

Э. Бургес

БАМПИСТИЧЕСКИЕ
РАКЕТЫ
ДАЛЬНЕГО
ДЕЙСТВИЯ

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ
СССР

ERIC BURGESS

LONG-RANGE
BALLISTIC MISSILES

L O N D O N

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ ДАЛЬНЕГО ДЕЙСТВИЯ

Перевод с английского

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1963

355.И
Б92

Э. Бургесс

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ ДАЛЬНЕГО ДЕЙСТВИЯ

(Перевод с англ.)

В книге дано описание баллистических ракет дальнего действия США и рассматриваются способы их боевого применения с целью осуществления стратегических замыслов американского империализма.

Автор подробно рассматривает траектории полета баллистических ракет, конструкцию и технологию изготовления ракет, способы защиты головной части от аэродинамического нагрева при входе в атмосферу.

Большое внимание уделено испытаниям баллистических ракет, средствам наземного обслуживания и устройству стартовых позиций. Заключительная глава книги посвящена проблемам обнаружения и перехвата баллистических ракет.

В доходчивой форме автор излагает многие технические проблемы, иллюстрируя их схемами и фотографиями, что делает книгу доступной для широких кругов военных читателей, интересующихся ракетной техникой.

Перевод с английского
Смахтина Г. М.

ГЛАВА

1

ПРОГРАММА СОЗДАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Первоначально баллистической ракетой дальнего действия называли такой летательный аппарат, который имеет большую, чем у артиллерийского снаряда, дальность действия и у которого нет несущих аэродинамических поверхностей. Первыми ракетами, соответствующими этому определению, были немецкая ракета «Фау-2» и американские ракеты «Капрал» и «Редстоун». В настоящее время термин «баллистическая ракета дальнего действия» почти исключительно относится к баллистическим ракетам с дальностью несколько тысяч километров.

Современные баллистические ракеты дальнего действия (БРДД) подразделяются на две основные группы: баллистические ракеты средней дальности (БРСД), имеющие дальность свыше 2800 км, и межконтинентальные баллистические ракеты (МБР), дальность действия которых превышает 9000 км. Более совершенной является глобальная баллистическая ракета с дальностью свыше 18 000 км.

Две дальности — 2400 км и 9000 км — считаются наиболее целесообразными для баллистических ракет дальнего действия, имеющих стратегическое назначение. Ракеты с такой дальностью могут, конечно, использоваться и для выполнения других задач путем изменения веса полезной нагрузки. Например, меньшую полезную нагрузку можно доставить на большее расстояние. Таким образом, эти два типа ракет имеют многоцелевое назначение и могут удовлетворять различным стратегическим требованиям. Глобальная баллистическая ракета в состоянии достичь любой цели при запуске из любого пункта. Более того, она рас-

ширила бы диапазон возможных траекторий полета и тем самым усложнила бы проблему защиты от нее по сравнению с защитой от баллистических ракет средней дальности или межконтинентальных баллистических ракет, которые должны следовать по траекториям, близким к траектории с минимальным энергетическим уровнем.

Баллистическую ракету часто сравнивают со снарядом, выстреливаемым из пушки. Это соответствует действительности только в очень грубом приближении. Траектория баллистической ракеты имеет активный управляемый участок полета, за которым следует баллистический участок полета, обычно проходящий за пределами атмосферы, и, наконец, участок входа в плотные слои атмосферы, когда передний отсек, несущий боевую часть ракеты, возвращается в атмосферу Земли и падает на цель.

До сих пор тягу баллистических ракет, предназначенных для применения в военных целях, во время полета на активном участке траектории создавали ракетные двигатели. В современных теоретических и экспериментальных разработках предусматривается также запуск баллистических ракет со скоростных высотных самолетов с целью увеличения дальности ракет. Подобные ракеты называются авиационными баллистическими ракетами. Баллистическую ракету можно также запустить с искусственного спутника Земли; такая ракета называется космической баллистической ракетой.

Баллистические ракеты дальнего действия целесообразно применять против трех типов стратегических целей. Во-первых, против определенной «точечной» цели, имеющей ограниченные размеры и резко очерченные границы. Примерами таких целей являются базы для запуска ракет, производственные сооружения, промышленные энергосиловые установки, военные лагеря, военные корабли в портах, портовые сооружения, сконцентрированные войска и боевая техника. Во-вторых, по площадям, т. е. по целям довольно больших размеров со слабо различаемыми границами. Примерами таких целей являются аэродромы, широко рассредоточенные военные и промышленные сооружения, ракетные базы с рассредоточенными стартовыми позициями, ракетные испытательные полигоны, городские районы, используемые в основном в качестве военных баз, и районы сосредоточения войск или военной техники перед наступлением. В-третьих, против подвиж-

ных целей, например подвижных установок для запуска ракет, морских конвоев, скоплений боевых машин, против подводных лодок — носителей баллистических ракет.

Понятие «комплекс оружия» охватывает боевую технику, мастерство и технические приемы. Таким образом,

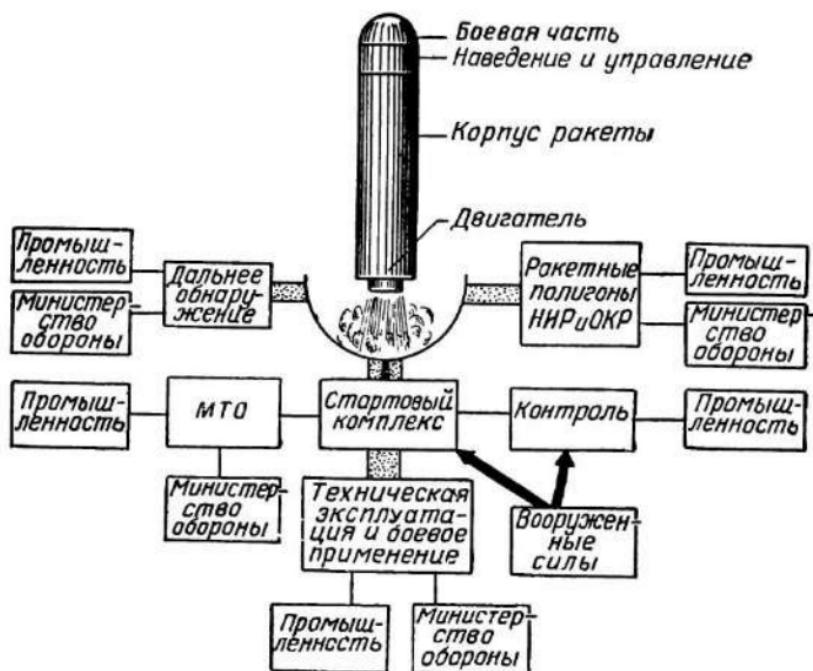


Рис. 1. Комплекс баллистического ракетного оружия дальнего действия состоит из нескольких основных элементов. К ним относятся корпус ракеты с запасом топлива, двигатель, аппаратура наведения и управления и боевая часть, а также обеспечивающие средства: стартовый комплекс, ракетные полигоны, испытательные базы, служба тыла и различные организации, находящиеся в ведении промышленности и министерства обороны

комплекс баллистического оружия входит не только сама ракета, но и все относящееся к ней вспомогательное оборудование, обеспечивающие службы и личный состав. Комплекс оружия включает все необходимое, для того чтобы выполнить поставленные перед ним боевые задачи.

Комплекс баллистического ракетного оружия дальнего действия состоит из следующих основных элементов (рис. 1): 1) корпус ракеты, 2) топливные баки, 3) турбонасосный агрегат, 4) система управления и наведения,

5) головная часть и 6) боевой заряд. Кроме того, он включает целый ряд агрегатов и систем, таких, как верньерные двигатели для корректировки конечной скорости ракеты и ошибок курса; система карданного подвеса или поворота маршевого двигателя для изменения направления его тяги; система разделения ступеней; вспомогательные источники электрического тока; наземное вспомогательное оборудование для запуска ракеты, а также оборудование для эксплуатации, ремонта и проверки ракеты, которое поддерживает ракету в состоянии постоянной боевой готовности.

Программа постройки баллистических ракет для ВВС США начала осуществляться сразу после окончания второй мировой войны. Уже в октябре 1945 г. авиационным фирмам предложили составить программу научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, обеспечивающих создание межконтинентальной баллистической ракеты. Предварительное изучение вопроса показало, что можно значительно усовершенствовать немецкую ракету «Фау-2». Газоструйные рули, используемые в ракете «Фау-2», были заменены двигателями на карданном подвесе; были установлены отделяемая головная часть, несущие топливные баки, применена улучшенная смесь ракетного топлива и создана лучшая система наведения.

В 1946 г. фирма «Норт Америкэн Авиэйшн» получила заказ на разработку ракетных двигателей для самолета-снаряда дальнего действия «Навахо», на котором в качестве ускорителя использовался ракетный двигатель, а в качестве маршевого двигателя — прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Фирме «Консолидэйтид — Валти Эркрафт» (которая затем под названием «Конвэр» стала филиалом фирмы «Дженерал Дайнэмикс») было поручено провести исследования в области систем наведения и управления, карданного подвеса маршевых двигателей ракеты и уменьшения веса конструкции ракеты дальнего действия.

Эти первые проекты ракет, имевшие название MX-770 и MX-774, в значительной степени облегчили разработку ракетных двигателей и баллистических ракет, появившихся в США в последующие десятилетия.

Однако реализация программы создания баллистических ракет протекала медленно. В военных кругах по-прежнему господствовало мнение, что обычные самолеты

или самолеты-снаряды с воздушно-реактивным двигателем являются наилучшим средством доставки фугасных зарядов на территорию противника. Баллистическая ракета дальнего действия с военной точки зрения не считалась в этом отношении достаточно эффективным средством.

Конструирование ракеты MX-774 было в основном закончено фирмой «Конвэр» в середине 1947 г. Предназначенная для экспериментальных целей, ракета MX-774 была снабжена связкой из четырех жидкостных ракетных двигателей фирмы «Риэкшн моторс» с тягой 900 кг каждый, которые подобно двигателям ракеты «Фау-2» работали на жидком кислороде и этиловом спирте. Двигатели были установлены на шарнирах; их поворот изменял направление тяги и обеспечивал управление ракетой в полете. В этом состояло коренное отличие ракеты MX-774 от ракеты «Фау-2», в которой применялись газоструйные рули. Газоструйные рули армия сохранила в своей ракете «Редстоун». На ракете MX-774, которая, по существу, являлась усовершенствованным вариантом ракеты «Фау-2», были установлены несущие баки и отделяемая головная часть.

Длина ракеты MX-774 составляла 10,4 м, диаметр — 0,76 м. Скорость ракеты в конце активного участка траектории достигала 5630 км/час, т. е. была такой же, как у ракеты «Фау-2».

Сокращение военного бюджета в июле 1947 г. привело к тому, что работы по созданию ракеты MX-774 почти прекратились. В 1948 г. на полигоне Уайт Сэндз были осуществлены три запуска ракеты MX-774. Все они прошли успешно. Полученные результаты оказались настолько обнадеживающими, что фирма «Конвэр» продолжала исследования в течение этого периода на свои средства. Однако официально работы по осуществлению программы создания баллистической ракеты прекратились, и страна попросту потеряла дорогое время.

В 1949 и 1950 гг. фирма «Рэнд Корпорэйшн» опубликовала несколько докладов о возможности создания ракетного оружия дальнего действия. В 1950 г. было создано командование научно-исследовательских работ BBC США, задачей которого являлась организация научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ для BBC. В 1951 г. была начата работа над проектом MX-1593, от которого требовалось сравнение потенциаль-

ных возможностей баллистической и планирующей ракет. Фирма «Конвэр», добившаяся успехов в создании ракеты MX-774, получила задание на разработку эскизного проекта межконтинентальной баллистической ракеты. В сентябре 1951 г. этой ракете было присвоено условное название «Атлас».

В то время большим препятствием для военного применения баллистической ракеты было низкое отношение мощности заряда боевой части к ее весу. Чтобы взрыв боевой части ракеты поразил цель независимо от неизбежных ошибок в наведении и от отклонения ракеты от цели, мощность заряда боевой части должна быть достаточно большой. Использование боевых головок с ядерным зарядом требовало стартового веса порядка 450 т при полете ракеты на межконтинентальную дальность. При уровне развития техники в 1951 г. ракете с таким весом понадобилось бы семь огромных ракетных двигателей, а для изготовления такой ракеты и обеспечения ее запуска промышленности, как полагали в то время, пришлось бы затратить поистине фантастические усилия.

В то время как правительство США оставило без внимания эту перспективу, Советский Союз поступил иначе. В результате в Советском Союзе мощные ракетные ускорители появились раньше, чем их спроектировали в США. Естественно, что создание этих ускорителей было составной частью программы космических исследований. Таким образом, деятельность американцев по освоению космоса затормозилась, и понадобится много лет, прежде чем США смогут исправить это положение.

Когда фирма «Конвэр» получила задание на разработку проекта MX-1593, вопрос о баллистических ракетах все еще не был решен, поэтому разработка проекта межконтинентальной ракеты «Атлас» велась на очень ограниченной опытно-конструкторской базе. Но к концу 1952 г. эти работы приобрели большое значение. Серьезные успехи были достигнуты комиссией по атомной энергии в осуществлении термоядерной реакции. Осенью 1952 г. появилась водородная бомба. Достижения в ядерной технике показали, что отношение мощности заряда боевой части к ее весу можно значительно увеличить. Таким образом, появление небольших боевых головок с мощным зарядом открыл путь для создания МБР со значительно меньшим стартовым весом.

В июне 1953 г. Тревор Гарднер, который тогда был специальным помощником министра авиации по научно-исследовательским и опытно-конструкторским работам, организовал комитет для рассмотрения вопроса о необходимости создания стратегических ракет BBC. В состав комитета вошли виднейшие ученые страны. Они рекомендовали руководству BBC возобновить работы в области баллистических ракет.

Комитет пришел к заключению, что при надлежащем внимании, финансировании и целеустремленности можно быстро разработать боевые образцы МБР и оснастить ими BBC. BBC одобрили программу создания баллистических ракет, и с мая 1954 г. опытные работы по ее осуществлению были признаны важнейшими среди других опытных разработок для BBC. В июле 1954 г. в Инглвуде было создано западное научно-исследовательское управление командования научно-исследовательских работ BBC, позднее названное управлением баллистических ракет BBC.

Первоначально этой программой предусматривалось создать МБР со скоростью 25 000 км/час и дальностью более 9000 км. Позднее, в мае 1955 г., было принято решение создать баллистическую ракету средней дальности, которая имела бы скорость 16 000 км/час и дальность 2700 км. Исходя из принципа дублирования опытных работ, предусматривалось создание двух типов МБР — «Атлас» и «Титан» с использованием разных конструктивных решений. Планировалось создание только одной БРСД — ракеты «Тор», так как армия уже вела разработку БРСД «Юпитер», взяв за основу конструкцию ракеты «Редстоун».

Проектирование ракеты «Титан» развернулось через год после начала работ по созданию МБР «Атлас». Были отобраны две фирмы для проектирования основных агрегатов и систем — корпуса ракеты, двигателя, системы наведения, головной части и наземного оборудования.

Ракета «Атлас» является одноступенчатой ракетой с двумя сбрасываемыми стартовыми двигателями. Ракеты такой конструкции стали называться полутораступенчатыми. Топливные баки и один маршевый двигатель оставались на ракете. Преимуществом такой конструкции по сравнению с двухступенчатой ракетой являлось устранение необходимости запуска мощного жидкостного ракетного двигателя второй ступени на больших высотах. Этот

новый метод повышал надежность ракеты. Однако он не позволял использовать все те преимущества, которые дает многоступенчатое построение ракеты. А это означало необходимость добиваться более высокого отношения стартовой и конечной масс у одноступенчатой ракеты, что в свою очередь требовало совершенно новых конструкций и очень внимательного подхода к использованию топлива. Следовало обеспечить выгорание всего топлива к моменту отсечки двигателя, оставив минимальное количество топлива в насосной системе, охлаждающем тракте и топливных коммуникациях двигателя.

При разработке ракеты «Титан» было принято двухступенчатое построение ракеты, а это потребовало обеспечения надежного запуска двигателя второй ступени на большой высоте. Риск, на который сознательно шли конструкторы, оправдал себя. Проект ракеты «Титан» оказался весьма удачным.

Предполагалось, что опытные работы по созданию ракет «Атлас», «Тор» и «Титан» будут дополнять друг друга. Опыт, накопленный в процессе производства и испытания ракеты «Тор», был использован при создании ракеты «Атлас», и таким образом удалось избежать дорогостоящего дублирования некоторых работ. Опыт, накопленный при создании ракет «Атлас» и «Тор» был учтен конструкторами ракеты «Титан», что позволило быстро изготовить эту основную МБР.

Кроме того, было намечено по возможности обеспечить взаимозаменяемость агрегатов каждой из этих ракет, и тогда неожиданные осложнения в разработке любого из агрегатов не задержали бы разработку всей ракеты. У ракеты «Тор», например, жидкостный ракетный двигатель, система наведения и головная часть были в основном такими же, что и у других ракет.

