированным наведением характерны тем, что на конечном участке траектории полета ЗУР используется самонаведение, а на начальном участке, самом большом, — теленаведение. Встречаются и системы с выработкой команд на борту ракеты в соответствии с заданной до старта программой. Задача такой системы на начальном участке состоит в том, чтобы обеспечить вывод ракеты в район, в котором становится эффективной головка самонаведения.

ЗРК с комбинированным наведением сложнее по устройству и составу аппаратуры, чем, например, только с теленаведением или программным наведением. Поэтому и стоимость таких комплексов выше.

#### 4. ПУСКОВЫЕ УСТАНОВКИ ЗЕНИТНЫХ РАКЕТ

Пусковые установки (ПУ) зенитных управляемых ракет предназначены для пуска ракет в заданном направлении. Кроме того, они могут выполнять и другие, дополнительные функции: подготовку отдельных узлов, частей

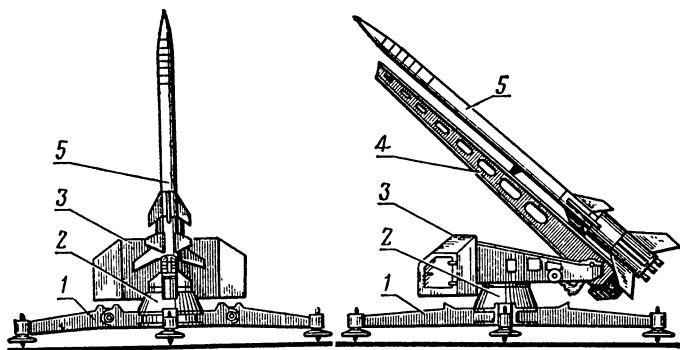


Рис. 38. Пусковая установка ЗУР:

1 — платформа; 2 — основание; 3 — механизмы наведения; 4 — направляющая; 5 — ЗУР

и механизмов ракеты к пуску и приведение их в стартовое положение; обеспечение питанием до момента пуска ракеты всех или части бортовых потребителей энергии от наземных источников; транспортировку ракет на самоходных шасси.

Пусковая установка иногда может служить и для заправки или дозаправки ракеты сжатыми газами, компонентами топлива и выполнять, таким образом, функции заправочного оборудования. Это бывает в том случае, если продолжительное хранение компонента в баке или газа в баллоне ракеты по каким-либо соображениям нежелательно или недопустимо.

Пусковые установки ЗУР бывают наземные и корабельные. Примером типичной пусковой установки современного ЗРК служит конструкция, изображенная на рис. 38. Она состоит из платформы с основанием, поворотной части, направляющей (направляющих) и механизмов наведения.

Платформа с основанием является опорной частью пусковой установки, размещается на стартовой позиции и служит базой для крепления всех элементов пусковой установки. Поворотная часть придает ракете определенное направление по азимуту. Следует отметить, что она не является обязательным элементом пусковой установки. Есть и такие ПУ, у которых поворотная часть отсутствует.

Направляющая предназначена для закрепления на ней ракеты. ЗУР может либо подвешиваться к направляющей снизу, либо опираться на нее, располагаясь сверху. Иногда направляющая жестко закрепляется на основании или поворотной части, а иногда представляет собой качающуюся систему. В последнем случае направляющая придает ракете перед пуском необходимый угол возвышения.

В пусковых установках с переменным положением направляющей по азимуту и углу возвышения предусматриваются соответственно поворотный и подъемный механизмы, которые располагаются в поворотной части и работают по командам от средств управления пуском ЗУР.

Пусковая установка может иметь одну или несколько направляющих. Если направляющих две и более, то они располагаются соосно. Установки с несколькими направляющими, разумеется, более скорострельны. Они обычно применяются в корабельных и войсковых ЗРК.

Различают направляющие нулевой и конечной длины. Первая не что иное, как обычный держатель. С ним ракета имеет непосредственный контакт только до начала движения. С направляющей конечной длины ЗУР имеет контакт более продолжительное время и для скольжения по ней снабжается специальными бугелями.

Направляющая так называемого открытого типа представляет собой раму, ферму или конструкцию, напоминающую рельсы. Если направляющая выполнена в форме трубы, внутри которой располагается ракета, то такой тип направляющей называется закрытым. Иногда такие направляющие являются одновременно контейнерами, предназначенными для транспортировки и хранения ЗУР. С целью герметизации направляющая-контейнер закрывается с торцов крышками, которые снимаются в ходе подготовки к пуску.

Надежное крепление ракеты на направляющей осуществляется замково-стопорными устройствами. Для соединения аппаратуры ракеты с пусковой автоматикой служат специальные разъемы, которые разрывают пусковые цепи после прохождения команды «Пуск».

Пусковые установки могут заряжаться автоматически, механизированным способом или вручную. Автома-



Рис. 39. Переносный зенитный ракетный комплекс:  
1 — ЗУР; 2 — пусковая установка (труба)

тизация обычно применяется в стационарных ЗРК. Механизированное заряжание производится специальной транспортно-заряжающей машиной (ТЗМ), которая используется для подвижных установок ЗУР. Приводы ТЗМ могут быть либо машинные, либо механические с использованием мускульной силы номеров расчетов. Ручное заряжание применяется в тех случаях, когда масса ракеты не превышает 60—70 кг.

Время, необходимое для заряжания пусковой установки, зависит от способа заряжания и колеблется от нескольких секунд до нескольких минут.

Пусковые установки располагают на стартовой позиции на ровных площадках, а некоторые из них требуют специального горизонтирования, для чего обычно используют домкраты.

Носимые пусковые установки (рис. 39) позволяют производить выстрел по воздушной цели одному человеку без посторонней помощи. Пуск ракеты осуществляется оператором, который самостоятельно оценивает обстановку и выбирает цель для обстрела. Приняв решение на обстрел, он вручную придает необходимое положение пусковой установке и производит выстрел. Большинство зарубежных ЗРК такого типа имеют ракеты с головкой самонаведения. Выстрел производится после того, как головка самонаведения захватит цель.

## 5. ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СРЕДСТВА

До сих пор мы рассматривали только боевые средства комплексов, поскольку все они так или иначе непосредственно участвуют в решении задачи по уничтожению цели. К вспомогательным же относятся все другие технические средства комплекса, которые обеспечивают нормальное функционирование его боевых средств. Это прежде всего подъемно-транспортные, контрольно-проверочные, сборочно-ремонтные, заправочно-сливные средства, а также различные укрытия и хранилища.

Подъемно-транспортные средства (тягачи, транспортные и специализированные машины, например, ТЗМ, тележки, краны, подъемные устройства и приспособления) предназначены для транспортировки и перегрузки ракет и выполнения различных монтажных операций.

Контрольно-проверочные устройства служат для проведения проверок боевых средств комплекса, в ходе которых устанавливается прежде всего пригодность боевых средств к использованию. Одновременно могут производиться и профилактические мероприятия: тренировка электронно-генераторных устройств, формовка металлокристаллических выпрямителей и т. д.

Контроль и проверки осуществляются с помощью специальных проверочных стендов, пультов, контрольно-проверочных станций. Причем боевые средства могут проверяться через определенные промежутки времени как в процессе хранения на складах, так и на боевой позиции (регламентный контроль) или непосредственно перед эксплуатацией (боевым применением). По мере совершенствования ЗРК расширяется объем автоматизированных контрольно-проверочных операций.