Принцип взаимозаменяемости позволил изготовить ракету «Тор» через одиннадцать месяцев после подписания контракта на ее разработку, и первый запуск был произведен через тринадцать месяцев после подписания контракта. К октябрю 1957 г. дальность полета ракеты «Тор» была доведена до 4400 км, т. е. на 1620 км превысила ее проектную дальность.

Чтобы ускорить выполнение программы создания баллистических ракет, командование ВВС возложило задачу технического руководства по этой программе на отделе-

ние «Спейс технологи лабратриз» фирмы «Рамо Вулдридж». Проектирование и конструирование корпуса ракеты «Атлас» было поручено отделению «Конвэр» фирмы «Дженерал Дайнэмикс», проектирование корпуса ракеты «Титан» — фирме «Мартин», корпуса ракеты «Гор» — фирме «Дуглас Эркрафт». Система наведения разрабатывалась ведущими промышленными фирмами «Америкэн Бош Арма» и «Берроуз», отделением тяжелого военного электронного оборудования фирмы «Дженерал электрик», отделением «АС Спарк Плаг» фирмы «Дженерал моторс», Массачусетским технологическим институтом, фирмой «Сперри-Рэнд» и «Белл телефун лабратриз», входящей в фирму «Уэстэрн электрик».

Разработка очень важной части ракеты, возвращающейся в атмосферу, была поручена фирме «Авко» и отделению ракетных и артиллерийских систем фирмы «Дженерал электрик».

Для больших баллистических ракет были необходимы двигатели с большой тягой. Такие двигатели были спроектированы и построены отделением «Рокетдайн» фирмы «Норт Америкэн Авиэйши» и фирмой «Аэроджет Дженирал» (филиал фирмы «Дженерал Тайр энд Раббер»). Тысячи небольших фирм поставляли этим двум фирмам специализированное электронное оборудование и агрегаты, а также давали необходимую техническую консультацию. Для изучения некоторых вопросов были привлечены многие лаборатории и университеты.

Руководство по военной линии и общее руководство этой огромной программой осуществляло управление баллистических ракет ВВС — весьма компетентная административная организация с опытным, высококвалифицированным инженерным составом. Отдел баллистических ракет командования материально-технического обеспечения ВВС оказывал помощь в размещении заказов, отвечал за закупку комплектующих изделий, снабжение материальными средствами, ремонт и транспортировку.

После утверждения в 1954 г. программы создания баллистических ракет она в течение года превратилась из первоочередной программы ВВС в важнейшую военную программу правительства США. К середине 1959 г. с целью осуществления этой программы было привлечено 30 головных исполнителей и более 200 фирм-субподрядчиков, которым была поручена разработка и изготовление отдель-

ных агрегатов и систем. Тысячи различных фирм работали по заданиям головных исполнителей. В создании баллистических ракет участвовали 22 отрасли промышленности, и этими работами было занято свыше 80 000 человек, в том числе 18 000 научно-исследовательских работников и инженеров.

В сентябре 1959 г. была проведена реорганизация центра баллистических ракет командования материально-технического обеспечения ВВС США в Инглвуде с целью улучшения административного контроля за выполнением сложных ракетных программ. Наблюдение за системами ракетного оружия «Атлас», «Титан», «Гор», «Минитмен» возглавило вновь созданное управление баллистических ракет. Два самостоятельных управления: по системам и по материальным средствам — были объединены в управление материально-технического обеспечения. Это новое управление несло ответственность за обеспечение материальными средствами, монтаж объектов, поставку систем наведения, двигателей и боевых головок. Из отдельных штабных организаций было образовано новое управление заготовок и производства.

Программа создания баллистических ракет дальнего действия ВВС США представляла собой самую крупную по масштабам программу технических разработок, когда-либо осуществлявшихся в США. Ее выполнение делало необходимым развитие почти всех отраслей техники и науки, связанных с управляемым оружием.

Но самое важное заключалось в том, что осуществление программы требовало колоссального роста производственных мощностей и расширения производства за очень короткий период времени. Были спроектированы и построены совершенно новые типы промышленных предприятий, сложные испытательные полигоны (рис. 2), возникли новые отрасли промышленности для разработки и изготовления специальных систем и их компонентов.

Составляя программу создания баллистических ракет, ВВС США все время имели в виду конечные цели этих работ, а именно: быстрое налаживание серийного производства ракет и оснащение ими частей ВВС.

Быстрое налаживание серийного производства ракет решалось путем использования в серийном производстве того же производственного оборудования, что и при изготовлении опытных образцов ракет. Решение проблем, свя-

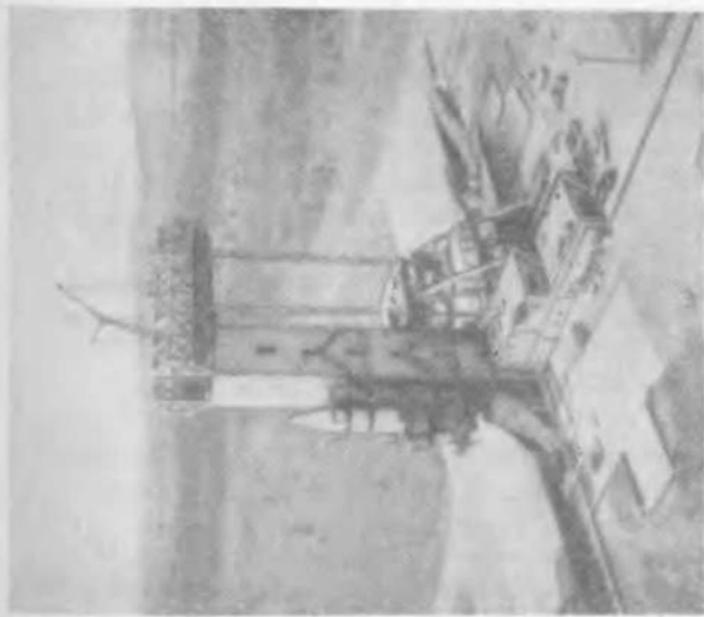
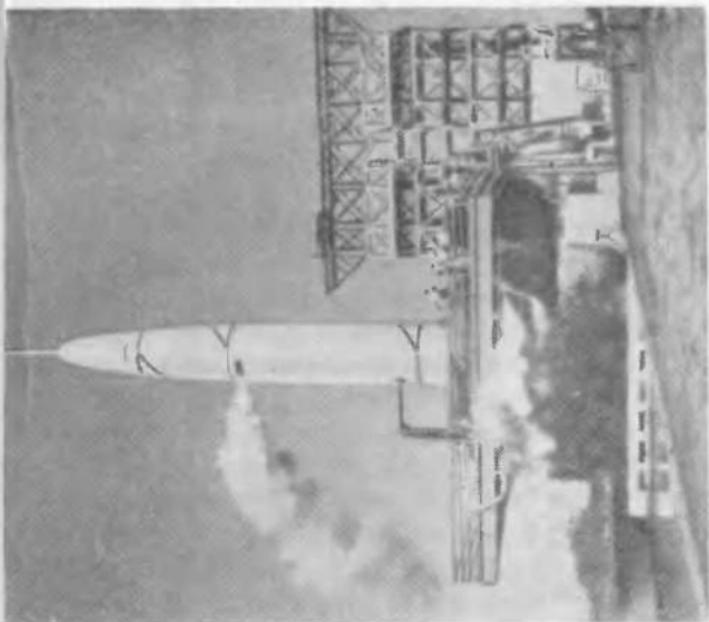


Рис. 2. Для создания баллистических ракет необходимы комплексные испытательные установки и стендов. На левом снимке показаны стенды для испытания БРСД «Юпитер» в Редстоунском арсенале в Хантсвилле (штат Алабама). Этот стенд модифицируется для проведения испытаний большого ракетного ускорителя «Сатурн», предназначенного для космических исследований. На правом снимке стартовый комплекс БРСД «Тор» на мысе Канаверал, предназначенный для проведения опытных работ по БРСД. Ниже стартового стола можно видеть пламеотражатель, который отводит газовый поток в стороны от стартового стола

занных со скорейшим достижением необходимого уровня боевой готовности, требовало создания достаточно точной системы наведения, обеспечения высокой надежности самой ракеты и всей системы оружия, а также обеспечения простоты эксплуатации, с тем чтобы ракеты можно было держать в состоянии постоянной боевой готовности при минимальной трате времени на предстартовое обслуживание.

Взяв на себя руководство разработкой баллистических ракет, BBC смогли сократить намеченные сроки. Классические этапы, связанные с производством нового оружия: исследование, разработка, испытание и введение оружия в арсенал боевых средств — были объединены. Такая система руководства позволила осуществить разработку, производство и подготовку к поставке ракет на вооружение как три одновременно выполняемые операции. Совместно с проектированием и разработкой ракет отрабатывалась технология их серийного производства. Таким образом, задержки в переходе к серийному производству сводились к минимуму. В то же время проводилось обучение личного состава, предназначенного для обслуживания ракетных баз, с использованием макетов ракет. Изготовление наземного вспомогательного оборудования и постройка баз проводились таким образом, что вся система оружия могла поступить на вооружение вскоре после сборки первых серийных ракет.

В соответствии с программой подготовки кадров база BBC Ванденберг, расположенная к северу от Лос-Анджелеса, была превращена в учебный центр по БРСД и МБР. Одновременно она являлась боевой базой для МБР.

После принятия в ноябре 1956 г. решения о передаче BBC бывшей армейской базы Кемп-Кук и о переименовании ее в базу BBC Ванденберг началось строительство пусковых столов, станций наведения и слежения и пунктов управления. На строительство было ассигновано 100 млн. долларов. В 1957 г. на базе были сформированы первая ракетная дивизия стратегического авиационного командования и 704-е крыло стратегического авиационного командования; персонал канадских и английских BBC также обучался запуску ракеты «Тор», которая поступила на вооружение BBC Англии в 1958 г.

В соседнем Ломпоке и на самой базе Ванденберг началось строительство жилых помещений. Ожидалось при-

бытие на базу многочисленного технического и военного персонала в связи с тем, что, помимо своего учебно-боевого назначения, база Ванденберг должна была стать составной частью нового ракетного полигона, создаваемого на Тихоокеанском побережье. С этого полигона намечалось производить многочисленные экспериментальные запуски ракет в космос. Этот полигон давал возможность испытывать ракеты дальнего действия и противоракетные снаряды на огромных просторах Тихого океана. К тому же он был единственным местом в США, откуда можно было осуществлять запуск искусственных спутников Земли на полярную орбиту, исключающую полет ракеты-носителя над населенными районами на начальном участке траектории, когда должны сбрасываться ускорители.

На базе Ванденберг был построен комплекс сооружений для запуска боевых МБР. Каждая стартовая позиция состоит из нескольких пусковых столов, центра наведения и пункта управления. Два здания служат для приема и проверки ракет, когда они поступают на базу. Проводится полная проверка каждой ракеты, ее систем и компонентов. Затем ракета перевозится на одну из стартовых позиций. Три человека, имеющих автоматическое контрольно-проверочное оборудование, могут подготовить и запустить МБР «Атлас» менее чем за 15 мин. Ракеты, входящие в состав боевых средств стратегического авиационного командования, находятся в состоянии постоянной боевой готовности для стрельбы по закрепленным за ними целям.

Для подготовки личного состава, обслуживающего боевые баллистические ракеты, были созданы специальные учебные курсы. Первый учебный центр для подготовки специалистов по баллистическим ракетам был создан в мае 1958 г. фирмой «Дуглас Эркрафт» в Таксоне (штат Аризона). В течение 19 месяцев там готовили специалистов по ракете «Тор». На курсах прошли обучение 1863 человека — офицеры, сержанты и рядовые BBC США и Англии. На этих курсах они изучали все системы ракеты и наземное вспомогательное оборудование. Обучение по другим разделам учебной программы проводилось фирмой «АС Спарк Плаг» в Милуоки (система наведения) и фирмой «Рокетдейн» в Ван-Найсе, штат Калифорния (двигатель). Группы слушателей участвовали в подготовке ракет к запуску и в запусках ракет на базе Ванденберг.

Когда гражданские организации выполнили программу подготовки необходимого количества специалистов, ответственность за подготовку дополнительного количества специалистов по ракетам была возложена на учебный центр ВВС по подготовке технического состава на аэродроме Шеппарт (штат Техас) и Чанут (штат Иллинойс).

Создание крупных баллистических ракет потребовало разработки мощного жидкостного ракетного двигателя. В апреле 1946 г. ВВС заключили контракт с фирмой «Норт Америкэн Авиэйшн» на проведение изысканий с целью создания мощных ракетных двигателей. Эта работа в конечном итоге должна была привести к разработке снаряда дальнего действия. Фирмой «Норт Америкэн Авиэйшн» в начале работ была построена точная копия немецкой ракеты «Фау-2», а затем был создан управляемый самолет-снаряд дальнего действия «Навахо».

Главной задачей при конструировании самолета-снаряда «Навахо» было проектирование однокамерного жидкостного ракетного двигателя с тягой около 34 000 кг, который должен был обеспечить дальность 800 км. Позднее была создана новая модель самолета-снаряда под обозначением G-26, которая имела двухкамерный ЖРД, развивающий тягу 108 860 кг, что обеспечило значительно большую дальность. Для последнего варианта самолета-снаряда «Навахо» (модель G-38) потребовалась разработка трехкамерного двигателя с тягой 183 700 кг с целью обеспечения межконтинентальной дальности.

Модель G-26 успешно прошла летные испытания, а разработка модели G-38 была доведена почти до стадии летных испытаний, когда в 1957 г. работа над проектом «Навахо» прекратилась.

Лаборатория фирмы «Рокетдайн» для испытания двигателей, построенная в горах Санта-Сюзанна в западной части долины Сан-Фернандо (штат Калифорния), начала действовать 2 марта 1950 г., когда был проведен первый запуск двигателя с большой тягой. Интерес армии к БРСД, снабженной однокамерным ЖРД, заставил воспользоваться опытом, полученным при создании самолета-снаряда «Навахо». Началась разработка двигателя с тягой 34 000 кг для ракеты «Майор», которая позднее стала называться «Редстоун».

В начале 1954 г. для МБР «Атлас» предполагалось применить связку из пяти ЖРД, которая должна была

обеспечить тягу 272 000 кг. В конце 1954 г. снижение веса полезной нагрузки привело к появлению современной ракеты «Атлас» с двумя ракетными ускорителями и одним маршевым двигателем, которые совместно развивали тягу 163 000 кг на уровне моря.

Быстрой разработке двигателей для МБР «Атлас» способствовал опыт, накопленный при создании самолета-снаряда «Навахо». Другим важнейшим фактором была программа усовершенствования имеющихся ракетных двигателей, за которую отвечали BBC. Исследования, выполненные по этой программе, явились причиной огромного количества достижений в позднейших конструкциях ракетных двигателей.

На базе стартовых ускорителей ракеты «Атлас» были разработаны двигатели с тягой 68 000 кг для БСРД «Юпитер» и «Тор». Во время разработки и первых летних испытаний двигателей для ракет BBC «Атлас» и «Тор» и для армейских ракет «Юпитер» и «Редстоун» начались исследования с целью разработки однокамерного ракетного двигателя с чрезвычайно большой тягой. В ноябре 1959 г. фирма «Норт Америкэн Авиэйшн» переключила свою группу, занимавшуюся разработкой ЖРД для самолетов-снарядов «Навахо», на другие работы. Разработка двигателей была передана фирме «Рокетдайн», являющейся отделением фирмы «Норт Америкэн Авиэйшн».

Ранее, в сентябре 1958 г., управление перспективного планирования научно-исследовательских работ министерства обороны США возложило на управление баллистических ракет армии ответственность за разработку мощного жидкостного ракетного двигателя для первой ступени космической ракеты «Сатурн». Фирме «Рокетдайн» был дан заказ на разработку стартового двигателя Н-1, в котором связка из восьми двигателей должна была обеспечить тягу 680 т (рис. 3).

В декабре 1958 г. фирма «Рокетдайн» получила заказ от национального комитета по аeronautике и исследованию космического пространства (NASA) на проектирование однокамерного жидкостного ракетного двигателя, имеющего тягу 680 т. Связка из шести таких двигателей предназначалась для использования в качестве стартового двигателя космической ракеты «Нова».

К концу 1959 г. жидкостные ракетные двигатели фирмы «Рокетдайн» широко использовались для баллистиче-

ских и исследовательских космических ракет. К этому времени ракеты «Тор», «Юпитер», «Атлас» и «Редстоун» поступили на вооружение стратегического авиационного командования и армии США и английских BBC¹.

В марте 1942 г. по инициативе доктора Теодора фон Кармана и некоторых его учеников была создана фирма «Аэроджет Дженерал» для изготовления ракетных двигателей. В 1943 г. в Азусе (штат Калифорния) был построен опытный завод для изготовления твердого топлива, который вскоре превратился в промышленное предприятие, занимающееся изготовлением твердого топлива и пороховых шашек для ракетных ускорителей, используемых авиацией ВМС.

В 1945 г. фирма «Дженерал Тайр энд Раббер» приобрела большую часть акций фирмы «Аэроджет». Расширение деятельности фирмы привело к созданию ее филиала

Рис. 3. Ракетные двигатели больших баллистических ракет используются для космических ракет. Связка двигателей Н-1 фирмы «Рокетдайн» для ракеты «Сатурн», установленная на испытательном стенде в Редстоунском арсенале

в 1951 г. вблизи Сакрамонто (штат Калифорния).

Фирма «Аэроджет» выпускает жидкостные ракетные двигатели для первой и второй ступеней ракеты «Титан». Эти двигатели (рис. 4) состоят из трех основных узлов:

¹ По соглашению между правительствами США и Великобритании бомбардировочное командование английских BBC получило в 1958 г. во временное пользование 60 ракет «Тор», которые были размещены на восточном побережье Англии. Ядерные боеголовки к этим ракетам находились в ведении американцев. К концу 1963 г. все ракеты «Тор» должны быть возвращены в США. — Прим. ред.

камеры сгорания, турбонасосного агрегата с двухступенчатой газовой турбиной мощностью 3900 л. с. и рамы двигателя. Камера сгорания состоит из 250 трубок из нержавеющей стали, сваренных друг с другом в продольном направлении. Для трубчатой камеры фирме пришлось разработать новый технологический процесс изготовления стальных трубок. Кроме этого, фирма «Аэроджет»

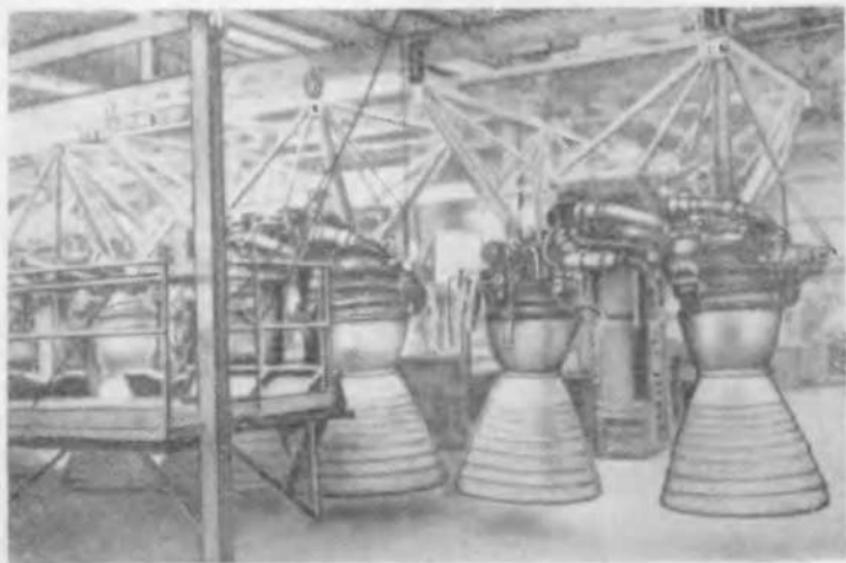


Рис. 4. Большие ракетные двигатели для первой ступени МБР «Титан» показаны в процессе окончательной сборки на заводе фирмы «Аэроджет» в Сакраменто

разработала наиболее рациональную форму камеры сгорания (в виде кринолина) и сконструировала облегченные форсунки с регулировкой подачи компонентов в камеру сгорания.

Турбонасосный агрегат подает горючее и окислитель в камеру сгорания под большим давлением и в большом количестве. Агрегат состоит из двух насосов: одного — для жидкого кислорода, другого — для горючего. Они приводятся в действие двухступенчатой газовой турбиной через редуктор, к которому подается смазка. Часть горючего и жидкого кислорода поступает из баков ракеты в газогенератор для образования горячих газов, которые врачают турбину. По своей конструкции этот турбонасосный агрегат считается одним из самых легких образцов ротационных машин.

Огромные нагрузки, создаваемые тягой двигателя при работе, должны передаваться корпусу ракеты. Рама, которая служит для подвески двигателей первой ступени ракеты «Титан» (рис. 5), представляет собой трубчатую, выполненную из закаленной стали конструкцию и имеет четыре узла крепления к корпусу ракеты. Эти же узлы

должны воспринимать вес всей ракеты перед запуском. В первой ступени ракеты «Титан» установлены две камеры сгорания и два турбонасосных агрегата, во второй ступени—одна камера сгорания и один турбонасосный агрегат.

Двигатель для ракеты «Титан» представляет собой простую, надежную конструкцию, отличающуюся чрезвычайно малым весом. Это дает более высокое отношение веса топлива к весу конструкции ракеты, чем при ракетных двигателях иного типа. Этот двигатель обладает также резервами увеличения тяги и улуч-

Рис. 5. На снимке ракеты «Титан» можно видеть, как устанавливаются ракетные двигатели в первой ступени ракеты. Тяга от двигателей передается ракете через раму, на которой крепятся двигатели, представляющую собой трубчатую из закаленной стали конструкцию

шения других характеристик. Фирма «Аэроджет» разрабатывает на базе этого двигателя более совершенные двигатели для МБР и других типов ракет.

Завод по изготовлению двигателей твердого топлива фирмы «Аэроджет» в Сакраменто разработал двигатели твердого топлива для двухступенчатой баллистической ракеты «Поларис», принимал участие в разработке двигателей для трехступенчатой ракеты «Минитмэн» и изготавливает двигатели твердого топлива для авиационной баллистической ракеты.

ВМС США с некоторого времени проявляют интерес к мощным ракетам. Научно-исследовательская лаборатория

рия ВМС предложила, чтобы исследования атмосферы на больших высотах были предприняты с использованием мощных ракет, и она же руководила запусками ракет «Фау-2» в верхние слои атмосферы, проведенными армией на полигоне Уайт Сэндз (штат Нью-Мексико).

ВМС США дали заказ фирме «Гленн Мартин» в августе 1946 г. на проектирование и изготовление десяти исследовательских ракет «Викинг», которые смогли бы поднять научные приборы весом 136 кг на высоту около 160 км. Изготовление ракет «Викинг» началось в декабре 1948 г., и первый опытный запуск такой ракеты состоялся в мае 1949 г. на испытательном полигоне Уайт Сэндз. Стартовый вес ракет колебался от 4470 кг до 6670 кг. С их помощью должны были изучаться космические лучи, состав атмосферы, распространение радиоволн, спектр Солнца, а также производиться высотное фотографирование. Позднее эта программа была развернута в программу запуска искусственных спутников Земли «Авангард».

В сентябре 1947 г. состоялся запуск ракеты «Фау-2» с авианосца «Мидуэй». Сама ракета не сработала, но запуск ее с корабля в море прошел успешно. Позднее, в 1948 г., корабль ВМС США «Нортон Саунд» был оснащен оборудованием для запуска ракет; с него успешно провели несколько запусков ракеты «Викинг» и большое количество высотных запусков ракеты «Аэроби».

Первоначально ВМС вместе с армией руководили разработкой БРСД «Юпитер», но проблемы, связанные с размещением жидких ракетных топлив на борту корабля, были настолько сложны, что ВМС решили создать ракету с ракетным двигателем твердого топлива.

О планах создания корабельной баллистической ракеты «Поларис» впервые было объявлено в январе 1957 г. В связи с недостатком места на корабле, весовыми ограничениями и трудностями обращения с ракетой на борту корабля при выполнении боевых задач ВМС считало необходимым, чтобы ракета «Поларис» была легче и меньше по размеру, чем другие БРСД, запланированные для ВМС США. В январе 1958 г. ВМС приняли программу ускоренной разработки ракеты «Поларис», в соответствии с которой она должна была поступить на вооружение в 1960 г. и предназначалась для запуска не с кораблей, а с атомных подводных лодок.

Отделение ракет и космических летательных аппаратов фирмы «Локхид Эркрафт» было избрано головным исполнителем всего ракетного комплекса «Поларис». Главными субподрядчиками фирмы «Локхид» были фирмы «Аэроджет Дженерал» (по двигателям) и «Дженерал электрик» (по системе наведения). Фирма «Вестингауз электрик» отвечала за поставку стартового оборудования, а фирма «Дженерал электрик» — за поставку оборудования управления запуском. Системы навигации ракеты и подводной лодки были разработаны фирмой «Сперри Джайроскоуп» и отделением «Отонетикс» фирмы «Норт Америкэн Авиэйшн». Массачусетский технологический институт сотрудничал с промышленными фирмами в разработке систем наведения, управления запуском и навигации.

Работы по программе «Поларис» начались в 1956 г. и шли по трем направлениям. В течение 1955 и 1956 гг. фирма «Локхид» по заказу ВМС работала над экспериментальной ракетой X-17, предназначеннной для исследования условий входа в плотные слои атмосферы. Успешные полеты этой многоступенчатой ракеты с РДТТ, составлявшие 94 % всех запусков, продемонстрировали надежность больших ракетных двигателей твердого топлива.

По контракту с главным авиационно-техническим управлением ВМС фирма «Локхид» осенью 1956 г. приступила к исследованиям в области БРСД. Приблизительно в это же время ВМС изучали преимущества запуска ракеты с кораблей.

Первоначально ВМС работали совместно с армией над созданием БРСД «Юпитер». Предполагалось, что ракета будет иметь связку двигателей твердого топлива. ВМС США создали отдел специальных проектов, который хотя и находился в административном подчинении у главного управления вооружения ВМС, но в общем был автономным.

Специальные проекты разрабатывались временными оперативными группами, и отдел имел право привлекать в эти группы лучших гражданских и военных специалистов.

Главное авиационно-техническое управление ВМС, учитывая уже проведенные фирмой «Локхид» исследования в области БРСД, решило, что заказ на разработку баллистической ракеты для подводной лодки следует дать

фирме «Локхид». Отдел специальных проектов согласился с этим заключением.

Созданная отделом специальных проектов оперативная группа из 30 специалистов в течение двух месяцев проводила исследования, в результате которых было решено отказаться как от ракет, снабженных ЖРД, так и от ракет, снабженных связками РДТТ. Ракета с ЖРД оказалась неприемлемой с точки зрения организации снабжения, к тому же запуск такой ракеты с корабля был сопряжен с неустранимыми трудностями. Связка двигателей твердого топлива чрезмерно увеличивала габариты ракеты.

Тем не менее на основе прогнозов комиссии по атомной энергии о возможности создания небольших боеголовок с мощным зарядом и заверений фирмы «Аэроджет», что она сможет изготовить РДТТ с большой шашкой твердого топлива, было принято решение продолжать работу в этой области. Была определена современная конфигурация ракеты. При этом предусматривалось создать такую ракету, которая не устареет в течение срока службы атомной подводной лодки, т. е. размеры, форма и характер запуска ракеты должны оставаться неизменными в течение 15—20 лет. Решение приступить к разработке ракеты «Поларис» было принято в конце декабря 1956 г.

Первоначально считалось, что боевой образец ракеты «Поларис», удовлетворяющий всем требованиям ВМС, может быть изготовлен не ранее 1963 г. Однако в связи с тем, что предусмотренные программой работы выполнялись раньше намеченных сроков, в октябре 1957 г. было решено сократить срок изготовления боевого образца ракеты на два года и установить новый срок окончания работ — конец 1960 г.

В окончательном виде БРСД «Поларис» представляет собой двухступенчатую ракету с РДТТ и инерциальной системой наведения. Ракету можно запускать с подводных лодок, находящихся в подводном и надводном положениях, или с кораблей. Первоначально была задана дальность действия не менее 2300 км и ракета должна была нести ядерную боеголовку.

В 1958 г. под руководством фирмы «Локхид» началась подготовка специалистов для обслуживания ракеты «Поларис», для экипажей подводных лодок-ракетоносцев, а также для предприятий, выпускающих эти ракеты. Первое соединение ВМС, имеющее на вооружении баллистиче-

ские ракеты «Поларис», получило название 17-й эскадры подводных лодок.

Курс обучения предусматривал восемь недель теоретических занятий в училище ВМС, а затем восемь недель классных и практических занятий у макета ракеты «Поларис» на фирме «Локхид». Основная масса сержантов и рядовых, обучавшихся на курсах, была из состава расчетов, обслуживающих ракеты и торпеды. Подготовку на

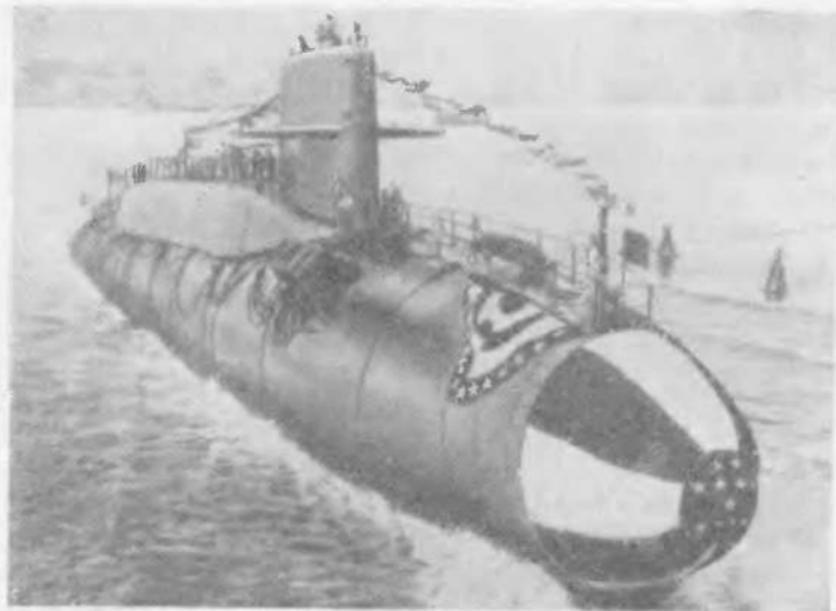


Рис. 6. Атомная подводная лодка «Патрик Генри», вооруженная 16 ракетами «Поларис». Лодка имеет длину 115 м и водоизмещение 5400 т

фирме «Локхид» прошли все офицеры, сержанты и рядовые, из которых предстояло составить боевые расчеты ракет. Изучение двигателей, системы наведения и системы управления запуском ракеты проводилось на заводах фирм-изготовителей.

Пока атомные подводные лодки не были готовы, обучение проводилось также на мысе Канаверал и на корабле «Обзервэйшн Айленд».

Важным элементом ракетного комплекса «Поларис» является атомная подводная лодка (рис. 6). Каждая атомная подводная лодка имеет на борту 16 ракет. Первоначально

чально предполагалось построить девять атомных подводных лодок, вооруженных этими ракетами, и в дальнейшем заказывать по три такие лодки ежегодно до тех пор, пока флот не накопит достаточно мощный потенциал баллистических ракет «Поларис»¹.

Первая атомная подводная лодка — «Джордж Вашингтон», предназначенная для запуска баллистических ракет, была спущена на воду 9 июня 1959 г. и введена в строй 30 декабря 1959 г. Подводная лодка «Патрик Генри» была спущена 22 сентября 1959 г., «Теодор Рузвельт» — 3 октября 1959 г., «Роберт Ли» — в декабре 1959 г. Эти подводные лодки вводились в строй приблизительно через шесть месяцев после спуска на воду.

Итак, все три основных рода войск США были оснащены новым видом оружия — баллистическими ракетами дальнего действия, которые могут доставлять боевые головки с фугасным или ядерным зарядом на большие расстояния менее чем за 30 мин. История создания основных типов баллистических ракет США и их характерные особенности даются в следующей главе.

¹ В настоящее время США имеют утвержденную программу строительства 41 атомной подводной лодки-ракетоносца. В начале 1963 г. в состав ВМС входили 10 таких лодок. — Прим. ред.

ГЛАВА

2

АРСЕНАЛ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Несмотря на постоянное совершенствование баллистических ракет, их первые образцы, изготовленные для американских вооруженных сил, всегда будут представлять интерес. Ракеты «Редстоун», «Юпитер», «Атлас», «Титан», «Тор» и «Поларис» не только положили начало боевым соединениям баллистических ракет, но их также использовали в качестве ракет-носителей для вывода на орбиту искусственных спутников Земли, для пробных запусков научной аппаратуры в сторону Луны и в глубины космического пространства и при осуществлении первых полетов человека в космос.

Настоящая глава посвящена описанию этих баллистических ракет и истории их создания. Ракета «Редстоун» включена в этот обзор потому, что она применялась в качестве ускорителя для вывода на орбиту первого американского искусственного спутника Земли.

Ракета „Редстоун“

Ракета «Редстоун» — это баллистическая ракета средней дальности с жидкостным ракетным двигателем. Ее официальное название «система армейского тактического оружия .SSM-A-14»; она предназначена для использования против наземных целей на дальностях, далеко выходящих за пределы действия обычной артиллерии.