Сборочно-ремонтные средства объединяют оборудование для поагрегатной или окончательной сборки самих ракет: стыковочные устройства, оборудование и машины для автономных проверок агрегатов и узлов, различного рода инструмент и принадлежности. Эти средства применяются в тех случаях, когда ракеты поступают в подразделение в разобранном или неукomплектованном виде, например без крыльев, боевой части, стартовой ступени. К сборочно-ремонтным средствам относится также оборудование, используемое для восста-

новления поврежденных или вышедших из строя боевых средств.

Заправочно-сливные средства используются только в тех комплексах, в которых не предусмотрена заводская заправка ракет жидкостями и сжатыми газами. Заправку ЗУР производят заблаговременно в специально оборудованных местах, так как эти работы довольно трудоемки и требуют значительного времени. Слив компонента или стравливание газа производят в тех случаях, когда ракета неисправна. Если сливаемый компонент агрессивен и токсичен, то после слива емкости ракеты (баки) подвергаются нейтрализации.

В качестве заправочно-сливных средств применяются специальные заправщики, имеющие емкости для перевозки, хранения и слива компонентов, насосы или устройства для перекачки жидкостей. К этой категории оборудования относятся компрессоры и газодобывающие станции, баллоны для хранения газов и жидкостей.

Несколько слов о путях совершенствования зенитных управляемых ракет и зенитных ракетных комплексов.

По сообщениям печати, зарубежные военные специалисты, осуществляя комплексный подход к оценке перспективных ЗРК, стремятся прежде всего повысить эффективность зенитных ракетных комплексов. Усилия направляются, например, на то, чтобы повысить вероятность поражения комплексом определенной цели, что равносильно сокращению количества зенитных ракет, требуемых для выполнения боевой задачи. Рассматриваются также возможности для повышения могущества действия ракет у цели, т. е. для увеличения ущерба, наносимого противнику.

Решая эти задачи, специалисты идут, например, по пути совершенствования систем наведения ЗУР, комбинируя в оптимальных сочетаниях различные способы управления. Большое значение придается повышению чувствительности головок самонаведения с одновременным улучшением помехозащищенности всех радиолиний, что имеет первостепенное значение в условиях радиоэлектронного противодействия сторон.

---

## **Глава VI. РАКЕТНОЕ ОРУЖИЕ ВОЕННО-МОРСКОГО ФЛОТА**

Основу боевой мощи современных флотов составляют атомные подводные лодки, вооруженные самонаводящимися торпедами и дальнобойными ракетами с подводным стартом. В состав флотов входят также надводные корабли различных классов, способные решать разнообразный и широкий круг задач, морская ракетноносная авиация с большим радиусом действия, береговые ракетно-артиллерийские части, морская пехота, вооруженная современными огневыми средствами и боевой техникой.

На современные флоты возлагается решение ряда важнейших задач. Вот основные из них: нанесение мощных ракетно-ядерных ударов как по наземным военным объектам, так и по военно-морским группировкам; уничтожение атомных подводных лодок противника и его авианосных соединений в базах и на море; борьба с авиацией; активные боевые действия на водных коммуникациях с целью срыва океанских и морских перевозок; поддержка сухопутных войск в проведении операций на приморских направлениях.

Все эти задачи флот может выполнять самостоятельно или во взаимодействии с другими видами вооруженных сил или родами войск. Решающие удары наносятся ракетным оружием, которое занимает важнейшее место в системе вооружений флота.

Классификацию ракет флота целесообразно проводить по назначению, поскольку оно является определяю-

щим фактором и позволяет верно оценить роль и место ракет в вооруженной борьбе на море, а также полнее уяснить задачи, для решения которых ракеты применяются.

Ракетное оружие надводного флота предназначено для решения широкого круга задач. Корабли наносят ракетные удары по береговым объектам противника, уничтожают его надводные корабли и подводные лодки. В соответствии с этим они вооружены ракетами классов «корабль — земля» и «корабль — корабль», которые могут быть баллистическими и крылатыми. Для защиты сил флота с воздуха служат зенитные управляемые ракеты класса «корабль — воздух», позволяющие уничтожать воздушные цели на ближних и дальних подступах, на малых и больших высотах.

Боевые подводные лодки вооружаются баллистическими и крылатыми ракетами классов «корабль — земля» и «корабль — корабль». Следовательно, они могут наносить удары по объектам на территории противника, а также по его боевым кораблям и транспортным судам. Баллистические ракеты запускаются как из подводного, так и из надводного положений, а крылатые — только из надводного.

Морская авиация, применяя баллистические и крылатые ракеты классов «воздух — корабль» и «воздух — земля», способна уничтожать боевые корабли в море, а также поражать объекты противника на суше. Ракеты морской авиации — одно из главных ее средств в борьбе с авианосцами и подводными лодками противника. Не исключается также установка на самолетах ракетного оружия для обороны от воздушного противника. С этой целью могут использоваться ракеты класса «воздух — воздух».

Боевые ракеты береговых частей и подразделений флота предназначены в основном для защиты побережья от нападения противника с моря и воздуха. Однако на определенных этапах боевых действий флота и в зависимости от конкретной обстановки они могут использоваться для поражения целей на суше. Эти задачи выполняются ракетами классов «земля — корабль» и «земля — воздух», которые по своей компоновке могут быть как баллистическими, так и крылатыми. Последние получили наибольшее распространение.

Нельзя не упомянуть и о ракетах ближнего боя — одном из основных огневых средств, состоящих на вооружении десантных кораблей и морской пехоты. Они успешно используют реактивную артиллерию и противотанковые управляемые ракеты, которые предназначены для решения тех же огневых задач, что и в сухопутных войсках.

## 1. РАКЕТНОЕ ОРУЖИЕ НАДВОДНЫХ КОРАБЛЕЙ

Основное оружие корабля — баллистические и крылатые, зенитные и противолодочные ракеты, а также неуправляемые реактивные снаряды.

**Баллистические управляемые корабельные ракеты** — оружие наступательного характера. Оно предназначено для нанесения ударов по объектам на берегу или в глубине территории противника. В зависимости от назначения и дальности действия эти ракеты бывают тактическими и стратегическими. По конструкции и основным тактико-техническим характеристикам они похожи на войсковые и стратегические ракеты класса «земля — земля». Ракеты могут быть как жидкостными, так и твердотопливными. Обычно они выполняются по нормальной аэродинамической схеме. Система управления — автономная, инерциальная. Боевые части ракет — ядерные. Не исключено применение боевых частей и в обычном снаряжении.

**Крылатые ракеты** класса «корабль — корабль» часто выполняются по нормальной схеме, но только с двумя крыльями. Поэтому их иногда называют просто «самолет-снаряд». Ракеты этого типа по своим боевым характеристикам уступают баллистическим. И все-таки они получили довольно широкое распространение. В чем же причина этого?

Во-первых, при одних и тех же весовых характеристиках и габаритах крылатая ракета может доставить к цели более крупную головную часть, а это имеет немаловажное значение, так как для уничтожения или потопления современного корабля требуются мощные боевые заряды. Кроме того, крылатые ракеты более экономичны

в доставке к цели каждой единицы массы полезного груза. Если, например, баллистическая и крылатая ракеты имеют одинаковую боевую часть, то крылатая ракета доставит ее на большую дальность.

Во-вторых, корабль противника в море — это точечная цель. Попасть баллистической ракетой непосредственно в движущуюся точечную цель сложно. А крылатая ракета, снабженная системой самонаведения, легко захватывает такую контрастную цель, какой является надводный корабль. Отвлечь головку самонаведения от цели довольно трудно, поскольку в открытом море нет местных предметов.