Работа по созданию этой ракеты была начата отделом разработок управления баллистических ракет армии США под руководством Вернера фон Брауна. Головным исполнителем по ракете «Редстоун» в 1952 г. стала фир-

ма «Крайслер», которая разработала технологию изготовления ракеты и организовала серийное производство этих ракет для армии США.

Большой опыт работы фирмы в области автомобилестроения был использован ею при изготовлении ракеты «Редстоун». Например, сложной технической задачей явилась проблема соосности двигательной установки и ракеты. Фирма «Крайслер» решила эту проблему с помощью оптического прибора. В сопле двигателя помещался коллиматор, который регулировался так, чтобы он находился на линии визирования, которая предварительно устанавливалась перпендикулярно центру установочного фланца.

Отделение «Форд инструментс» фирмы «Сперри Ранд» изготовило для ракеты «Редстоун» систему наведения и управления, отделение «Рокетдайн» — жидкостный ракетный двигатель, фирма «Рейнолдс метал» — секции корпуса.

Баллистические ракеты «Редстоун» были установлены на стартовых площадках в Германии в 1958 г. и включены в состав вооруженных сил НАТО (рис. 7). Надежность ракеты характеризуется 35 успешными запусками из 38 запусков, осуществленных в течение пяти с половиной лет начиная с 29 августа 1953 г. В это число входят три боевых запуска, проведенных войсками. Высокая надежность ракеты «Редстоун» позволила применить ее в качестве ракеты-носителя на первых этапах работ по освоению космоса.

Летом 1958 г. две ракеты «Редстоун» забросили атомные боевые головки, которые были взорваны в ионосфере на высоте 80 км над Тихим океаном в районе острова Джонстон.

Армия использует ракеты класса «земля — земля» с целью увеличения дальности и усиления огневой мощи своей тяжелой артиллерии. Поэтому командирам наземных войск придаются ракетные войска, оснащенные управляемыми ракетами дальнего действия класса «земля — земля», которые располагаются в глубоком тылу на скрытых позициях, откуда можно вести огонь по районам большой протяженности и глубины. При необходимости обеспечить войска огневой поддержкой ракетные части используются как обычная артиллерия.

Ракета «Редстоун» проектировалась с таким расчетом, чтобы саму ракету и всю ее пусковую систему можно



Рис. 7. Баллистические ракеты «Редстоун», которые были установлены на территории ФРГ в 1958 г.

Вверху: сборка ракеты в полевых условиях перед запуском. Отсек с приборами и боевая часть отделены от топливных баков и двигательной установки. Внизу: послестыкования обеих частей ракета с помощью лебедок устанавливается для запуска в вертикальное положение и затем запускается с небольшой подвижной пусковой платформы

было перевозить на самолетах, по железной дороге или на автомашинах и чтобы войска могли собрать ракету и запустить ее в полевых условиях. Боевой вариант ракеты имеет длину приблизительно 19,2 м и диаметр 1,8 м, однако первые образцы ракеты имели небольшие отклонения от этих размеров. Форма ее цилиндрическая, с конической носовой частью и крестообразным хвостовым оперением.

Основными элементами ракеты являются жидкостный ракетный двигатель «Рокетдайн» А-6, отсек с топливными баками, составляющий основную часть корпуса ракеты, и боевая часть с системой управления, которая отделяется в полете от баков и двигателя после выгорания топлива и следует по баллистической траектории к цели.

Жидкостный ракетный двигатель работает на жидким кислороде и спирте, которые подаются в камеру сгорания турбонасосным агрегатом, приводимым в действие газом, образующимся при разложении перекиси водорода. Таким образом, в этой ракете использован ряд конструктивных решений, осуществленных ранее в немецкой ракете «Фау-2».

Система наведения ракеты «Редстоун» полностью автономная. Как только ракету запустят с транспортируемой платформы высотой 1,5 м, она следует к цели по заданной траектории независимо от внешних воздействий. Данные о цели подаются в программное устройство, которое затем снабжает необходимой информацией различные элементы системы управления. Для управления и стабилизации ракеты в полете используются, как и в ракете «Фау-2», газовые и аэродинамические рули.

В январе 1958 г. армии было поручено разработать баллистическую ракету «Першинг» с РДТТ, которая заменила бы ракету «Редстоун».

Ракета „Юпитер“ - С

Ракета «Юпитер»-С предназначалась для определения формы головной части ракеты, противостоящей нагреву при входе в плотные слои атмосферы. Эта экспериментальная ракета имела четыре ступени. В качестве первой ступени была использована модифицированная ракета «Редстоун», у которой топливные баки для увеличения их емкости были удлинены. Во второй, третьей и четвертой ступенях помещались ракетные двигатели твердого топ-

лива. Связка из одиннадцати таких двигателей составляла вторую ступень ракеты, связка из трех двигателей — третью ступень и один двигатель предназначался для четвертой ступени. Двигатели твердого топлива представляли собой уменьшенный вариант двигателей, используемых на ракете «Сержант».

В полете верхние ступени стабилизировались вращением с помощью электрических двигателей, установленных в приборном отсеке первой ступени. Получив раскрутку перед пуском, верхние ступени достигали в полете скорости вращения более 700 об/мин.

В создании ракеты «Юпитер»-С принимали участие фирмы «Крайслер», «Форд инструментс», «Рейнолдс метал», «Рокетдайн» и «Гранд Сентрал Рокет».

Ракета «Юпитер»-С была спроектирована и первоначально изготавливалась управлением баллистических ракет армии и лабораторией реактивных двигателей артиллерийско-технической службы армии США. Обе организации использовали ракету «Юпитер»-С для запуска первого американского искусственного спутника Земли «Эксплорер» I в январе 1958 г. Управление баллистических ракет отвечало за разработку первой ступени и систему наведения и управления. Лаборатория реактивных двигателей разработала верхние ступени и спутник с исследовательской аппаратурой. Эти же организации обеспечили запуск в последующие месяцы других спутников «Эксплорер».

Первый запуск экспериментальной ракеты «Юпитер»-С состоялся 26 сентября 1956 г. Ракета пролетела выше 4800 км по трассе ракетного полигона с мыса Канаверал (штат Флорида). 7 августа 1957 г. вторая ракета «Юпитер»-С подняла модель головной части БРСД «Юпитер» (с системой спасения) на высоту выше 960 км и пролетела с ней выше 1130 км по трассе полигона.

Из девяти запусков ракеты «Юпитер»-С за два с половиной года шесть прошли успешно и один был частично успешным. Пять запусков проводились с целью исследования космического пространства. Во время этих экспериментов спирт заменялся высококалорийным горючим «хайдайн» для получения большей стартовой тяги и большей скорости полета ракеты к моменту прекращения подачи топлива.

Ракета «Юпитер»-С имела длину 20,9 м. Длина пер-

вой ступени составляла 17,09 м, диаметр — 1,78 м. Как только быстро сгорающее топливо первой ступени кончалось, ступень отделялась и падала на землю. Вскоре после этого приборный отсек и верхние ступени достигали вершины траектории, и запускалась вторая ступень. Запуск третьей и четвертой ступеней происходил последовательно. Последняя ступень ракеты имела орбитальную скорость (примерно 29 000 км/час).

Ракета „Юпитер“

Управление баллистических ракет армии США создало также баллистическую ракету средней дальности «Юпитер», предназначенную для поражения целей, удаленных до 2800 км. Официальное обозначение ракеты: SM-78. Ракета «Юпитер» состоит из двух частей, которые стыкуются в полевых условиях перед пуском: это отсек, содержащий жидкостный ракетный двигатель и топливные баки, и приборный отсек с боевой частью, в которой помещаются механизмы введения и срабатывания взрывателя и ядерный или обычный заряд.

ВВС США размещают эскадрильи, оснащенные ракетами «Юпитер», на стартовых площадках в Европе и в других частях света. Ракету «Юпитер» вместе со всем вспомогательным оборудованием можно перевозить на самолетах, по железной дороге и на автомашинах. Ракета отличается прочностью, надежностью, простотой в обращении, точностью попадания и мобильностью.

Фирма «Крайслер» — головной изготовитель ракетного комплекса «Юпитер» — использует производственные мощности Мичиганского ракетно-артиллерийского завода, расположенного поблизости от Детройта. Системы наведения и управления изготавливает фирма «Форд инструментс». Ракетные двигатели поставляет фирма «Рокетайн» (отделение фирмы «Норт Америкэн Авиэйшн»).

Разработка ракеты «Юпитер» началась в 1955 г. В то время предполагалось, что ракета будет использована и ВМС в качестве корабельной баллистической ракеты. Это обусловило выбор формы ракеты — приземистой и цилиндрической.

Первые два запуска ракеты «Юпитер» были неудачными. При третьем запуске 31 мая 1957 г. она достигла дальности 2780 км.

Опытные запуски ракеты «Юпитер» показали высокую точность инерциальной системы наведения. Уже при запуске 17 июля 1958 г. головная часть ракеты «Юпитер» приземлилась точно в заданном районе. При запуске 27 августа 1958 г. головная часть ракеты почти достигла расчетной дальности полета, составляющей 2800 км. Весьма точная система наведения представляет собой вариант системы дальнего действия, примененной в ракете «Редстоун», которую разработало управление баллистических ракет армии.

Несколько ракет «Юпитер» были успешно запущены с головной частью, имеющей натуральные размеры. Головные части ракет были спасены средствами ВМС США. Возвращение из атмосферы головной части в относительно неповрежденном виде свидетельствует о разрешении проблемы борьбы с аэродинамическим нагревом. Ракета «Юпитер» успешно запускалась также с инерциальной системой наведения. К концу ноября 1959 г. было проведено 30 запусков ракеты «Юпитер».

Эскадрилья ракет «Юпитер» обычно состоит из 15 ракет, из них шесть находятся в состоянии боевой готовности и их запуск может быть осуществлен через 15 мин после получения боевого приказа. Ракеты «Юпитер» в отличие от ракет «Тор» устанавливаются на стартовых позициях в вертикальном положении. Для защиты ракеты «Юпитер», находящейся в положении боевой готовности, от атмосферных воздействий имеется съемное укрытие. Ракета «Юпитер» устанавливается в боевое положение с помощью лебедки с тросами, а не с помощью автономной подъемной системы, как у ракеты «Тор».

864-я ракетная эскадрилья BBC, оснащенная ракетами «Юпитер», по завершении обучения в Редстоунском арсенале в Хантсвилле (штат Алабама) 15 января 1958 г. стала штатным подразделением стратегического авиационного командования.

Ракета «Юпитер» имеет цилиндрическую форму с конической носовой частью. Длина ракеты 17,98 м, максимальный диаметр 2,67 м, стартовый вес 47,6 т, дальность 2800 км.

Топливные компоненты: горючее на керосиновой основе, окислитель — жидкий кислород. Эта же топливная смесь используется для турбонасосного агрегата.

Отсек топливных баков помещается перед отсеком дви-

гателя. Переборки отделяют отсек двигателя от бака с жидким кислородом, бак с жидким кислородом — от бака с горючим и бак с горючим — от приборного отсека. Гладкая внешняя оболочка ракеты «Юпитер» в действительности является стенкой топливных баков. Сварные баки делаются из алюминиевых панелей размером 2438 × 7620 мм. Никаких внешних трубопроводов и кабелей не предусмотрено; трубопроводы для подачи топлива к двигателю и кабели системы управления проходят через бак с жидким кислородом.

Горючее и жидкий кислород подаются из баков в камеру сгорания с помощью насосов, приводимых в действие газовой турбиной. Защитные огнестойкие стенки отделяют камеру сгорания от других частей двигательной установки. Обшивка хвостовой части ракеты гофрирована с целью увеличения ее прочности.

Двигатель «Рокетдайн» S-3 может поворачиваться для корректирования угла тангажа и рыскания в соответствии с командами системы наведения и управления ракеты. Аэродинамических рулей и стабилизаторов в ракете нет.

Для запуска ракету устанавливают на пусковом столе, представляющем собой стальную платформу высотой около 1,8 м. Одной из самых важных задач расчетов пусковой установки перед запуском ракеты является точное определение положения цели. Ориентировка ракеты производится с помощью теодолита по отметкам, нанесенным на внешней поверхности ракеты. Этим обеспечивается правильная установка ракеты по азимуту. Затем топливные баки ракеты заполняются жидким горючим и кислородом и электрические цепи присоединяются к источникам питания.

Наведение ракеты «Юпитер» обеспечивается инерциальной системой наведения «Дельта минимум», разработанной управлением баллистических ракет армии. Данные о цели задаются в систему наведения и управления перед запуском ракеты.

Инерциальная система наведения измеряет с большой точностью любое отклонение ракеты от заданной траектории. Информация об отклонениях подается в счетно-решающее устройство ракеты, и необходимые поправки вносятся автоматически.

Когда ракета достигает заданной скорости и высоты, происходит отсечка двигателя, и силовая установка отделяется от верхней части ракеты. Это осуществляется пу-

тем подрыва взрывных болтов и освобождения пружин, отталкивающих приборный отсек от силовой установки.

В ракете «Юпитер» в отличие от других баллистических ракет верньерные двигатели не применяются. Вместо этого для управления по крену используется выхлоп газовой турбины. Головная часть в отличие от головной части первых ракет «Тор» и «Атлас» имеет более заостренную форму. На ней применена абляционная (выгорающая) пластмасса вместо теплопоглощающего покрытия. Внутри головной части находится двигатель твердого топлива, который используется вместо верньерных двигателей, как у других баллистических ракет, для регулировки скорости ее полета после отделения с точностью $\pm 0,3$ м/сек. Затем, при входе в плотные слои атмосферы, боевая часть ракеты отделяется от двигателя твердого топлива и системы наведения. Метод абляции, используемый для защиты головной части ракеты «Юпитер» от аэродинамического нагрева, обеспечил решение проблемы входа в плотные слои атмосферы, с которой встречаются все ракеты среднего и дальнего действия, и явился значительным техническим достижением. Впоследствии метод абляции нашел применение и на других ракетах.

Ракета „Юнона“

Ракета «Юпитер» была применена в качестве первой ступени ракеты «Юнона», с помощью которой были осуществлены первые исследования космического пространства. Верхние ступени, заключенные в кожух, устанавливались на приборном отсеке ракеты «Юпитер». Этот кожух защищал верхние ступени от аэродинамического нагрева во время прохождения ракеты через плотные слои атмосферы.

Вторая ступень состояла из 11 пороховых ракетных двигателей, равномерно расположенных по окружности и образующих полый конус. Внешне эта ступень напоминала большое ведро. Каждый ракетный двигатель этой ступени имел длину 1080 мм и диаметр 127 мм.

Основание этого «ведра» устанавливалось на подшипник. Ниже подшипника и над приборным отсеком первой ступени находились электрические двигатели, которые вра-

щали связку ракетных двигателей со скоростью до 250 об/мин. Вращение обеспечивало стабилизацию верхних ступеней в полете и начиналось вскоре после взлета ракеты. Постепенно скорость вращения возрастала до 400 об/мин.

Третья ступень состояла из трех аналогичных пороховых ракетных двигателей, расположенных в вершинах равностороннего треугольника. Третья ступень помещалась между двигателями второй ступени и отделялась от нее, когда двигатели второй ступени выгорали.

Четвертая ступень представляла собой один пороховой ракетный двигатель тех же размеров, что и остальные. После выгорания он отделялся от контейнера с аппаратурой с помощью подрыва взрывного заряда. Освобождающаяся при этом пружина толкала полезную нагрузку вперед. Интервал между воспламенением второй ступени и выгоранием четвертой ступени составлял 27 сгк.

Общая длина ракеты «Юнона» II равнялась 23,16 м.

Для стабилизации ракеты и выхода на заданную траекторию в системах наведения и управления применялись гироскопы и стабилизированная платформа. Программирование полета производилось перед самым стартом ракеты. Дистанционное управление позволяло вносить изменения в программу в течение 20 мин после запуска.

С помощью счетно-решающих устройств, установленных на ракете, можно было внести поправку на отклонение в сторону реактивной струи, которое могло возникнуть у ракеты на больших высотах, или же на другие боковые силы. Вплоть до выключения двигателя первой ступени гироскопы управляли ракетой с помощью систем регулировки тангажа, рысканья и крена. После отделения контейнера с аппаратурой те же гироскопы давали сигналы, которыми приводились в действие воздушные сопла, установленные в нижней части этого контейнера. Выпускаемый через сопла сжатый воздух обеспечивал необходимую тягу. Эта система стабилизации ракеты точно устанавливала на траектории оставшиеся ступени и контейнер с аппаратурой перед воспламенением двигателей следующей ступени. Таким путем вторую, третью и четвертую ступени можно было нацелить и запустить по тому направлению, которое было запрограммировано, до того как ракета «Юнона» II покидала пусковой стол.

Ракета „Тор“

Ракета «Тор» представляет собой одноступенчатую БРСД с дальностью 2800 км. Ее скорость достигает около 16 000 км/час. В ракете применена инерциальная система наведения, и она может нести атомную боевую часть.

Корпус ракеты «Тор» изготавляется фирмой «Дуглас Эркрафт», которая комплектует и испытывает всю ракету. Жидкостные ракетные двигатели — один маршевый и два верньерных — поставляются фирмой «Рокетдайн». Инерциальную систему наведения изготавливает фирма «АС Спарк Плаг», головную часть — фирма «Дженерал электрик».

Для создания ракеты «Тор» от первых чертежей и до поставки на вооружение понадобилось 30 месяцев. Причем проектирование, изготовление и доставка ракеты на мыс Канаверал для летных испытаний были выполнены за рекордно короткий срок — девять с половиной месяцев после подписания контракта. В последующие месяцы была проведена серия исследовательских и опытных запусков ракет. Первая ракета «Тор» была передана бомбардировочному командованию английских BBC 19 сентября 1958 г., которое сформировало 77-ю эскадрилью стратегических ракет поблизости от Фелтуэлла (графство Норфолк).

27 декабря 1955 г. отдел баллистических ракет командования научно-исследовательских работ BBC США заключил с фирмой «Дуглас Эркрафт» контракт о разработке ракеты «Тор». Под руководством отдела баллистических ракет фирма «Дуглас Эркрафт» вместе с другими фирмами разработала не только собственно ракету «Тор», но и весь ракетный комплекс. Были определены жесткие сроки проектирования и изготовления наземного вспомогательного оборудования, чтобы иметь его в наличии к тому времени, когда ракета «Тор» будет доведена до состояния боевой готовности. С целью ускорения поставки боевых ракет BBC решили изготавливать ракету «Тор» в условиях серийного производства, чтобы тем самым исключить обычный этап изготовления опытного образца ракеты. Первая ракета «Тор» была изготовлена заводом фирмы «Дуглас Эркрафт» в Санта-Монике в октябре 1956 г.

Приступив к работе, фирма «Дуглас Эркрафт» в течение месяца сделала эскизный проект ракеты. Для изготовления рабочих чертежей понадобилось семь месяцев.

Первая ракета «Тор» была запущена 25 января 1957 г., т. е. всего через 13 месяцев после того, как ракета была одобрена в чертежах и было дано согласие на ее изготовление. Первое испытание прошло неудачно: ракета поднялась всего на несколько сантиметров, а затем взорвалась на стартовом столе. Еще три испытания были проведены в апреле, мае и августе 1957 г., и все они были неудачными. Вторая ракета «Тор» фактически была уничтожена по ошибке, вследствие неисправности системы обеспечения безопасности на полигоне. Все эти испытания ракеты способствовали накоплению сведений о характеристиках двигателя, о работе системы управления, о дальности полета. На основе этой информации дефекты были устранены и в проект ракеты были внесены небольшие изменения. 20 сентября 1957 г. ракета «Тор» без системы наведения успешно поднялась со стартового стола и пролетела заданное расстояние 2400 км. В следующем месяце при новом успешном запуске была достигнута дальность 4250 км. Ракета «Тор» с системой наведения была запущена 19 декабря 1957 г. и, пролетев по заданному курсу, упала очень близко от цели.

В феврале 1958 г. начались испытания по отделению головной части, и в июне этого же года головная часть с испытательной аппаратурой была спасена после полета на расстояние свыше 2400 км. С базы ВВС Ванденберг в Калифорнии ракета «Тор» была запущена впервые 16 декабря 1958 г. Испытание проводилось боевым расчетом и прошло удачно. Ракета стартовала через 20 мин после команды о запуске.

При осуществлении программы создания ракеты «Тор» были приняты меры к скорейшему оснащению ВВС этими ракетами. Поэтому изготовление опытной ракеты «Тор» было приспособлено к условиям серийного производства. Были использованы многие конструктивные узлы ракеты «Атлас». У ракеты «Тор» почти такой же носовой конус, как и у ракеты «Атлас», а маршевым двигателем является один из ракетных ускорителей ракеты «Атлас». Система наведения ракеты «Атлас» была также приспособлена для ракеты «Тор».

Ракету вместе с необходимым наземным вспомогательным оборудованием можно транспортировать на самолете. Ракета обычно перевозится на прицепе, который используется в качестве установщика ракеты. Наземное вспомо-

гательное оборудование ракеты состоит из системы управления запуском, контрольно-проверочного и ремонтного оборудования, смонтированных в специальных автоприцепах.

Из 31 запуска ракеты «Тор», состоявшихся до 28 января 1959 г., 15 были полностью успешными, 12 частично успешными, четыре закончились полной неудачей. Эти четыре неудачных запуска относятся к первым образцам ракеты. К концу ноября 1959 г. было запущено 77 ракет «Тор». Необходимо учесть, что запуски ракет с экспериментальными целями менее надежны, чем боевые запуски, вследствие огромного количества приборов, которые монтируются на ракете. Ракета в боевом варианте имеет надежность по меньшей мере 80%. Надежность ракеты уменьшается из-за того, что, находясь в боевом положении на ракетных базах стратегического авиационного командования, она должна подвергаться постоянной проверке, а это приводит к изнашиванию ее оборудования. Поэтому на предприятиях фирмы «Дуглас Эркрафт» ракеты проверяются непрерывно путем имитации запусков для обнаружения компонентов, в которых быстрее всего появится неисправность. Огневые испытания ракеты проводятся на базе фирмы «Дуглас» в Сакраменто и на базе ВВС Эдвардс. Ракета при этом непрерывно совершенствуется и ее надежность повышается.

По сравнению с первоначальным проектом конструкция ракеты «Тор» осталась неизменной. Все улучшения относились к клапанам, переключателям, трубопроводам, т. е. к относительно маловажным компонентам.

На обычной стартовой позиции ракеты «Тор» находятся три пусковые установки, и для их обслуживания требуются четыре человека. Эскадрилья обслуживает пять позиций. Таким образом, в эскадрилье имеется 15 ракет и 20 человек для их запуска. Емкость топливных баков при каждой ракетной установке рассчитана только на одну ракету. Заправка топливом осуществляется автоматически.

Стоимость наземного вспомогательного оборудования для ракеты «Тор» составляет две трети стоимости всего ракетного комплекса.

Одной из важнейших задач при разработке ракеты «Тор» было обеспечение безопасности. Ракеты, находящиеся в боевой готовности, не заправляются топливом до тех пор, пока не будет повернут пусковой тумблер и не

начнется предстартовый отсчет времени. После старта ракеты офицер, отвечающий за обеспечение безопасности на стартовой позиции, сможет уничтожить ракету, если она отклонится от своего курса, в любой момент полета, вплоть до отсечки двигателя.

Ракета «Тор» имеет длину 19,8 м и максимальный диаметр 2,44 м. Ее стартовый вес 50 т.

Для удобства изготовления ракета «Тор» делится на несколько частей. В отсеке силовой установки находятся ракетный двигатель, турбонасосный агрегат и органы управления. К задней переборке прикреплены два верньерных двигателя, управляющие ракетой по крену и используемые для регулировки скорости полета ракеты. Управление ракетой по тангажу и рысканию обеспечивается поворотом маршевого двигателя. Двигательный отсек присоединяется к баку с жидким кислородом, который в свою очередь присоединяется к центральной части ракеты. Затем следует бак с горючим и, наконец, отсек систем наведения и управления. Головная часть ракеты присоединяется к отсеку систем наведения и управления.

Секции баков составляют из восьми прессованных панелей размером 2438 × 7620 мм каждая. После прессования панели прокатывают для удаления внутренних напряжений и для придания им нужной кривизны. После этого путем химической обработки панели облегчают и затем сваривают друг с другом. Сварочные швы проверяются с помощью рентгеновской установки.

Кабели управления от системы наведения к двигательному отсеку проходят по трубопроводам снаружи баков. Трубопровод подачи горючего проходит через бак с жидким кислородом. Оба бака присоединяются к центральной части ракеты. Позади баков находится двигательный отсек, оканчивающийся донной плитой с отверстием посередине, из которого выступает сопло маршевого двигателя. На этой же плите устанавливаются верньерные двигатели. В ней сделаны также шесть отверстий для закрепления ракеты на пусковой платформе. Впереди бака с горючим находится отсек системы управления, доступ в который осуществляется через лючки на шарнирах. Отсек системы управления заканчивается носовым шпангоутом с тремя гнездами для установки головной части (рис. 8).

Головная часть БРСД «Тор» с защитной огнестойкой обшивкой имеет форму усеченного конуса диаметром при-

близительно 1,5 м и высотой 0,6 м. В ее основании находится аппаратура управления и стабилизации, обеспечивающая полет по заданной траектории после отделения от корпуса ракеты. Таким образом, головная часть ракеты состоит из теплопоглощающей обшивки и четырех систем: управления траекторией полета, источников питания, взрывателя и боевой головки. Для сборки головной части ракеты требуются 1800 компонентов.



Рис. 8. Сборка ракет «Тор» на заводе фирмы «Дуглас» в Санта-Монике

Во время входа в плотные слои атмосферы ионизация воздуха вокруг головной части может помешать телеметрической системе передавать информацию об испытании. Поэтому в опытных полетах она спабжается приборной капсулой размером с большой мяч, в которую помещается магнитный самописец с упрочненной лентой для периодической записи информации. Капсула выбрасывается из носового конуса, и ее спасают для расшифровки записанной в ней информации.

При возвращении в атмосферу головная часть должна противостоять давлению воздуха, превосходящему более чем в сто раз давление, испытываемое современными самолетами, температурой до 2800° С и ударам, эквивалентным удару автомашины о твердую стену при скорости 96 км/час.

Головная часть отделяется от корпуса ракеты сразу же после выгорания топлива в ракете. За счет использования несущих баков и других прогрессивных инженерных решений у ракеты «Тор» получена относительная масса около 90%¹.

Отсчет времени до старта боевой ракеты «Тор» занимает около 15 мин и предусматривает следующие действия (рис. 9):

1. Проверка электрических цепей в боевой части.
2. Запуск подогревателя в двигательном отсеке.
3. Проверка цепей воспламенителя в маршевом и верхнейших двигателях и газогенераторе.
4. Наддув до 211 атм бака с горючим и бака с пусковым горючим.
5. Подача жидкого кислорода в перекачивающую линию.
6. Подведение напряжения к системе наведения.
7. Установка системы наведения в боевое положение.
8. Укрытие ракеты отодвигается назад на 27 м в течение 1 мин.
9. Подача звукового сигнала о том, что ракета готова для установки в вертикальное боевое положение.
10. Установка ракеты в вертикальное положение, сопровождаемая звуковыми сигналами.
11. Предварительный наддув бака с жидким кислородом.
12. Подача (с помощью агрегата кондиционирования воздуха) подогретого азота в двигательный отсек для создания инертной атмосферы с целью предотвращения возможности возникновения пожара.
13. Заполнение линии перекачивания жидкого кислорода.
14. Открывание клапанов подачи жидкого кислорода.
15. Наддув бака с горючим.
16. Окончание подачи 378 л жидкого кислорода на борт ракеты.
17. Заполнение линии подачи горючего.
18. Начало подачи горючего.
19. Окончание заправки 20% горючего и 30% жидкого кислорода.

¹ Имеется в виду отношение массы ракеты после окончания работы двигателя к стартовой массе ракеты. — Прим. ред.





Рис. 9. Подготовка БРСД «Тор» к старту.
Вверху слева: укрытие отводится от ракеты, находящейся на транспортере в горизонтальном положении. *Внизу слева:* ракета «Тор» наполовину поднята в положение для запуска. *Справа:* ракета «Тор» установлена в вертикальном положении и подготовлена для заправки топливом. В этом положении кабели соединяют бортовое оборудование ракеты поверочной аппаратурой, находящейся в прицепах. Следующий этап — отвод транспортера и отрыв ракеты от стартового стола

20. Окончание заправки 50% жидкого кислорода и 50% горючего.
 21. Окончание заправки 60% жидкого кислорода и 60% горючего и т. д.
 22. Когда заправлено 97% горючего, темп заправки уменьшается; заправка горючим продолжается в замедленном темпе и доводится до 100%.
 23. Когда заправка жидким кислородом достигает 97%, перекачивание кислорода прекращается на 95 сек.
 24. Перевод питания ракеты с наземных источников на бортовые.
 25. Возобновление перекачивания жидкого кислорода в убыстренном темпе.
 26. Предварительный наддув бака с жидким кислородом для полета.
 27. Когда заправка жидким кислородом достигает 99% полного объема бака, перекачивание продолжается в замедленном темпе, через клапаны тонкой регулировки.
 28. Заправка жидким кислородом достигает 100% уровня; на этом заправка топливом закончена.
 29. Появление пламени в хвостовой части ракеты.
 30. Старт.
- Ракета «Тор» использовалась в нескольких программах космических исследований, а также для испытания носовых конусов МБР. Сочетание ракет «Тор» и «Эйбл» использовалось для запуска носовых конусов на межконтинентальную дальность. Ракета «Тор» использовалась для экспериментальных запусков в сторону Луны по программе «Пионер». По программе «Дискаверер» ракету «Тор» использовали для вывода на полярную орбиту первых искусственных спутников Земли с базы ВВС Ванденберг (Калифорния).

Ракета „Атлас“

Ракета «Атлас» — первая МБР, созданная в США. Она предназначена для доставки термоядерной боевой части на дальность более 9600 км.

Разработка ракеты «Атлас» возглавляется фирмой «Конвэр», отвечающей за корпус ракеты, ее комплектацию и испытания. Для этой ракеты предусмотрены два типа системы наведения. За систему радионаведения отвечают фирмы «Дженерал электрик» и «Берроуз», инерциальная система наведения изготавливается фирмой «Арма».

На ракете установлен жидкостный ракетный двигатель «Рокетдайн» Т1A-3. Головная часть спроектирована и изготовлена фирмой «Дженерал электрик».

Производство ракет «Атлас» началось в 1955 г. в Сан-Диего. Первые испытания двигателя были проведены на базе ВВС Эдвардс (Калифорния) в июне 1956 г., а первые экземпляры изготовленных ракет были доставлены на испытательную базу в Сикамор-Каньоне и на мыс Канаверал осенью 1956 г. После этого начались стендовые испытания ракеты.

На двух калифорнийских базах в Сикамор-Каньон (по-близости от Сан-Диего) и на базе стендовых испытаний ракет (прежде ракетная база Эдвардс) в пустыне Мохави ракеты доводятся до разрушения в процессе всесторонних испытаний.

Летные испытания ракет «Атлас» начались на ракетном полигоне на мысе Канаверал в июне 1957 г. Для этих испытаний использовались ракеты серии А, снабженные только стартовыми двигателями и макетами головной части. Дальность этих полетов была приблизительно 1000 км. При всех восьми запусках ракета взлетала плавно и сохраняла полную устойчивость во время вертикального подъема со стартового стола (рис. 10).

При первых двух запусках (11 июня и 25 сентября 1957 г.) ракеты отказали в работе сразу же после начала маневра в плоскости тангажа, при котором ракета наклоняется на определенный угол для выхода на баллистическую траекторию. Обе ракеты были уничтожены офицером безопасности на полигоне. Успешными были полеты 17 декабря 1957 г. и 10 января 1958 г. Полеты ракет 7 и 20 февраля 1958 г. проходили успешно почти до конца активного участка, но затем ракеты взорвались. Причины этих неисправностей были устраниены, и удачные полеты 5 апреля и 3 июня 1958 г. завершили запуски ракет серии А.