Несмотря на то, что сбить крылатую ракету несравненно проще, чем баллистическую, обнаружить ее нелегко. Крылатая ракета основную часть маршрута до цели может лететь на оптимальной высоте (10—30 км) и только с выходом в район цели снизиться до минимальной. Радиолокационное обнаружение такой малоразмерной цели возможно лишь на небольшом расстоянии от корабля. Налицо одно из главных преимуществ крылатых ракет — внезапность поражения.

В качестве примера рассмотрим одну из зарубежных крылатых ракет. Она имеет длину 17,4 м, диаметр миделя 1,27 м, размах крыльев около 6 м. Максимальная дальность стрельбы около 1000 км при высоте полета 16 км. Использование двух подвесных баков позволяет увеличить дальность полета до 1600 км. Стартовая масса около 10,4 т. Ракета выполнена по нормальной схеме и состоит из планера, системы управления и стабилизации, боевой части, маршевого и стартового двигателей.

Планер представляет собой самолетную конструкцию, которая включает: фюзеляж цилиндрической формы, заостренный спереди; два коротких крыла большой стреловидности, на которых расположены элероны; хвостовое оперение (стабилизатор), состоящее из вертикальной и двух горизонтальных плоскостей, несущих рули высоты и направления. Крылья могут складываться. Это удобно при эксплуатации: ракета занимает меньший объем. Планер — основа крылатой ракеты, ее корпус, к которому крепятся все остальные агрегаты и узлы.

Система управления — комбинированная. На участке вывода в район цели работает телеуправление (передача команд по радио), а на конечном участке — радио-

локационное самонаведение. В передней части планера располагается радиолокационный координатор головки самонаведения, прикрытый радиопрозрачным обтекателем. Остальная аппаратура системы управления находится в головной части и в корпусе.

Боевая часть размещена за аппаратурой управления. Она может быть снаряжена обычным или ядерным зарядом.

Маршевый турбореактивный двигатель занимает центральную и хвостовую части фюзеляжа ракеты. Он состоит из бака горючего с элементами системы подачи; воздухозаборника, входной диффузор которого выведен под фюзеляж; камеры сгорания и сопла. Двигатель имеет также ряд вспомогательных механизмов, обеспечивающих его нормальную работу. На маршевом участке полета ТРД развивает тягу около 49 кН, причем ракета разгоняется до максимальной скорости в 560 м/с (около 2000 км/ч).

В хвостовой части фюзеляжа размещаются также силовые приводы исполнительных органов системы управления: рули направления и высоты.

Ракета снабжена двумя стартовыми РДТТ (ускорителями), которые сбрасываются после выгорания топлива. Двигатели расположены симметрично относительно фюзеляжа и его продольной оси. Они обеспечивают нормальный устойчивый старт ракеты с короткой направляющей корабельной пусковой установки. Суммарная тяга стартовых ускорителей составляет 510 кН и более чем в 10 раз превышает тягу маршевого двигателя. Это позволяет буквально выстреливать ракету в воздух, разгоняя ее в кратчайшее время до огромной скорости. В обычной обстановке крылатые ракеты находятся в хранилище. При необходимости их поднимают на лифте и с помощью поворотного подъемного крана устанавливают на две короткие направляющие пусковой установки. Специальные механизмы придают им заданный угол возвышения.

Непосредственно перед стартом запускается ТРД. По команде «Пуск» включаются оба твердотопливных ускорителя, и крылатая ракета за 4 с их работы набирает сверхзвуковую скорость полета. В дальнейшем она поддерживается маршевым ТРД.

Корабельная РЛС обеспечивает командное телеуправление ракетой на первом этапе полета.

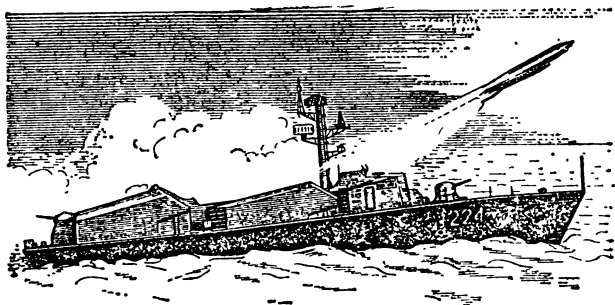


Рис. 40. Атакует советский ракетный катер

Ракетным оружием класса «корабль — корабль» могут вооружаться крейсера, эсминцы и катера, которые взаимодействуют с подводными лодками и авиацией. Они предназначены для борьбы с ударными авианосцами и кораблями прикрытия, кораблями противолодочной обороны и транспортом противника. Их можно использовать также для нанесения ударов по береговым объектам и поддержки частей, действующих на приморских направлениях.

Тактика боя с надводными кораблями противника сводится к нанесению по ним неожиданных и мощных ракетных ударов. Поэтому наиболее вероятными считаются быстротечные морские дуэли кораблей. В первую очередь уничтожаются наиболее опасные цели. Например, в борьбе с транспортным конвоем сначала стремятся уничтожить корабли охранения, а затем уже транспорты.

Действующие крейсера-ракетоносцы, применяя свои дальнебойные ракеты, могут не только выполнять самостоятельные задачи, но и поддерживать огнем другие силы флота. Эскадренные миноносцы своими ракетными ударами способны успешно решать задачи по уничтожению кораблей охранения, противолодочной обороны, крейсеров и даже авианосцев противника.

Катера-ракетоносцы (рис. 40) маневренны и быстроходны. Эти качества позволяют им быстро сближаться с кораблями и судами противника и точно поражать их массированными ракетными ударами. После пуска ракет

катера резко меняют курс и на большой скорости уходят из зоны поражения огневых средств противника.

Большое значение придается ракетному оружию при высадке морских десантов. Им предшествует нанесение ракетных ударов с кораблей и самолетов по ракетным комплексам, командным пунктам, аэродромам, ядерным средствам, оборонительным сооружениям и другим военным объектам. Корабельные ракеты также найдут применение в ходе высадки десанта и при развитии успеха.

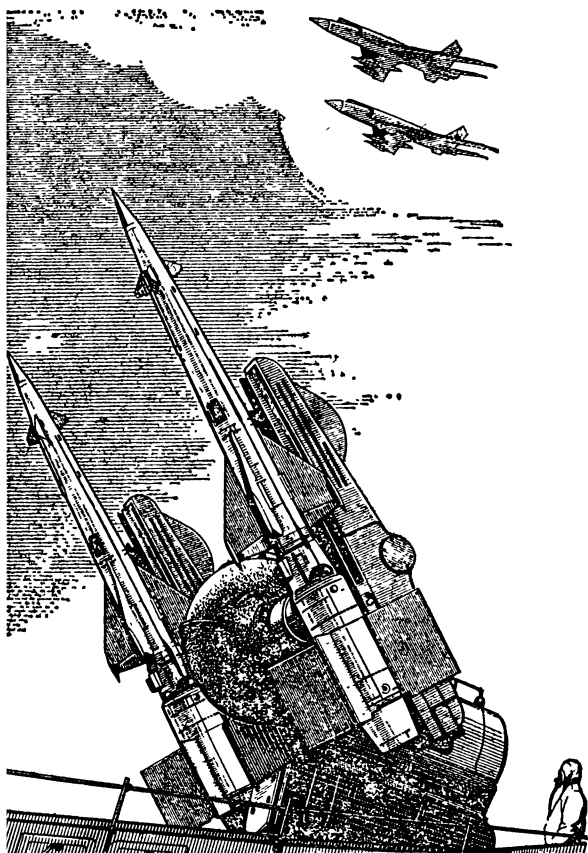
Для непосредственной огневой поддержки десантирующихся войск может использоваться реактивная артиллерия. Легкие пусковые установки стационарно крепятся на палубе десантного корабля. Массированный огонь реактивных снарядов — грозная сила в ближнем бою при высадке десантов и овладении плацдармом на побережье. Вместе с тем корабельные ракеты могут играть не последнюю роль и в борьбе с десантами противника, уничтожая их в пунктах погрузки, при переходе морем и в районе высадки.