Испытания полностью скомплектованной ракеты с маршевым двигателем и отделяемой головной частью начались летом 1958 г. Случайная неисправность системы управления была причиной взрыва в полете первой ракеты «Атлас» серии В (с одним маршевым и двумя стартовыми двигателями) при запуске 19 июля 1958 г. Вторая ракета, запущенная 2 августа, достигла дальности 4023 км. Успешные полеты на большую дальность последовали 28 августа и 14 сентября, а полет на дальность, значи-

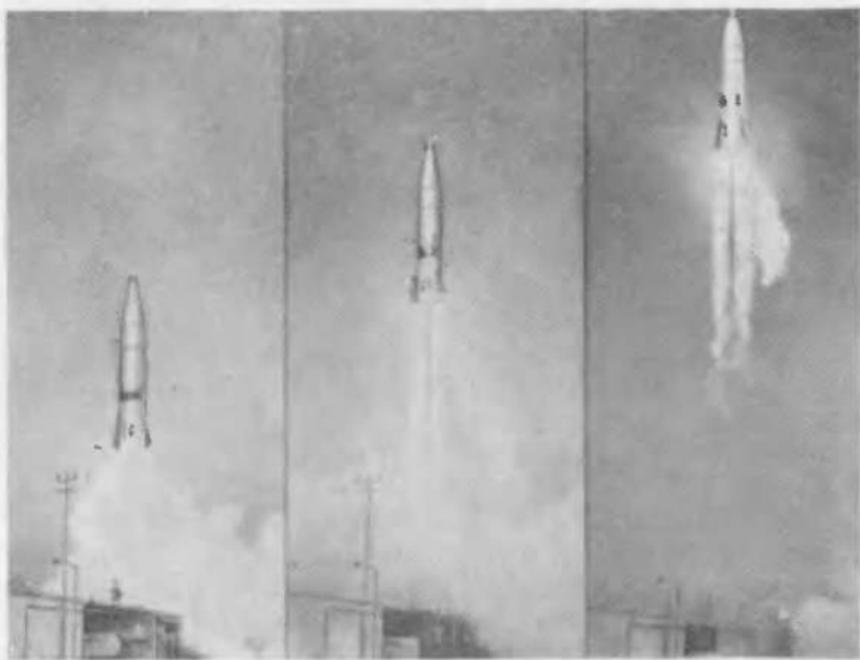
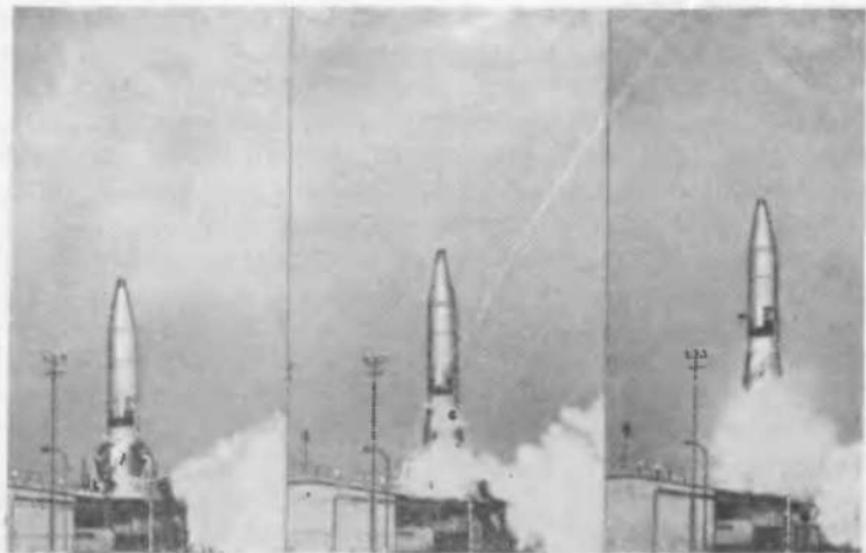


Рис. 10. Старт ракеты «Атлас» серии А 10 января 1958 г. Во время выхода стартовых двигателей на режим ракета закреплена на стартовом столе. После освобождения креплений ракета начинает подниматься вертикально.

Диагональный столб пламени, видимый на нижних снимках, представляет собой догорание выхлопных газов турбины, работающей на обогащенной смеси

тельно превышающую 9600 км, был осуществлен 28 ноября 1958 г. Ракета 10-В была успешно выведена на орбиту вокруг Земли 18 декабря 1958 г. и стала искусственным спутником — ретранслятором радиосигналов.

Первая ракета «Атлас» серии С была успешно запущена 23 декабря 1958 г., а вторая — 27 января 1959 г. Два успешных запуска последовали в феврале 1959 г.

Ракета «Атлас» 12-Д продемонстрировала свои боевые возможности 9 сентября 1959 г., когда ее запустили с базы ВВС Ванденберг в Калифорнии. Запуск ракеты был проведен 567-й эскадрильей первой ракетной дивизии стратегического авиационного командования. Ракета пролетела выше 7000 км над Тихим океаном, достигнув высоты более 800 км, и доставила головную часть в океан между островами Мидуэй и Уэйк.

К концу 1959 г. было запущено 38 ракет «Атлас».

Первоначально ракету «Атлас» должны были довести до состояния боевой готовности к 30 июня 1959 г. К этому времени было проведено 25 запусков ракеты «Атлас», из которых 10 были полностью успешными, шесть были частично успешными и девять окончились неудачей. Из пяти неудачных запусков в июне 1959 г. два были связаны с утечкой горючего, которая появлялась в момент отделения ускорителя; третий не удался из-за того, что техник забыл закрыть клапан горючего; четвертый был связан с неисправностью электронного оборудования в системе наведения, а пятый был следствием неисправной работы пускового оборудования.

Последовательность летных испытаний ракеты «Атлас» складывается из следующих операций:

1) проверка двигателей и систем автопилота, топливной и телеметрической систем, системы слежения, системы безопасности на полигоне и других систем;

2) дистанционная (из блокгауза) подготовка запуска ракеты в течение весьма ответственного периода после заправки ракеты топливом;

3) воспламенение, получение тяги от маршевого двигателя, освобождение ракеты «Атлас» от пускового устройства, которое удерживает ракету на стартовом столе, пока тяга не возрастет до требуемого уровня (пусковое устройство предохраняет также ракету от опрокидывания на стартовом столе под влиянием сильного ветра);

4) вертикальный взлет и стабилизация с последующим наклоном в плоскости тангажа для выхода на заданную траекторию;

5) полет по курсу, пока не выгорит почти все топливо;

6) отделение входящей в плотные слои атмосферы головной части ракеты.

Во время испытательного полета свыше 350 приборов, установленных на ракете, собирают данные и с помощью телеметрической системы передают их на ракетный полигон BBC на мысе Канаверал, используя для этого около 50 каналов. Полученная информация записывается на магнитную ленту (около 16 км ленты за одно испытание) и затем используется для анализа результатов испытания.

Ракеты серии А имели только ускорительные двигатели и макет носового конуса. В ракетах серии В добавлялся маршевый двигатель, система наведения и отделяемая головная часть. Усовершенствования, проведенные в результате проведения испытаний первых двух серий ракет, были учтены в ракетах серии С, а последовавшие затем усовершенствования — в ракетах серии D. Ракета серии А имела закругленную головную часть; ракеты серии В, С и D были очень сходны по своей конфигурации, в них была использована тупая головная часть с теплопоглощающим покрытием конструкции фирмы «Дженерал электрик».

Летные испытания ракет серии А, которые лишь приблизительно удовлетворяли военным требованиям, были проведены для ускорения работ по созданию МБР. Срок разработки ракеты «Атлас» был сокращен на год благодаря постройке и проведению летных испытаний промежуточных моделей баллистической ракеты в натуральную величину.

МБР «Атлас» представляет собой полутораступенчатую ракету, снабженную двумя большими ускорительными двигателями и одним маршевым двигателем, к которым добавляются два верньерных двигателя. Все эти ЖРД производства фирмы «Рокетдайн» работают на смеси жидкого кислорода и топлива RP-I (углеводородное горючее типа керосина). Взлетная тяга пяти двигателей составляет приблизительно 163 т. Некоторые летные варианты ракеты «Атлас» имели заостренный нос, с которым общая длина ракеты составляла 25 м. Ширина ракеты по обтекателям для ускорительных двигателей 4877 м, диаметр отсека топливных баков 3048 мм.

Воспламенение всех пяти жидкостных ракетных двигателей происходит перед стартом ракеты «Атлас». После нескольких минут полета, в течение которых ракета разгоняется и значительно поднимается по своей траектории, сбрасываются ускорительные двигатели и их вспомогательное оборудование. Маршевый двигатель продолжает разгонять ракету, пока она не достигнет скорости порядка 25 700 км/час. Затем маршевый двигатель прекращает работу, а небольшие верньерные двигатели используются для регулировки скорости до такого значения, которое необходимо, чтобы головная часть достигла цели, следя по баллистической траектории.

Двигатели ракеты «Атлас» можно поворачивать для управления вектором тяги и для корректировки отклонений от заданной траектории. Верньерные двигатели можно также использовать для точной регулировки положения ракеты.

После прекращения работы верньерных двигателей, когда ракета следует по чисто баллистической траектории, головная часть отделяется от корпуса ракеты путем запуска небольших тормозных ракет, установленных на корпусе ракеты. Это приводит к замедлению движения корпуса ракеты и заставляет его лететь на небольшом расстоянии за головной частью, при этом они следуют по баллистической траектории в космическом пространстве до тех пор, пока поблизости от цели не произойдет их вход в плотные слои атмосферы. Затем корпус ракеты с баками уничтожается из-за аэродинамического нагрева, а головная часть падает на цель.

Ракета «Атлас» имеет на две группы двигателей общие топливные баки. Система запуска позволяет воспламенить все три двигателя на земле и тем самым избежать отказов в работе маршевого двигателя, что может иметь место, если воспламенение жидкостного ракетного топлива придется производить в высоких слоях атмосферы.

Топливные баки ракеты «Атлас» выполняются из нержавеющей стали. Наибольшая толщина обшивки бака менее 1 мм, и эта толщина меняется в зависимости от местных напряжений. Для ракеты «Атлас» была разработана специальная, холодной прокатки аустенитная сталь (сталь AISI марки 301), а для изготовления тонкостенных баков были выработаны новые приемы сварки.

Конструкция бака ракеты «Атлас» не имеет внутрен-

них распорок; форма бака сохраняется путем наддува газообразным гелием или азотом. Легкая переборка в баке отделяет отсек жидкого кислорода от отсека с горючим. При обращении с ракетой, перевозке и подготовке к запуску на стартовом столе в баках поддерживается избыточное давление менее 0,7 атм. Все электрические и электронные системы, относящиеся к управлению и наведению, помещаются в наружных обтекаемых контейнерах по бокам ракеты.

Во время полета на активном участке траектории управление курсом и скоростью ракеты осуществляется системой наведения. В начальный период в боевой ракете использовалась радиоинерциальная система наведения, для которой необходима наземная радиостанция. Затем в ней была применена чисто инерциальная система наведения, автономность которой позволяет запустить одновременно несколько ракет вместо последовательного запуска отдельных ракет при радионаведении.

Ракета «Атлас» использовалась также для многих программ космических исследований.

Ракета „Титан“

Разработка двухступенчатой межконтинентальной баллистической ракеты «Титан» началась в 1955 г. параллельно с работами по МБР «Атлас». Ракета «Титан» предназначена для запуска с подземных стартовых позиций в отличие от ракеты «Атлас», которая предназначалась для запуска с открытых стартовых позиций. Вместо стали в конструкции ракеты «Титан» применены легкие алюминиевые сплавы.

Разработку ракеты «Титан» возглавляла фирма «Мартин», отвечающая за корпус и общие системы для обеих ступеней ракеты; фирма «Аэроджет Дженирал» обеспечивала двигательную установку, фирмы «Белл Телефон Лабратриз» и «Ремингтон Рэнд ЮНИВАК» — систему наведения и фирма «Авко» — головную часть.

В изготовлении всего ракетного комплекса принимали участие девять головных исполнителей, более 75 крупных субподрядчиков и тысячи других поставщиков.

Контракт на разработку ракеты «Титан» был заключен с фирмой «Мартин» в октябре 1955 г., а 6 февраля 1959 г. опытный образец ракеты «Титан» был успешно запущен с мыса Канаверал. Программа летных испытаний

выполнялась с опережением графика. Первая ракета «Титан» была изготовлена промышленными методами (как и ракета «Тор»). Поэтому при завершении программы испытаний не было необходимости в переходе от опытного к серийному производству.

Первое летное испытание ракеты «Титан» (6 февраля 1959 г.) на Атлантическом ракетном полигоне предназначалось для оценки работы двигателя первой ступени и системы управления. За все время испытания ракет первый полет большой баллистической ракеты прошел успешно.

Второй полет 25 февраля 1959 г. и третий полет 3 апреля 1959 г. также прошли успешно.

Четвертый полет 4 мая 1959 г. имел целью испытание механизма отделения ступеней. Как и в предыдущих трех полетах, в макетной второй ступени не было двигателя. Полет был успешным.

При старте пятой ракеты 14 августа 1959 г. она взорвалась на стартовом столе вследствие преждевременного освобождения от обоих опорных держателей.

Шестая ракета «Титан» также взорвалась на стартовом столе 12 декабря 1959 г. вследствие неисправности в реле системы подрыва ракеты.

В первых полетах ракета «Титан» несла макет второй ступени, топливные баки которой были заполнены 21 200 л воды в качестве балласта. Первый успешный запуск с работающей второй ступенью был произведен с мыса Канаверал в 1960 г. Первоначально для ракеты «Титан» предусматривалось радиоинерциальное наведение. Позднейшие модели имели чисто инерциальную систему наведения.

Опыт, накопленный при разработке ракет «Атлас» и «Тор», был использован при разработке ракеты «Титан», что позволило в значительной степени сэкономить время и затраты на проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.

Ракета «Титан» имеет в длину немногим более 27 м. Длина ее первой ступени 16,46 м, диаметр 3,0 м; длина второй ступени вместе с головной частью 11,28 м, диаметр 2,44 м.

На обеих ступенях ракеты «Титан» установлены жидкостные ракетные двигатели фирмы «Аэроджет Джнерал». Двигательная установка первой ступени, состоя-

щая из двух ракетных двигателей, поднимает вес около 110 т. Жидкостные ракетные двигатели первой ступени XLR8-AJ-1 установлены на карданном подвесе, каждый из них развивает тягу 68 т. Компоненты топлива: жидкий кислород и горючее RP-1.

Длина второй ступени 10,36 м. В ней установлен на карданном подвесе один жидкостный ракетный двигатель «Аэроджет» XLR91-AJ-1, который развивает тягу 27,2 т на земле. Вторая ступень снабжена четырьмя верньерными двигателями. На высоте двигатель второй ступени развивает тягу 36,3 т.

Поверх второй ступени устанавливается головная часть, в которой помещаются боевая часть, оборудование наведения и верньерный двигатель. В носовом конусе смонтирована инерциальная система наведения, изготовленная фирмой «Арма Бош». Наведение на начальном участке полета радиоинерциальное, а затем чисто инерциальное. Головная часть изготавливается фирмой «Авко».

В ракете «Титан» применены несущие баки и сварная конструкция. ЖРД первой ступени установлены так, что выступают почти полностью из хвостового обтекателя. Выхлоп газовых турбин находится между двумя двигателями.

Чтобы создать боевую ракету в кратчайший срок, фирма «Мартин» сочла необходимым построить новое предприятие, объединяющее в одном месте проектирование, производство и испытание ракеты. Так было создано Денверское отделение фирмы, в 32 км юго-западнее Денвера, затерявшегося у подножия Скалистых гор.

Постройка ракеты «Титан» потребовала новых технических решений. Например, одно время специалисты считали, что обшивку, сделанную из алюминиевого сплава, сваривать нельзя. Пришлось разработать новые методы и технические приемы для сварки обшивки ракеты из отдельных секций.

Другой важной работой, выполненной по программе «Титан», была разработка сложной электронной системы, называемой автоматизированной системой управления предстартовой подготовкой и пуском ракеты (МОК), которая производит отсчет времени перед стартом. Перед летными испытаниями ракеты контрольные значения

важнейших функций программируются и автоматически проверяется правильная работа всех систем.

Система МОК следит за работой всех систем в период предстартового отсчета времени и запуска ракеты. Если возникнет неисправность, система МОК выключит двигатель. Система МОК сигнализирует о неисправности и помогает определить ее место.

ВВС подписали контракт с фирмой «Америкэн Машинери энд Фаундри» на постройку, снаряжение и испытание первых восемнадцати боевых подземных стартовых позиций для ракет «Титан» на базе ВВС Лоури. Все обслуживающее оборудование для ракет «Титан» устанавливается под землей. В него входит стартовый стол, который вместе с ракетой поднимается из шахты на поверхность земли. Запасы топлива, антенна системы наведения, электронное оборудование постов управления и ходы сообщения находятся под землей, чем обеспечивается максимальная их защита от действия ядерного взрыва.

Ракета „Поларис“

Ракета «Поларис» — первая баллистическая ракета ВМС США. Программой разработки ракетного комплекса «Поларис» руководит отдел специальных проектов главного управления вооружения ВМС. Головным исполнителем по разработке и производству ракетного комплекса «Поларис» является отделение ракет и космических летательных аппаратов фирмы «Локхид Эркрафт» в Саннивейле (штат Калифорния). Основными субподрядчиками фирмы «Локхид» по этому комплексу являются фирма «Аэроджет Дженерал» в Сакраменто (штат Калифорния) — поставляет двигатели и фирма «Дженерал электрик» в Питс菲尔де (штат Массачусетс) — поставляет систему наведения. Фирма «Вестингауз электрик» в Саннивейле является основным изготовителем пускового оборудования, а фирма «Дженерал электрик» — оборудования для управления запуском ракеты. Навигационные системы для ракеты разрабатываются фирмой «Сперри Джайроскоуп» в Грэйт-Некке (штат Нью-Йорк) и отделением «Отонетикс» фирмы «Норт Америкэн Авиэйши» в Дауни (штат Калифорния). Массачусетский технологический институт сотрудничает с

различными промышленными группами по разработке систем наведения, управления запуском и навигации. Комиссия по атомной энергии разрабатывает боевые головки, а фирма «Локхид» — головную часть.

Атомные подводные лодки, предназначенные для размещения баллистических ракет «Поларис», разрабатывались и строились под наблюдением управления кораблестроения и ремонта ВМС. Отделением «Электрик Боут» фирмы «Дженерал Дайнэмикс» в Гротоне (штат Коннектикут) были построены три подводные лодки. Компоненты реакторов проектируются и поставляются фирмой «Вестингауз электрик» в Питтсбурге (штат Пенсильвания), а корабельная инерциальная навигационная система (SINS) разработана фирмой «Сперри Джайрскоуп» и отделением «Отонетикс».