**Корабельные зенитные ракеты.** В настоящее время зенитные ракеты получили широкое распространение на флотах многих стран. Ими вооружаются авианосцы, крейсера, эсминцы и специальные корабли ПВО, предназначенные для охраны отрядов и соединений надводных кораблей на переходах морем или в районе боевых действий.

По своему устройству корабельные зенитные ракеты не отличаются от ракет войск ПВО страны или сухопутных войск. Их масса составляет 1500—3000 кг, длина до 9—10 м при диаметре 0,5—1,0 м. Большинство зенитных ракет имеют ускорители, отделяющиеся после выгорания топлива. На корпусе ракет крестообразно расположены две пары крыльев. Наиболее распространенная аэродинамическая форма — «утка».

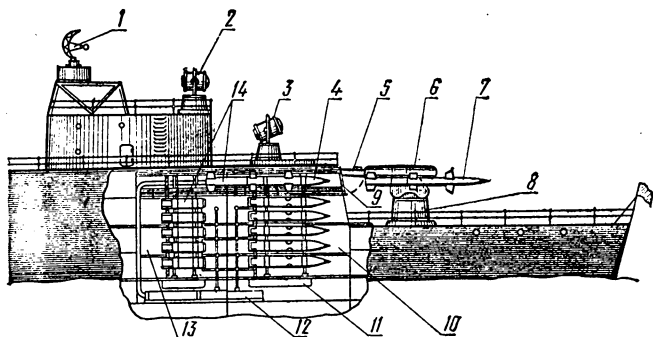
Скорость ракеты после старта к моменту отделения ускорителя достигает сверхзвуковой. Затем включается маршевый двигатель — жидкостный или твердотопливный. Максимальная скорость зенитных ракет достигает 1000 м/с. Иногда в качестве маршевого двигателя применяются прямоточные воздушно-реактивные установки.

Если корабельные и сухопутные ЗУР по своему устройству и характеристикам примерно одинаковы, то их пусковые установки резко отличаются друг от друга.



**Рис. 41.** Отечественная спаренная пусковая установка ЗУР корабельного типа

Корабельные установки (рис. 41) — стационарные. Они обеспечивают стрельбу при качке корабля, имеют максимальные углы обстрела и оснащены системами автоматического заряжания. На корабле может быть одна или несколько пусковых установок. Под ними находятся помещения поста предстартовой подготовки и проверки ракет, а ниже — погреба для хранения боекомплектов. Транспортировка и заряжание пусковых уста-



**Рис. 42.** Возможная горизонтальная схема размещения ЗУР на корабле:

1, 2 — станции обнаружения и сопровождения целей; 3 — станция наведения ЗУР; 4 — пост предстартовой подготовки; 5 — рабочее положение перекидной балки; 6 — направляющая; 7 — ЗУР; 8 — пусковая установка; 9 — крышка поста предстартовой подготовки; 10 — погреб хранения ракет; 12 — механизм продольной подачи; 13 — стартовые ускорители

новок механизированы. При этом размещение ракет может быть горизонтальным или вертикальным. Возможный вариант горизонтальной подачи представлен на рис. 42.

Пусковая установка — это цилиндрическая тумба, закрепленная на палубе. В верхней ее части располагается головка с одной или двумя направляющими, которые могут поворачиваться в горизонтальной плоскости на  $360^\circ$ . Силовые приводы и механизмы поворота и качания направляющих размещаются в головке и тумбе. Управление всеми операциями заряжания, предстартовой подготовки ракет и самим пуском осуществляется с помощью дистанционных систем.

После заряжания ракеты направляющая пусковой установки автоматически разворачивается в необходимом направлении, принимает заданный угол возвышения и по командам станции наведения ракет следит за целью. После схода ракеты направляющая автоматически занимает горизонтальное положение (при вертикальной подаче — вертикальное), а головка разворачивается в горизонтальной плоскости. Процесс заряжания повторяется.

При переходе морем корабли строятся в походный ордер, который определяется их количеством и тактико-техническими характеристиками, а также конкретной обстановкой. Средства ПВО кораблей используются исходя из условий их наиболее эффективного применения. Зенитные управляемые ракеты по своим боевым свойствам, дальности и высоте поражения значительно превосходят корабельную зенитную артиллерию. Поэтому они позволяют создавать довольно большие по размерам зоны поражения воздушных целей. За пределами этих зон действует авиация.

Удаление кораблей в боевом и походном ордерах выбирается с учетом перекрытия зон поражения зенитных комплексов. Причем все корабли, вооруженные ЗУР, по возможности используются так, чтобы обеспечивалась круговая оборона всего ордера.

Воздушные цели обнаруживаются радиолокационными станциями кораблей. Средства наведения захватывают каждый самолет или крылатую ракету противника. При входе цели в зону пуска производится старт определенного количества зенитных ракет. Подрыв их мощных боевых зарядов происходит в оптимальный момент, чем достигается надежное поражение воздушных целей. Если же часть самолетов прорвется через зону поражения ЗУР, то на ближайших подступах к ордеру будет действовать корабельная зенитная артиллерия.

На вооружении надводных кораблей отечественного флота состоят ЗУР различных радиусов действия, которые позволяют с высокой эффективностью и надежностью поражать как самолеты, так и крылатые ракеты противника на малых, средних и больших высотах.

**Противолодочные ракеты** существенно расширили возможности борьбы с подводными лодками противника. Как известно, противолодочная оборона (ПЛО) всегда имела большое значение в вооруженной борьбе на море. В настоящее же время она превратилась в задачу первоочередной важности. Это объясняется рядом причин.

Прежде всего необходимо отметить тот факт, что подводные лодки со времени второй мировой войны качественно изменились. Значительно улучшились их технические характеристики. Подводный атомоход-ракетоносец — принципиально новое средство вооруженной борьбы на море. И далеко не случайно, что в настоящее

время многие подводные лодки, надводные корабли и самолеты на флоте получили наименование противолодочных. Это указывает на их предназначение и специализацию.

Помимо создания специальных кораблей противолодочной обороны получили дальнейшее развитие традиционные средства борьбы с подводными лодками: глубинные бомбы, торпеды, артиллерия, минно-взрывные заграждения. Но и этого оказалось недостаточно. Поиски более эффективного оружия привели к разработке нового средства — противолодочных ракет.

В настоящее время во многих развитых странах такие корабли, как крейсера, эсминцы, фрегаты и другие, вооружаются противолодочными ракетными комплексами. Последние помимо самих ракет включают многоствольные пусковые (стартовые) установки, аппаратуру управления стрельбой и гидролокационные станции.

Следует отметить, что противолодочная ракета, по существу, является ракето-торпедой. Перед обычной торпедой она имеет ряд преимуществ.

Во-первых, ракета позволяет обстреливать подводные лодки с дистанции, в несколько раз превышающей дальность хода торпеды. Благодаря этому надводный корабль находится вне досягаемости торпед подводной лодки. Это очень важно.

Во-вторых, ракета значительно ускоряет доставку боевой части к цели. Ведь скорость полета ракеты выше, чем ход торпеды в воде. В этом случае лодка не успевает совершить противоторпедный маневр и уйти из-под атаки.

В-третьих, большую часть маршрута ракета летит в воздухе и не может быть обнаружена гидроакустической аппаратурой лодки. Приводнение ракеты происходит только в районе цели. Таким образом обеспечивается неожиданность и скрытность удара.

В конструктивном отношении противолодочная ракета представляет собой сочетание обычной торпеды с ракетным ускорителем. В целях иллюстрации ознакомимся с характеристиками одной из зарубежных противолодочных ракет (ракето-торпед). Она состоит из двух основных частей: стартового РДТТ и торпеды с акустической системой наведения. В печати указывается, что вместо торпеды возможно использование глубинной бомбы.

Ракета массой 1,13 т имеет длину 4,57 м, из которых 3,96 м приходится на торпеду, имеющую диаметр 0,3 м и массу 450 кг. Боевая часть массой около 226 кг может снаряжаться как обычным, так и ядерным зарядом. Ракета способна обстреливать подводные лодки с дистанции 18 км, хотя дальность хода торпеды, приводимой в движение электродвигателем, не превышает 3,6 км. Стартовый двигатель твердого топлива обеспечивает тягу около 49 кН, что позволяет ракете покрыть расстояние, примерно равное 15 км, со средней скоростью около 330 м/с, в то время как скорость подводного хода торпеды — значительно меньше — около 15,5 м/с. Следует подчеркнуть, что указанная дальность не считается предельной: она может быть значительно увеличена путем совершенствования ракетной части.

Рассмотрим в общих чертах, каким образом применяется противолодочная ракета и как она настигает цель.

Гидролокационная станция противолодочного корабля, обнаружив цель, вводит ее координаты в электронную вычислительную машину, которая определяет параметры движения противолодочной ракеты до встречи с целью. Запуск осуществляется с направляющей, которая предварительно разворачивается в сторону цели, и ей придается необходимый угол возвышения. Через несколько секунд после старта отделяется РДТТ, и далее по баллистической траектории летит только торпеда. Перед входом в воду ее скорость гасится тормозным парашютом, который приводится в действие на небольшом расстоянии от точки приводнения. В воде парашют автоматически отсоединяется и включается электродвигатель торпеды. Как только она погрузится на определенную глубину, начинает работать акустическая система самонаведения. Звуковые колебания (шумы), издаваемые целью, улавливаются микрофонами и преобразуются в электрические сигналы. На их основе вырабатываются команды, подаваемые на приводы управления торпедой.

Противолодочные ракеты могут применяться и подводными лодками, которые находятся в погруженном состоянии. Ракета выстреливается из торпедного аппарата, выходит из воды и летит в воздухе. После выгорания топлива ускоритель сбрасывается. Далее полет происходит аналогично тому, как описано выше.

## 2. РАКЕТЫ ПОДВОДНЫХ ЛОДОК

**Баллистические ракеты** предназначены для нанесения ракетно-ядерных ударов по неподвижным целям стратегического значения, расположенным на побережье или в глубине территории. На побережье такими целями являются военно-морские базы, порты, судоверфи и судоремонтные заводы, арсеналы, склады. К объектам атаки в глубине территории относятся важные административные, политические и промышленные центры, железнодорожные узлы и авиационные базы, группировки войск и склады ядерного оружия, стартовые позиции стратегических ракет и пункты их управления.

Подводные лодки-ракетоносцы — это подвижные и маневренные стартовые позиции баллистических ракет. Такие атомоходы имеют продолжительную автономность плавания, могут совершать дальние переходы в подводном положении, скрытый выход в район акватории, выбранной для пуска ракет по намеченной цели.

На каждой лодке размещается несколько баллистических ракет. Количество их на зарубежных подводных лодках в настоящее время не превышает шестнадцати. Ракеты выполняются достаточно компактными, поскольку полезный объем на подводных лодках весьма ограничен.

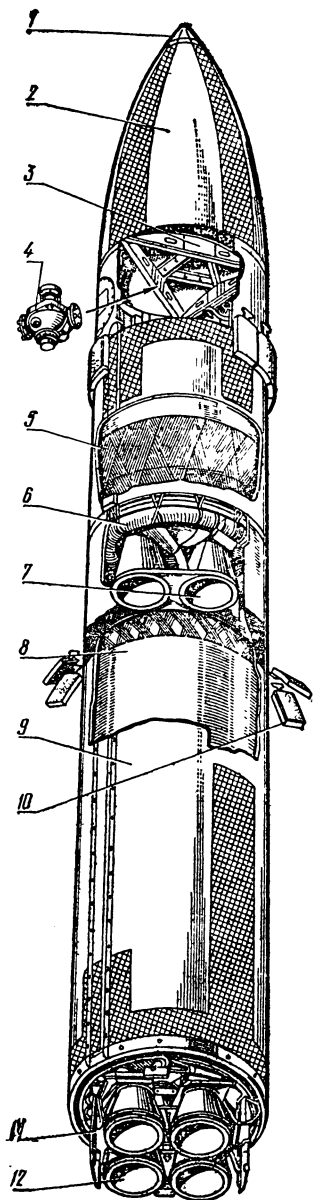
На рис. 43 представлена одна из зарубежных баллистических ракет этого класса. Двухступенчатая компоновка с поперечным разделением ступеней обеспечивает полет ракеты на дальность около 4600 км. Габариты ракеты невелики: длина около 9,6 м при диаметре 1,37 м. Стартовая масса около 15,8 т.

Корпуса РДТТ обеих ступеней изготовлены из стеклопластика, диаметр их одинаков. Твердое смесевое топливо на основе полиуретана, перхлората аммония с присадками алюминиевой пудры обеспечивает удельный импульс около 2400 Н·с/кг.

Система управления ракеты — инерциальная. Основу ее составляют гиросtabilизированная платформа, три акселерометра и цифровое счетно-решающее устройство, собранное на полупроводниковых приборах. Исполнительные органы системы управления первой ступени — четыре поворотных сопла. Управление вектором тяги двигателя второй ступени достигается впрыском жидко-

**Рис. 43.** Баллистическая ракета подводной лодки:

1 — обтекатель головной части; 2 — боевая часть; 3 — отсек приборов системы управления; 4 — блок инерциальной системы наведения; 5 — корпус 2-й ступени; 6 — арматура управления вектором тяги РДТТ 2-й ступени; 7 — сопло; 8 — корпус двигателя 1-й ступени; 9 — защитное покрытие; 10 — башмаки центровки ракеты в пусковой трубе; 11 — привод поворотного сопла; 12 — поворотное сопло РДТТ 1-й ступени



сти (фреона) в закритическую часть четырех жестко закрепленных сопел. Фреон хранится на борту в тороидальных баках.

Боевая часть ракеты имеет ядерный заряд с тротильным эквивалентом 0,75 Мт. Головной обтекатель сбрасывается после выхода ракеты за пределы плотных слоев атмосферы.