При разработке ракетного комплекса «Поларис» значительная экономия средств была получена за счет применения временных функциональных блоков, над которыми в дальнейшем работали в направлении уменьшения их веса. К такой методике прибегали всякий раз, когда в работе встречался какой-нибудь камень преткновения. При этом уменьшение веса этих блоков рассматривалось как самостоятельная проблема, решаемая отдельно от главной задачи на более позднем этапе.

Вследствие сокращения времени на разработку ракеты «Поларис» очень большое внимание было удалено проведению тщательных испытаний. Была составлена единая программа испытаний, за выполнение которой отвечала специально выделенная группа.

Работа над программой «Поларис» началась с теоретических исследований. Затем последовали испытания масштабных моделей в искусственном бассейне фирмы «Локхид». При этом киносъемочные камеры фотографировали на фоне координатной сетки запуск моделей ракеты «Поларис» из пусковых труб. В бассейне имелся волновой генератор для имитации реальных условий. Наружное давление можно было уменьшать с целью учета масштабного эффекта.

Для испытания самой ракеты пришлось разработать большое количество специального оборудования. При разработке головной части, также изготавливаемой фирмой «Локхид», были проведены тысячи испытаний с использованием сверхзвуковых аэродинамических труб,

ударных труб, многоступенчатых экспериментальных ракет (для исследования условий входа головной части в плотные слои атмосферы) и ракетных салазок. Применился испытательный стенд с закреплением ракеты, допускающим небольшое ее перемещение. В этом случае ракета как бы летит в течение нескольких миллисекунд.

Летные испытания имели большое значение для ускорения разработки ракеты. Были проведены 22 запуска ракет X-17 и одноступенчатых ракет с РДТТ для испытания крупных узлов и агрегатов, устройств отделения ступеней и других систем ракеты «Поларис».

В сентябре 1958 г. была запущена ракета AX-1, имевшая форму боевой ракеты. Этот запуск положил начало новой серии летных испытаний. У ракеты AX-1 не было системы наведения, но электронное реле времени программировалось так, чтобы наклонить ракету на пять градусов от вертикали после нескольких секунд полета. К сожалению, эта мера безопасности не сработала и, хотя в работе ракеты не было неисправностей, офицер безопасности на полигоне дал сигнал подрыва ракеты. К огорчению официальных представителей, наблюдавших за полетом, ракета низверглась огненным фонтаном осколков металла.

Вторая попытка запуска ракеты AX-2 14 октября 1958 г. действительно закончилась неудачей. Неисправность взрывного болта была причиной отделения второй ступени на стартовом столе, и вторая ступень «взбесилась». Вызвав полное смятение среди персонала на базе, вторая ступень упала в соседнее болото.

Все последующие запуски не были полностью успешными, но они давали нужную информацию. Был обнаружен чрезмерный нагрев хвостовой части ракеты. Набегающим воздухом это тепло переносилось назад, на органы управления полетом, и повреждало их. Пока эту проблему решали в конструкторском бюро, в качестве временной меры борьбы с перегревом использовали покрытие хвостовой части ракеты силиконовым каучуком.

В апреле 1959 г. была успешно запущена двухступенчатая экспериментальная ракета AX-6. В течение 1959 г. было совершено восемь запусков ракет и были выполнены все задачи, предусмотренные программой летных испытаний. К концу 1959 г. по программе создания ракеты «Поларис» было запущено 45 экспериментальных ракет,

из которых 29 запусков были успешными, 14 частично успешными и два неудачными.

В 1959 г. также было пройдено несколько важных этапов. Запуск ракеты АХ-6 был произведен с корабля

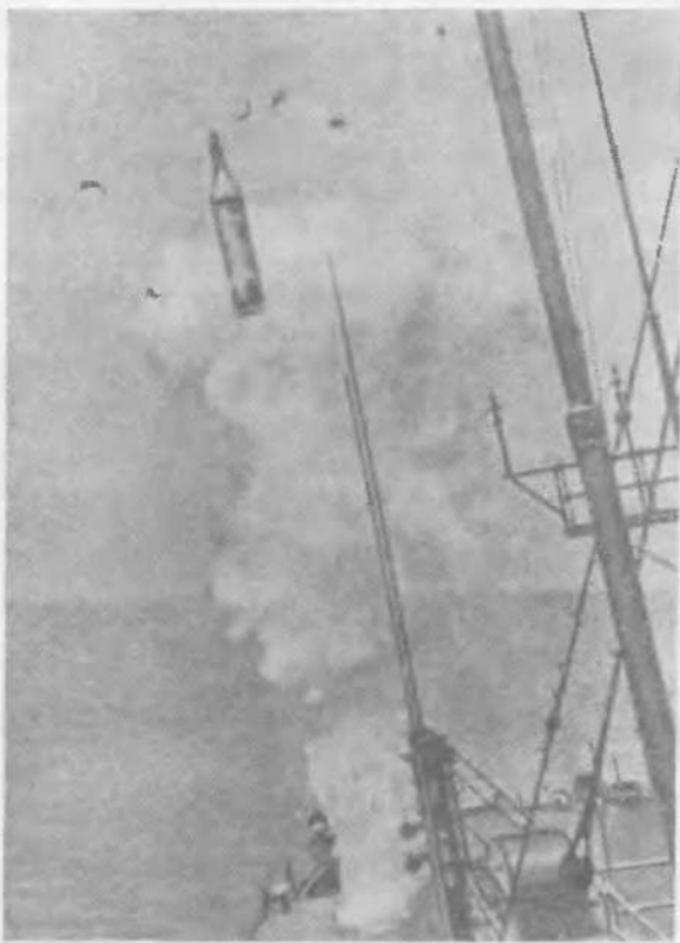


Рис. 11. Старт опытного экземпляра ракеты «Поларис» с корабля «Обзервейшн Айленд» 27 августа 1959 г.

«Обзервейшн Айленд» (рис. 11). Простая неисправность в системе отсечки двигателя привела к уменьшению дальности до 777 км вместо расчетной 1300 км. В сентябре 1959 г. первая ракета А1-Х, очень напоминающая боевую ракету, была запущена со стартовой площадки.

Дальность ее составила 1665 км в отличие от боевого варианта ракеты, который должен был иметь дальность 2220 км. Увеличение дальности при переходе от экспериментальной ракеты к ее боевому варианту было достигнуто в основном путем удаления большого количества бортовых приборов, вес которых является значительным для исследовательских и опытных ракет.

В начале 1960 г. намечалось провести еще 40 испытательных запусков ракеты, для того чтобы обеспечить выполнение требований ВМС к боевой ракете. Таким образом, для проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в процессе разработки баллистической ракеты «Поларис» должно было быть израсходовано 90 ракет.

Система оружия «Поларис» складывается из шести основных элементов:

1. Подводная лодка, которая представляет собой подвижную пусковую платформу.
2. Двухступенчатая ракета средней дальности с РДТТ.
3. Пусковая система, которая способна запустить ракету с подводной лодки, находящейся в погруженном состоянии.
4. Система управления запуском, обеспечивающая запуск ракеты в заданное время и в заданном месте.
5. Навигационная система, обеспечивающая выход подводной лодки в тот пункт, откуда должен производиться запуск ракет.
6. Личный состав, необходимый для обслуживания и запуска ракеты, а также для обслуживания других элементов всей системы.

Стартовая труба современных ракетных подводных лодок имеет несколько большие длину и диаметр, чем требовалось первоначально, чтобы обеспечить запуск большей по габаритам ракеты. При проектировании стартовой трубы исходили из дальности ракеты 2800 км. Увеличение дальности ракеты с 1840 км, которая вначале планировалась для первых боевых ракет, до 2800 км, которая, возможно, потребуется позднее, необходимо не столько для того, чтобы найти большие цели для подводной лодки, как для того, чтобы обеспечить подводную лодку значительно большим пространством в океане для укрытия и убрать ее из мелководных районов вблизи

континентальных массивов¹. Таким образом, ракета с дальностью 2800 км обеспечивает командиру подводной лодки большую свободу маневра.

Производство ракет «Поларис» на заводе фирмы «Локхид» в Саннивейле значительно отличается от производства ракет с жидкостным ракетным двигателем. Поточной линии почти нет. Изготавляются только два главных элемента корпуса ракеты: цилиндрическая центральная часть, которая является связующим звеном между первой и второй ступенями, и усеченный конус, который устанавливается на второй ступени и является связующим звеном с носовым конусом. В основном корпус состоит из ракетных двигателей твердого топлива для первой и второй ступеней. Твердое топливо придает дополнительную жесткость тонкому стальному корпусу двигателей. На заводе фирмы «Локхид» предварительная сборка ракет производится с использованием макетов двигателей, система наведения устанавливается в коническом обтекателе перед второй ступени, и затем ракета проверяется. Окончательная сборка ракет происходит или на полигоне Канаверал — для проведения огневых испытаний ракет, или на военно-морской базе, комплектующей боевые ракеты. Перевозка этих ракет по сравнению с перевозкой ракет, имеющих ЖРД, значительно проще. Транспортер устроен так, что ракете можно внести внутрь контейнера с производственной линии. После этого надуваются похожие по форме на бублики баллоны,держивающие ракету в центре контейнера и предохраняющие ее от ударов и вибраций во время перевозки.

Обычно предстартовый отсчет времени для экспериментального запуска ракеты «Поларис» занимает около 2,5 час, в то время как для баллистической ракеты с ЖРД требуется 8 час. При боевом запуске предстартовый отсчет может длиться всего несколько минут. Конечно, никаких предполетных проверок двигателя в ракете с РДТТ не проводится.

Управление в полете ракетой «Поларис» производится с помощью четырех поворотных сопел, что обеспечи-

¹ В настоящее время имеются три варианта ракеты «Поларис»: А-1 с дальностью 1920 км, А-2 с дальностью 2400 км (изготавливается серийно с конца 1961 г.) и А-3 с дальностью 4000 км (поступит на вооружение ВМС США в 1964 г.). — Прим. ред.

вает управление по углам рысканья, тангажа и крена. Истечение газа из четырех сопел, использованное для первой и второй ступеней ракеты, позволило уменьшить размер сопел, а следовательно, уменьшить длину ракеты, которая составляет около 8,5 м.

Система наведения ракеты «Поларис» в основном также, что и у ракет «Тор» и «Атлас», но за счет миниатюризации ее вес уменьшен раз в пять.

Фирма «Локхид» спроектировала головную часть, используя свой значительный опыт в области аэродинамики больших скоростей.

Экспериментальная ракета «Поларис» была успешно запущена из-под воды, воспламенилась и совершила небольшой управляемый полет 14 апреля 1960 г. на морском полигоне Сан-Клемент (штат Калифорния).

Экспериментальная ракета была вытолкнута из-под воды прототипом пусковой системы, предназначенный для подводной лодки. Вслед за ракетой высоко в воздух поднялся водяной столб, который после воспламенения ракетного двигателя первой ступени под воздействием реактивной струи превратился в облако пара. Примерно в течение пяти секунд активного полета ракета следовала по запрограммированной дуге до высоты около 600 м и затем упала в море, как планировалось, в 800 м от места запуска. Полет продолжался около 20 сек.

Проведенное испытание от выталкивания ракеты из-под воды до воспламенения двигателя в воздухе знаменовало завершение двух важных участков работы, которая продолжалась более двух лет: подводного запуска и летных испытаний. Более 60 макетов ракеты в натуральную величину было запущено на морском полигоне Сан-Клемент. Кроме того, многие десятки макетов в натуральную величину взлетали с шумом к небу на военно-морской судостроительной верфи в Сан-Франциско.

Макет ракеты, использованной в испытании на полигоне Сан-Клемент, соответствовал корпусу ракеты, предназначенному для проведения летных испытаний на дальность 1500 км. Однако на макете условной была лишь вторая ступень и большая часть топлива в двигателе первой ступени была заменена балластом, а действительного топлива имелось всего только на пять секунд работы двигателя. Ракетный двигатель первой ступени был идентичен по весу и физическим свойствам двигателям ракеты

«Поларис», предназначенным для проведения летных испытаний.

Первый пуск из погруженной подводной лодки «Джордж Вашингтон» произошел 20 июля 1960 г. К концу года подводная лодка со своими шестнадцатью ракетами вошла в строй ВМС США.

Таким был арсенал баллистических ракет США в начале 1960 г. Продолжалась также разработка трехступенчатой ракеты «Минитмэн» с РДТТ и двухступенчатой авиационной баллистической ракеты с РДТТ.

ГЛАВА

3

ТРАЕКТОРИИ

Назначение баллистической ракеты дальнего действия состоит в том, чтобы доставить полезную нагрузку (обычно это боевая часть с взрывчатым веществом) из одной точки на поверхности Земли, которая называется точкой запуска, в другую точку, находящуюся также на поверхности Земли и называемую точкой встречи с Землей (целью). Чтобы выполнить эту задачу, баллистическая ракета снабжена силовой установкой, которая разгоняет полезную нагрузку до скорости, с которой она сможет следовать по заранее рассчитанной траектории свободного полета за пределами атмосферы. Полезная нагрузка летит по траектории свободного полета без расходования энергии, до тех пор пока не войдет повторно в плотные слои атмосферы в точке, близкой к цели. Когда движение полезной нагрузки будет замедлено атмосферой, боевую часть можно взорвать на расстоянии от цели, меньшем расчетного радиуса поражения.

На рис. 12 показана типовая траектория баллистической ракеты дальнего действия. Эта траектория делится на три участка, каждый из которых имеет свои особенности. Первый участок называется активным участком траектории. В течение полета на активном участке полезная нагрузка составляет часть всей баллистической ракеты. Ракета запускается со стартового стола вверх. Запуском называется первоначальное движение при переходе от состояния покоя к динамическому полету. Термин «запуск» является синонимом термина «старт» или «взлет».

Начиная с вертикального подъема, активный полет ракеты программируется так, что ракета постепенно отклоняется от вертикали в направлении на цель, пока ее траектория не будет составлять некоторый определенный угол с местным горизонтом. Этот запрограммированный поворот является подготовкой условий полета, необходимых для вывода полезной нагрузки на траекторию свободного полета, которая составляет второй участок типовой траектории. В проекте ракеты необходимо предусматривать, чтобы выгорание всего топлива заканчивалось

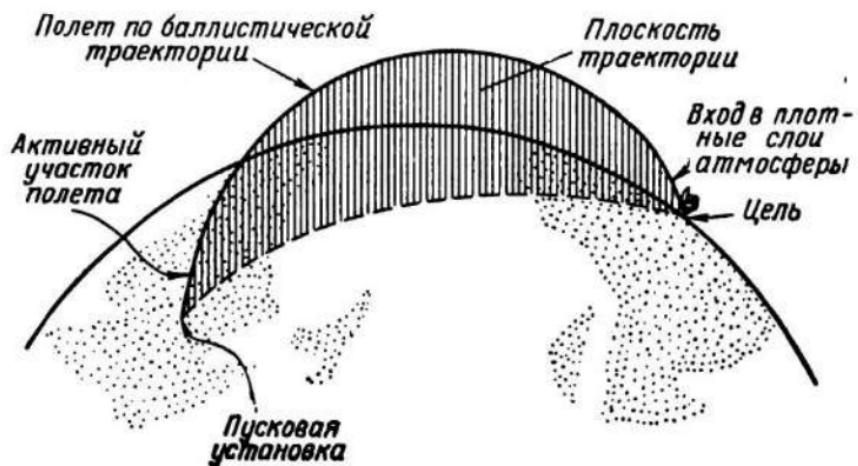


Рис. 12. Траектория баллистической ракеты дальнего действия

к моменту, когда ракета достигнет надлежащей скорости для вывода полезной нагрузки. Прекращение горения топлива в ракетном двигателе происходит в определенный момент времени или в определенной точке траектории ракеты, когда топливо израсходовано или когда его подача отсечена. Скорость полета ракеты в этот момент называется скоростью полета в конце активного участка траектории. Она близка по значению к требуемой скорости вывода на траекторию свободного полета. Угол наклона вектора скорости в конце активного участка траектории есть угол, образованный вектором скорости ракеты с местным горизонтом в момент прекращения работы двигателя. Иногда этот угол называют углом возвышения в момент отсечки топлива.

Точка вывода на траекторию свободного полета находится выше атмосферы, поэтому ракета может следо-

вать по траектории свободного полета в космическом пространстве. Во время свободного полета полезную нагрузку по желанию можно отделить от теперь уже пустых баков и бесполезного двигателя, который использовался для разгона полезной нагрузки до заданной скорости. В этом случае полезная нагрузка следует по траектории свободного полета, постепенно поднимаясь в гравитационном поле, пока не достигнет вершины траектории — точки, которую называют апогеем.