Ракеты хранятся на подводной лодке в вертикальных герметических пусковых трубах, которые располагаются в два ряда, по восемь с каждого борта. Длина трубы 9,7 м, диаметр 1,4 м. Пусковая труба размещается в стальном стакане корпуса лодки и соединяется с ним гидравлическими демпферами, которые смягчают ударные нагрузки, возникающие при движении лодки и при взрыве глубинных бомб вблизи ее корпуса. Сверху пусковая труба закрывается заглушкой из пластмассы, препятствующей проникновению воды внутрь до запуска

ракеты. При выбрасывании ракеты из трубы заглушка вышибается пиротехническим составом.

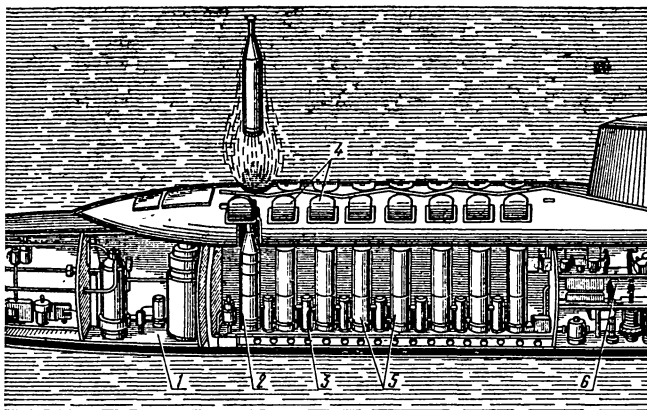
Загрузка ракет в пусковые трубы подводной лодки осуществляется у причала. Сюда ракеты доставляются вместе с головными частями непосредственно со сборочного завода. Они транспортируются по железной или шоссейным дорогам в специальных алюминиевых контейнерах, снабженных съёмными крышками. Чтобы предохранить ракеты от воздействия динамических перегрузок (вибрационных, ударных), внутри контейнера предусмотрено размещение амортизаторов.

Укладка ракеты в контейнер производится следующим образом: сначала она помещается в цилиндрический футляр, а затем уже вместе с ним — непосредственно в контейнер. В конструкции контейнера есть особенность — его передняя часть может сниматься. Это позволяет при необходимости извлекать из контейнера головную часть ракеты.

Ракета в пусковой трубе устанавливается на качающейся опоре и удерживается зажимным кольцом. Центровка ее обеспечивается специальными башмаками, которые прижимаются к корпусу ракеты пружинами. Перед пуском ракеты труба в стакане жестко фиксируется, а потом заполняется водой. В корпусе подводной лодки над пусковой трубой находится люк, через который ракета устанавливается в трубу и выбрасывается при выстреле (рис. 44).

Проверка ракет на борту производится специальной автоматической системой. Она непрерывно контролирует наиболее важные узлы ракеты, периодически проверяет системы запуска и управления полетом, а также производит предстартовую проверку.

Для вывода лодки в район пуска используется корабельная навигационная система. Запуск ракет производится с лодки, находящейся в подводном (глубина до 30 м) или надводном положении. Команды на пуск ракет подаются с центрального поста управления. Предварительно открывается крышка люка над пусковой трубой и расслабляется зажимное кольцо, фиксирующее ракету. Для выбрасывания ракет из пусковой трубы используется пар или сжатый воздух, хранящийся в специальных резервуарах под пусковыми трубами. Под действием



**Рис. 44.** Расположение пусковых труб (шахт) в ракетном отсеке атомной подводной лодки:

*1* — реакторный отсек; *2* — ракета; *3* — резервуар со сжатым воздухом; *4* — крышки люков пусковых труб; *5* — пусковые трубы (шахты); *6* — пост управления ракетной стрельбой

сжатого воздуха или пара ракета выбрасывается из воды, и на высоте 3—9 м от ее поверхности по команде бортового счетно-решающего устройства начинает работать двигатель первой ступени. При необходимости он может быть включен и под водой. Из сопел двигателя вышибаются заглушки, предотвращающие проникновение воды внутрь корпуса двигателя до его включения. Отделение первой ступени происходит на высоте около 20 км, а боевой части от второй ступени — 110 км.

В печати сообщается, что первая ракета может быть запущена с подводной лодки через 15 мин после получения приказа. Временной интервал пуска последующих ракет не более 1 мин.

Велика мощь Советского Военно-Морского Флота. Кругосветный поход атомных подводных лодок, их плавание под арктическими льдами, достижение Северного полюса и всплытие — яркие свидетельства их боевой мощи и возможностей. Надежность атомного двигателя лодок, совершенство всех агрегатов, механизмов и узлов характерны для подводных ракетоносцев. Баллистические ракеты (рис. 45), запускаемые из морских глубин,

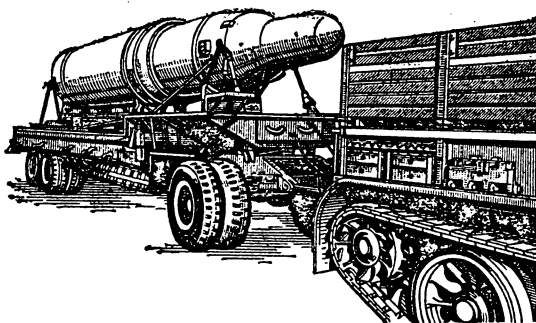


Рис. 45. Баллистическая ракета Военно-Морского Флота СССР

позволяют нашим морякам-подводникам в самых сложных условиях выполнить приказ Родины, нанести сокрушительный удар по агрессору, если он нарушит мирный труд советского народа.

Новейшие типы таких ракет обладают большой дальностью, мощными ядерными зарядами и высокой надежностью поражения объектов противника.

**Крылатые ракеты** используются для нанесения ударов по надводным подвижным целям: авианосцам ударных соединений противника, крейсерам, эсминцам, кораблям противолодочной обороны, транспортам, десантным кораблям.

Они выполняются по нормальной схеме с жестко закрепленными или складывающимися несущими плоскостями. Ракеты снабжаются воздушно-реактивными маршевыми двигателями и стартовыми ускорителями на твердом топливе. По конструктивному устройству и основным летным характеристикам они аналогичны крылатым ракетам надводных кораблей. Поэтому подробно мы их рассматривать не будем. Отметим только, что на ракетах этого типа устанавливается обычно система самонаведения: ракета управляется, например, с помощью теленаведения на этапе сближения с целью, а система самонаведения вступает в действие на конечном участке траектории.

Укажем на одну особенность боевого использования крылатых ракет. Чтобы произвести пуск, подводной лодке необходимо всплыть. Это является существенным не-

достатком, так как лодка будет себя неизбежно демаскировать.

Пусковая установка — простейшая балочная направляющая, которая перед пуском устанавливается на заданный угол возвышения специальным электро- или пневмогидравлическим приводом. Подача крылатой ракеты из ангара полностью механизирована.

Эффективность применения ракет в значительной мере зависит от штурманского обеспечения стрельбы: каждая лодка должна быть точно выведена в намеченную точку старта. Ракетоносец, занявший стартовую позицию, удерживается в подводном положении, используя стабилизатор глубины. Его положение относительно цели определяется с учетом направления плоскости стрельбы. Хотя лодка и стоит без хода, координаты ее в силу различных причин изменяются, и поэтому их текущие значения непрерывно вводятся в аппаратуру наведения.

Расход баллистических ракет на каждую цель определяется в каждом отдельном случае. Он зависит от точностных характеристик системы навигации подводной лодки и системы наведения ракеты, мощности ядерных зарядов, вида взрыва и площади объекта поражения. После пусков лодка на максимальной скорости покидает стартовый район.

Для борьбы с подводными лодками противника подводные лодки наряду с обычными видами оружия используют противолодочные ракеты.

Боевые ракеты могут храниться на кораблях флота собранными и полностью укомплектованными. Если же они находятся в разобранном виде, то их окончательная сборка производится непосредственно на корабле специальной командой. Сборка может включать: стыковку крыльев с фюзеляжем, установку боевой части и взрывателя, крепление стартовых ускорителей, размещение бортовых источников питания, комплектацию ракеты другими агрегатами и приборами, хранящимися отдельно.

После сборки ракеты подвергаются частичной или полной проверке на специальном посту, который оснащен стационарным оборудованием, позволяющим широко автоматизировать проведение проверок.

Степень готовности ракет к боевому применению зависит от задач, решаемых кораблем в конкретной

обстановке. Однако если ракета жидкостная, то заправка горючим осуществляется перед подачей ее на пусковую установку. В заправленном состоянии могут храниться также ракеты, прошедшие проверку и находящиеся в первоочередной готовности.

## РАКЕТЫ МОРСКОЙ АВИАЦИИ И БЕРЕГОВЫХ ЧАСТЕЙ

Авиация военно-морского флота может вести боевые действия на море самостоятельно или во взаимодействии с другими родами сил флота, а также оказывать содействие сухопутным войскам на приморских направлениях.

Авиация способна наносить мощные удары по кораблям, транспортным и десантным средствам противника в открытом море и базах, разрушать береговые объекты, вести поиск и уничтожать подводные лодки противника.

По назначению различают авиацию истребительную, бомбардировочную, минно-торпедную, противолодочную, разведывательную и вспомогательного назначения (транспортную, санитарную, связи и т. п.).

Самолеты морской авиации вооружаются ракетами, снабженными обычными или ядерными зарядами. Классификация и устройство ракет морской авиации во многом такие же, как и у аналогичного вооружения военно-воздушных сил. Однако большинство зарубежных ракет, применяемых для поражения морских целей, выполняются крылатыми. Это позволяет широко использовать системы самонаведения на конечном этапе полета, что особенно важно при обстреле точечных подвижных целей. На вооружении морской противолодочной авиации могут быть и ракетно-торпеды, подобные тем, которые применяются для борьбы с подводными лодками и надводными кораблями.

Главная задача, возлагаемая на ракетноносную авиацию флота, — разгром соединений кораблей противника. В тактике современных самолетов, атакующих надводные корабли, есть своя специфика: дальнобойные авиационные ракеты позволяют поражать надводные корабли с больших расстояний при отсутствии визуального контакта с целью.

Массированное по времени и месту применение авиационных ракет может создать тяжелые условия для ко-

рабелной ПВО противника. Организовать надежную круговую противовоздушную оборону в открытом море очень сложно. Ведь корабли рассредоточены на значительной акватории, и поэтому неизбежно создаются условия для прорыва самолетов-ракетоносцев, вооруженных дальнебойными ракетами.

Борьба воздушных ракетоносцев с непогруженными подводными лодками не представляет большой трудности, так как лодки в настоящее время не имеют мощных средств ПВО. Для уничтожения же лодок в погруженном состоянии могут привлекаться самолеты, вооруженные противолодочными ракетами. При обнаружении цели ракетоносец производит пуск ракеты. По мере выгорания топлива от нее в воздухе автоматически отделяются некоторые элементы, например ускоритель, рули, крылья, а самонаводящаяся торпеда погружается в воду и атакует лодку самостоятельно. Сближение происходит автоматически: здесь действует система самонаведения.

**Береговые ракетные войска** — самостоятельный род сил военно-морского флота. Они могут вооружаться стационарными или подвижными ракетными комплексами, которые используются в системе обороны военно-морских баз, наиболее важных участков побережья и островов от нападения противника с моря. Эти комплексы применяются для огневой поддержки частей сухопутных сил, действующих на приморском направлении, кораблей, ведущих бой в прибрежной зоне, а также уничтожения боевых кораблей и транспортных судов противника в зоне досягаемости при переходе морем.

Боевые ракеты береговых частей и подразделений флота имеют свои специфические особенности, которые определяются их целевым назначением. Они могут быть крылатыми и баллистическими. Однако большинство ракет выполняется крылатыми. Это объясняется тем, что они предназначены для поражения подвижных целей. Кроме того, при обстреле целей в море не требуется слишком большая высота полета. В этом случае целесообразно использование несущих аэродинамических поверхностей для повышения дальности стрельбы и увеличения полезного груза. Последнее особенно важно, поскольку для уничтожения такой крупной цели, как корабль, требуется мощный боевой заряд.

В конструктивном решении конкретных образцов ракет нет ничего такого, чтобы выходило за рамки тех сведений, с которыми мы уже знакомы. Ракеты могут быть как жидкостными, так и твердотопливными. В них используются различные двигатели: ракетные и воздушно-реактивные. Тип системы наведения ракеты зависит от целевого назначения конкретного образца. Правда, реже используются инерциальные системы наведения.

Пусковые установки стационарного типа используются в основном в частях, обороняющих и прикрывающих военно-морские базы. В стационарных комплексах широко применяется автоматизация и механизация для подготовки, подачи, проверки и пуска ракет.

На вооружении береговых частей и подразделений, обороняющих военно-морские базы, могут состоять ракеты не только класса «земля — корабль», но и класса «земля — воздух». Зенитные ракетные комплексы, в принципе, не отличаются от соответствующих комплексов войск ПВО страны и сухопутных войск. Они используются во взаимодействии с истребительной авиацией и корабельными средствами ПВО для отражения воздушных налетов противника.

Морская пехота имеет на вооружении ракетное оружие ближнего боя. Оно, как правило, такое же, как и соответствующее вооружение сухопутных войск.

---

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Подводя итог сказанному, нужно подчеркнуть, что боевая ракета как средство вооруженной борьбы является несравненно более сложной в конструктивном и эксплуатационном отношении, чем традиционные образцы вооружения и военной техники. Ракета соединила в себе новейшие достижения многих естественных и технических наук, в том числе и фундаментальных. Технические идеи ядерной физики позволили создать невиданной мощности боеприпасы применительно к ракетному оружию — ядерные боеголовки. Современная металлургия дала новые конструкционные материалы, широко применяющиеся в ракетостроении. Производство жидких и твердых ракетных топлив невозможно без новейших достижений в области химической науки. В результате развития радиоэлектроники созданы прецизионные приборы бортовых и наземных систем управления, наведения и автоматики. Без фундаментальных исследований в области аэродинамики и газовой динамики, а также многих других прикладных наук (теплотехники, гидравлики, теории горения и т. п.) невозможна была бы разработка мощных ракетных двигателей и ракет совершенной аэродинамической формы. Этот перечень можно продолжать долго. Однако важно отметить другое: боевые ракеты — не просто современное оружие, а целые системы ракетного оружия, обладающие общими и специфическими, только им присущими, характеристиками.

Особенность системы ракетного оружия любого предназначения — предельная насыщенность всех ее подси-

ством радиоэлектронным, оптическим, инфракрасным оборудованием. Применение его — реальная необходимость, которая отражает объективную тенденцию, направленную на дальнейшее совершенствование автоматизации управления. Без этого немислимо эффективное использование ракетного оружия.

В самом деле, трудно переоценить роль автоматики в военном деле, а особенно в таком специфическом оружии, как ракеты. Всевозможные электронные вычислительные машины и другие вычислительные средства (наземные и бортовые), электрические, электромеханические и электронные подсистемы существенно облегчают сбор информации, ее обработку, анализ и отображение, а также подготовку, проверку и приведение в действие ракетного оружия.

Именно в системах ракетного оружия реализованы многие законы кибернетики. Проблемы создания ракетных комплексов высокой боевой эффективности привели в свое время к разработке новых и совершенствованию существующих математических теорий (надежности, массового обслуживания, игр, множеств, графов) и методов исследования операций и электронного моделирования, линейного и динамического программирования). Практическая реализация математических идей и, в конечном счете, автоматизация процессов управления системами ракетного оружия не являются самоцелью. Это, в сущности, совокупность совершенных научно-технических мероприятий, которые позволяют резко сократить сроки подготовки ракетных комплексов, повысить их надежность и боеготовность, привести их применение в соответствие с требованиями современного боя.

Разработка и изготовление боевых ракет в экономически развитых странах и прежде всего появление ракетно-ядерного оружия — принципиально нового средства вооруженной борьбы — неузнаваемо изменили оснащенность армий и флотов. Если основу огневой мощи современных вооруженных сил составляет ядерное оружие (средство поражения — ядерный боеприпас, заключенный в боеголовку), то боевые ракеты являются основным (главным) средством доставки его к цели.

Появление ракетно-ядерного оружия неизбежно вызвало процесс коренных изменений, затронувший все области военного дела. В соответствии с этим изменялись

структура армий и флотов, соотношение между видами вооруженных сил и родами войск, разрабатывались эффективные способы и формы применения новых средств вооруженной борьбы, отвечающие характеру боевых задач и возможностям современного ракетного оружия.

Эффективность использования ракетного оружия во многом зависит от подготовленности обслуживающего персонала. Сложнейшие ракетные комплексы предъявляют к нему повышенные требования. В результате не только расширилась «номенклатура» традиционных специальностей, но и появились новые воинские профессии. Например, в Советской Армии можно назвать такие специальности ракетчиков, как «оператор», «техник системы», «оператор-наводчик», «офицер наведения», «оператор ручного сопровождения».

Боевые ракеты — оружие коллективное. И поэтому в современных условиях особенно повышается ответственность каждого номера боевого расчета за выполнение задачи всем подразделением, частью, кораблем.

Не исключено, что некоторые молодые читатели, будущи призванными в Советские Вооруженные Силы, станут ракетчиками, начнут овладевать этим современным оружием. Для них, впервые надевших военную форму, слово «ракетчик» будет означать на первых порах лишь звание. На самом деле ракетчик — это тот, кто в совершенстве овладел сложнейшей техникой, грамотно эксплуатирует ее в любых условиях.

Поэтому к службе в армии и на флоте надо готовиться еще до призыва на действительную военную службу. Большие возможности для этого предоставляют учебные организации ордена Ленина, Краснознаменного добровольного общества содействия армии, авиации и флоту, где молодежь получает основы военных и технических знаний, закаляется духовно и физически.

## ЛИТЕРАТУРА

**Алемасов В. Е. и др.** Теория ракетных двигателей. М., «Машиностроение», 1969.

**Алешков М. Н. и др.** Физические основы ракетного оружия. М., Воениздат, 1972.

**Ануреев И. И.** Оружие противоракетной и противокосмической обороны. М., Воениздат, 1971.

**Артиллерия и ракеты.** Под редакцией К. П. Казакова. М., Воениздат, 1968.

**Волков Е. Б.** Ракетные двигатели. М., Воениздат, 1969.

**Воронин Б. П., Столяров Н. А.** Подготовка к пуску и пуск ракет. М., Воениздат, 1972.

**Гречко А. А.** Вооруженные Силы Советского государства. М., Воениздат, 1974.

**Григорьев А. И.** Твердые ракетные топлива. М., «Химия», 1969.

**Дорофеев А. Н.** Взрыватели ракет. М., Воениздат, 1963.

**Ефимов М. В.** Прицеливание баллистических ракет. М., Воениздат, 1968.

**Золин Б. И., Савин Н. В.** Основы теории и конструкции ракет. М., Воениздат, 1971.

**Карташов Н. В.** Боевые неуправляемые ракеты. М., Воениздат, 1968.

**Куркоткин В. И., Стерлигов В. Л.** Самонаведение ракет. М., Воениздат, 1963.

**Маликов В. Г. и др.** Наземное оборудование ракет. М., Воениздат, 1971.

**Пересада С. А.** Зенитные ракетные комплексы. М., Воениздат, 1973.

**Рожков В. В.** Двигатели ракет на твердом топливе. М., Воениздат, 1971.

**Супаков Н. К.** Безопасность эксплуатации ракетного оружия. М., Воениздат, 1972.

**Фролов В. С.** Электронно-вычислительная техника в военном деле. М., Изд.-во ДОСААФ, 1972.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>Глава I. Устройство боевой ракеты</b>	<b>3</b>
1. Основные понятия. Классификация	4
2. Требования, предъявляемые к ракетам	10
3. Компоновочные схемы	12
4. Силы и моменты, действующие на ракету в полете	20
5. Корпус ракеты	30
6. Двигатели ракет	34
7. Система управления (СУ)	78
8. Боевые части ракет	98
<b>Глава II. Боевые ракеты сухопутных войск</b>	<b>110</b>
1. Полевая реактивная артиллерия	110
2. Противотанковые управляемые ракеты	118
3. Войсковые ракеты	124
<b>Глава III. Стратегические ракеты</b>	<b>132</b>
1. Особенности стратегической ракеты	132
2. Конструкция стратегической ракеты	134
<b>Глава IV. Боевые ракеты в авиации</b>	<b>151</b>
1. Ракетное оружие современной авиации	151
2. Ракеты класса «воздух — воздух»	153
3. Ракеты класса «воздух — земля»	160
<b>Глава V. Ракеты противовоздушной обороны</b>	<b>168</b>
1. Средства ПВО	170
2. Конструкция зенитной ракеты	184
3. Наведение зенитных управляемых ракет	188
4. Пусковые установки зенитных ракет	192
5. Вспомогательные средства	196
<b>Глава VI. Ракетное оружие военно-морского флота</b>	<b>198</b>
1. Ракетное оружие надводных кораблей	200
2. Ракеты подводных лодок	210
3. Ракеты морской авиации и береговых частей	216
<b>Заключение</b>	<b>219</b>
<b>Литература</b>	<b>222</b>

**Виктор Сергеевич Князьков,  
Виктор Васильевич Рожков**

**БОЕВЫЕ РАКЕТЫ**

**Редактор Л. И. Карнозов**  
**Художественный редактор Т. А. Хитрова**  
**Технический редактор В. Н. Кошелева**  
**Корректор В. Д. Синёва**

---

**ИБ № 281**

**Г-91263. Сдано в набор 30/XI-76 г. Подп. в печать 23/III-77 г.**  
**Изд. № 2/974. Формат 84×108<sup>1/82</sup>. Бумага тип. № 2.**  
**Цена 35 коп. Тираж 50 000 экз. Усл. печ. л. 11,76.**  
**Уч.-изд. л. 11,77. Зак. № 7-168.**

**Ордена «Знак Почета» Издательство ДОСААФ СССР.**  
**107066, Москва, Б-66, Новорязанская ул., д. 26.**

**Отпечатано с матриц 1-ой типографии Профиздата, Москва,**  
**на Книжной ф-ке им. М. В. Фрунзе, Харьков, ул. Донец-**  
**Захаржевская, 6/8.**

35 коп.