Затем полезная нагрузка начинает снижаться к Земле по нисходящей ветви траектории, и в некоторой точке она войдет в плотные слои атмосферы и с этого момента будет находиться уже на третьем участке траектории. При прохождении атмосферы полезная нагрузка подвергается воздействию сил торможения, аэродинамическому нагреву и вибрации. В конце полета траектория быстро искривляется, и полезная нагрузка может снизиться почти вертикально на свою цель.

Хотя периоды активного полета и входа в атмосферу очень важны, большая часть траектории полета баллистической ракеты представляет траекторию свободного полета ракеты. Именно на этом участке траектории ракета покрывает наибольшее расстояние по пути от точки запуска до цели. Поэтому рассмотрим этот участок.

Если сделать допущение, что Земля имеет плоскую поверхность и неподвижна, и если пренебречь сопротивлением воздуха, то законы движения баллистического снаряда значительно упростятся. Как только снаряд покидает свой механизм выбрасывания, он находится в свободном полете и испытывает постоянное ускорение силы тяжести. Следовательно, если снаряд выбрасывается вертикально вверх, то его скорость будет постоянно уменьшаться под действием силы тяжести, пока она не снизится до нуля. Затем снаряд начнет падать на Землю, ускоряясь, и, когда он возвратится в точку выбрасывания, будет иметь скорость, равную скорости выбрасывания, но противоположную по направлению.

Если снаряду сообщается горизонтальная составляющая скорости, то на эту составляющую ускорение силы тяжести не влияет. Поэтому снаряд движется горизонтально с постоянной скоростью в течение всего этого периода времени, когда под воздействием вертикальной составляющей скорости он достигает верх-

ней точки, а затем падает вниз на уровень точки выбрасывания. В этом случае снаряд перемещался бы по параболической траектории.

Эти простые варианты движения снаряда описывают в большинстве элементарных курсов динамики, но они неприменимы к движению реальной баллистической ракеты, так как поверхность Земли не является ни плоской, ни неподвижной и сопротивлением воздуха пренебрегать нельзя. Ускорение силы тяжести также не является постоянной величиной, а изменяется обратно пропорционально квадрату расстояния от центра Земли.

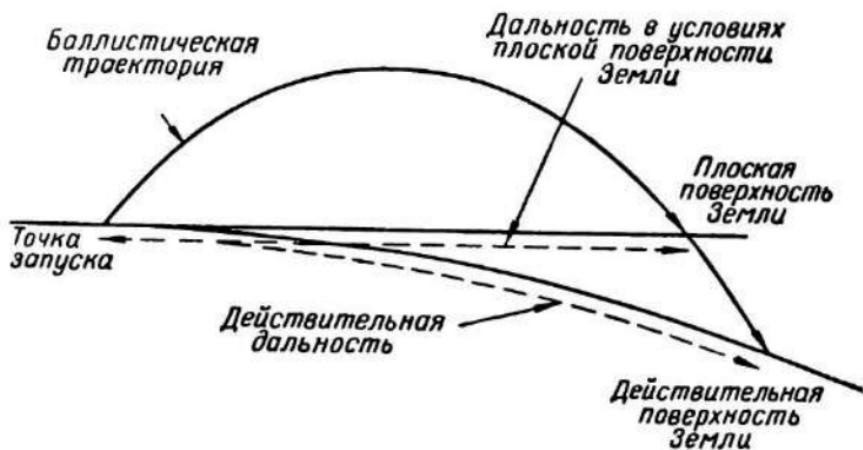


Рис. 13. Вследствие кривизны поверхности Земли дальность баллистического снаряда возрастает

Тем не менее можно точно вычислить ряд независимых поправок, которые можно вносить в величину дальности, вычисленную для плоской Земли, рассматривая их как поправки на отдельные возмущения. Траекторию реальной баллистической ракеты в этом случае можно определить, предположив, что Земля плоская, и затем внести поправки на эти возмущения. Например, влияние вращения Земли на снаряд, направляющийся на восток, оказывается в увеличении его дальности, а на снаряд, летящий на запад, — в уменьшении дальности. Кривизна поверхности Земли дает снаряду дополнительное время для продолжения полета по траектории и тем самым увеличивает дальность (рис. 13). Однако при этом необходимо также вносить поправку на изменение направления действия гравитационной силы, вследствие

чего скорость снаряда замедляется и его дальность уменьшается¹.

Однако для лучшего понимания движения баллистической ракеты Землю следует считать сферической. Можно получить некоторое упрощение, если допустить, что Земля не вращается. Сопротивлением воздуха можно также пренебречь при рассмотрении условий свободного полета, но изменение величины силы тяготения в зависимости от расстояния до центра Земли необходимо учитывать. Земля в этом случае выступает в качестве инерциальной системы отсчета координат и рассматривается как изолированная система, на которую Солнце, Луна, планеты и звезды не оказывают сколько-нибудь значительного влияния. Фактически под влиянием Солнца и Луны точка падения ракеты изменится только на несколько футов на дальностях полета МБР, и поэтому этим влиянием можно пренебречь.

Баллистический летательный аппарат, будь он даже большой многоступенчатой ракетой, имеет незначительную массу по сравнению с массой самой Земли. Так как за пределами атмосферы движение тела происходит в условиях свободного полета, то полная энергия баллистической ракеты остается постоянной в любой точке ее траектории.

Тело, которое движется в пространстве и на которое действует поле центральной силы, такой, как сила тяготения, обладает полной энергией (называемой полной механической энергией), которая представляет собой способность тела совершать работу благодаря своей скорости и занимаемому положению в поле силы. Разрушение при катастрофе мчащегося с большой скоростью автомобиля или удар от падения тяжелого груза являются примерами разрушительной работы этих двух компонентов полной энергии. Полная энергия тела равна также количеству работы, которую необходимо было бы совершить, чтобы тело заняло данное положение в поле центральной силы и приобрело данную скорость. Энергия тела в космическом пространстве складывается, таким образом, из двух компонентов: кинетической энергии, которой оно обладает вследствие своей скорости, и

¹ С учетом кривизны Земли вектор силы тяготения даст составляющую, направленную навстречу движущемуся телу. -- Прим. ред.

потенциальной энергии, которой оно обладает благодаря занимаемому положению в поле центральной силы.

Работа, которую необходимо совершить, чтобы вывести тело из состояния покоя и сообщить ему требуемую скорость, является мерой кинетической энергии, которой обладает тело при такой скорости.

Потенциальная энергия в гравитационном поле Земли определяется как работа, которую необходимо было бы совершить, чтобы передвинуть массу тела со своего места в поле силы в бесконечность, преодолевая тяготение Земли. По смыслу это определение подобно определению потенциала в электростатике. Заметьте, что, если летательный аппарат движется только под воздействием гравитационного поля, имеется всегда лишь одна сила, действующая на этот аппарат, и этой силой является направленная к центру сила тяготения. Так как при этом никакая сила не действует под прямым углом к радиусу-вектору, т. е. к линии, соединяющей баллистический летательный аппарат с центром Земли, то момент количества движения остается постоянным в любых точках траектории в пространстве.

С военной точки зрения единственной задачей баллистической ракеты является доставка полезной нагрузки из одной точки в другую на поверхности Земли; такой нагрузкой является боевая часть какого-нибудь типа. Путь, по которому следует баллистический летательный аппарат, можно приближенно представить, рассматривая только два тела — Землю и полезную нагрузку; последняя имеет незначительную массу по сравнению с массой Земли. Можно допустить, что Земля неподвижна в пространстве; движение полезной нагрузки в этом случае можно определить в системе координат, центром которой является центр Земли. Вся траектория от запуска до падения находится в плоскости, которая определяется вектором скорости и точкой старта. В идеальной задаче о двух телах не существует сил, которые заставляли бы полезную нагрузку уйти из этой плоскости. В действительности существует снос ветром, который может сдвинуть ракету из этой плоскости во время полета в атмосфере на активном и на конечном участках траектории.

Математическое рассмотрение проблемы двух тел показывает, что если полная энергия полезной нагрузки, а именно алгебраическая сумма потенциальной и кинети-

ческой энергии, отрицательна, то траектория представляет собой часть эллипса. Если полная энергия равна нулю, траектория представляет собой параболу, а если полная энергия — положительная величина, то траектория будет гиперболой. При рассмотрении полной энергии исходят из того, что потенциальная энергия отрицательна, а кинетическая энергия положительна по знаку. Потенциальная энергия равна нулю, когда расстояние бесконечно, и она является максимальной отрицательной величиной (бесконечной), когда оба тела соприкасаются.

При эллиптической траектории полная энергия всегда меньше нуля, что означает, что кинетическая энергия должна быть меньше потенциальной энергии тела во всех точках траектории. Поэтому тело неспособно обменять кинетическую энергию на потенциальную энергию в бесконечности и движется по эллиптической траектории вокруг Земли. Когда полная энергия больше нуля, кинетическая энергия превышает потенциальную энергию, и поэтому тело может обменять кинетическую энергию на потенциальную и достигнуть бесконечности с некоторой оставшейся кинетической энергией, даже если его потенциальная энергия равна нулю. Траектория в этом случае гиперболическая по отношению к Земле. Запуск баллистических ракет и искусственных спутников производится по эллиптическим траекториям; вывод тел на космические орбиты производится по гиперболическим траекториям.

Эллипсы, параболы и гиперболы являются коническими сечениями. Таким образом, траектория баллистического летательного аппарата является частью конического сечения, которое может иметь величину эксцентриситета от нуля до единицы. Если бы эксцентриситет был равен нулю, траектория была бы окружностью с центром в центре Земли. Если бы он был меньше единицы, но не равен нулю, траектория была бы эллипсом. Траектория становится параболической для эксцентриситетов, равных единице, и гиперболической для эксцентриситетов, превышающих единицу. И круговая и параболическая траектории представляют собой критические траектории. Малейшее отклонение от точных условий создает либо эллипсы, либо гиперболы. Для круговой траектории кинетическая и потенциальная энергии остаются постоянными. Для параболической траектории кинетическая

энергия всегда равна потенциальной энергии. Эти различные возможные траектории полета вокруг Земли показаны на рис. 14.

Траектории баллистических ракет всегда являются частью эллипсов, т. е. кинетическая энергия у них всегда меньше потенциальной энергии во всех точках траектории. Геометрия типовой траектории баллистической ракеты показана на рис. 15. При рассмотрении траектории баллистической ракеты следует различать три характерных участка. Они соответствуют трем видам наземной дальности полета ракеты, а именно: дальности, достигаемой во время активного полета; дальности, достигаемой во время свободного полета, и дальности, достигаемой во время входа в плотные слои атмосферы. Эти дальности показаны на рис. 15. В первую очередь рассматривается свободный полет.

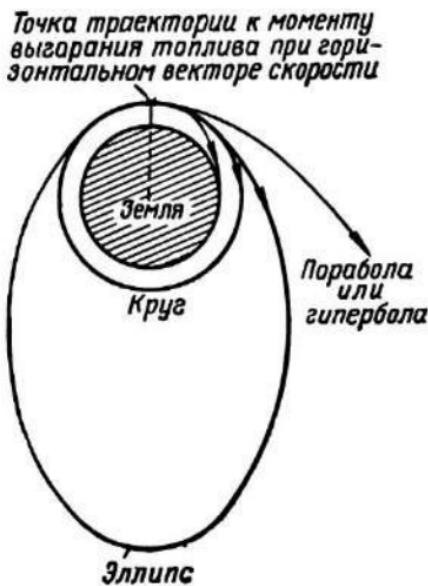


Рис. 14. Типовые траектории, по которым следует тело, движущееся с различной скоростью вокруг Земли. Когда величина вектора скорости возрастает, траектория изменяется от круга до эллипса, а затем переходит к параболе и гиперболе

правленной к центру Земли. Эта траектория лежит в плоскости, в которой находятся как точка траектории в момент выгорания топлива, так и центр Земли, и если вектор скорости в конце активного участка траектории направлен правильно по азимуту, цель будет также находиться в этой же плоскости.

Но даже определение точки старта и точки падения баллистической ракеты не дает возможности определить кривизну траектории, пока не будут определены также

некоторые другие параметры. Предполагая, что дальность и длина радиуса-вектора известны в точке траектории в момент выгорания топлива, следует узнать также величину и направление скорости полезной нагрузки в этой точке, которые необходимы для доставки полезной нагрузки по эллиптической траектории до цели. Конечно, нам хотелось бы узнать, существует ли направление, на котором величина скорости минимальна для



Рис. 15. Траектории баллистических ракет всегда являются эллипсами. Дальность ракеты складывается из трех дальностей, соответствующих активному участку полета, участку полета по баллистической траектории и участку входа в плотные слои атмосферы

данной дальности. Фактически имеется бесконечное множество эллиптических траекторий, которые можно было бы использовать для доставки полезной нагрузки от точки траектории в момент выгорания топлива до точки входа в атмосферу, но до тех пор, пока не будут определены другие ограничивающие факторы, невозможно определить наилучшую траекторию. Чтобы баллистическая ракета могла достичь заданной дальности от точки траектории в момент выгорания топлива, имеется бесконечное количество сочетаний углов наклона к горизонту Θ и скоростей в конце активного участка траектории — V_a ,

но есть и оптимальный угол Θ , при котором предъявляются наименьшие требования к скорости V_a для этой дальности. Поэтому можно было бы ввести ограничение или по скорости V_a или по углу Θ . Затем можно было бы определить другие неизвестные. Так как скорость V_a является функцией отношения веса топлива на ракете к весу полезной нагрузки, то снижение веса топлива и, следовательно, стартового веса ракеты будет получено при сведении к минимуму величины вектора скорости V_a . Одним из путей решения этой проблемы будет определение максимальной дальности, достижимой при данной скорости V_a . Для любой данной скорости V_a имеется траектория максимальной дальности, которая называется траекторией с минимальным энергетическим уровнем. Для данной скорости V_a имеется только одно направление вектора скорости, которое может создать траекторию с минимальным энергетическим уровнем. Однако, с точки зрения требований наведения, возможно, окажется нежелательным полет по траектории с минимальным энергетическим уровнем.

Следовательно, если ракета рассчитана так, что требуемая дальность меньше максимальной дальности для данной скорости V_a , то имеются два решения для угла Θ , которые дают или навесную траекторию (крутую траекторию), или настильную траекторию.

Цель, точка запуска (или фактически точка траектории к моменту выгорания топлива, или точка вывода на баллистическую траекторию) и центр Земли определяют плоскость траектории. Вектор скорости в точке траектории, соответствующей моменту выгорания топлива, должен находиться в этой плоскости. На практике могут быть ошибки: например, положение точки траектории в момент выгорания топлива не совпадает с расчетным, величина вектора скорости и его направление могут также иметь отклонения.

Обычные погрешности при выводе ракеты на баллистическую траекторию классифицируют следующим образом.

I. Погрешности в положении точки вывода ракеты на баллистическую траекторию:

- 1) ракета находится в плоскости траектории, но
 - а) слишком близко или слишком далеко от точки запуска,

- 6) слишком высоко или слишком низко;
- 2) удаление от точки запуска и положение по высоте правильны, но ракета находится вне плоскости траектории, т. е. имеется погрешность в азимуте;
- 3) сочетание этих погрешностей.

II. Погрешности в векторе скорости:

- 1) величина вектора скорости слишком велика или слишком мала;
- 2) угол наклона к горизонту слишком велик или мал;
- 3) сочетание этих погрешностей.

III. Сочетание погрешностей в положении точки вывода и в скорости.

Влияние этих погрешностей на дальность в угловом измерении (определенную углом, образуемым в центре Земли радиусами-векторами, проведенными через точку траектории в момент выгорания топлива и точку входа в атмосферу) и соответственно на положение точки входа в атмосферу весьма различно.

Когда полет происходит в плоскости расчетной траектории, погрешность в удалении точки траектории, достигаемой ракетой к моменту выгорания топлива, от точки запуска при условии, что она находится на заданной высоте, не изменяет дальности траектории свободного полета. Линейная ошибка в положении точки входа в плотные слои атмосферы идентична линейной ошибке в положении точки траектории, достигаемой к моменту выгорания топлива. Если точка траектории в момент выгорания топлива расположена слишком высоко или слишком низко, но находится на правильном расстоянии от точки запуска, то эта погрешность рассматривается как комбинированная погрешность в положении и скорости (рис. 16). Например, если погрешность приводит к тому, что точка траектории, соответствующая моменту выгорания топлива, будет лежать выше заданной точки, то это равноценно тому, что точка траектории, на которой двигатель прекращает работу, находится ближе к точке запуска, но имеет погрешность в величине вектора скорости. Таким образом, эту погрешность можно рассматривать как комбинированную погрешность. Погрешность в скорости была бы погрешностью повышения точки траектории, достигаемой в момент выгорания топлива, и соответственно бы рассматривалась. Погрешность в положении точки вывода соответствовала бы приближению

точки вывода к точке запуска и потому сокращала бы дальность. Таким образом, оба вида погрешностей компенсируют друг друга. При погрешности, которая приводит к тому, что точка траектории, достигаемая ракетой

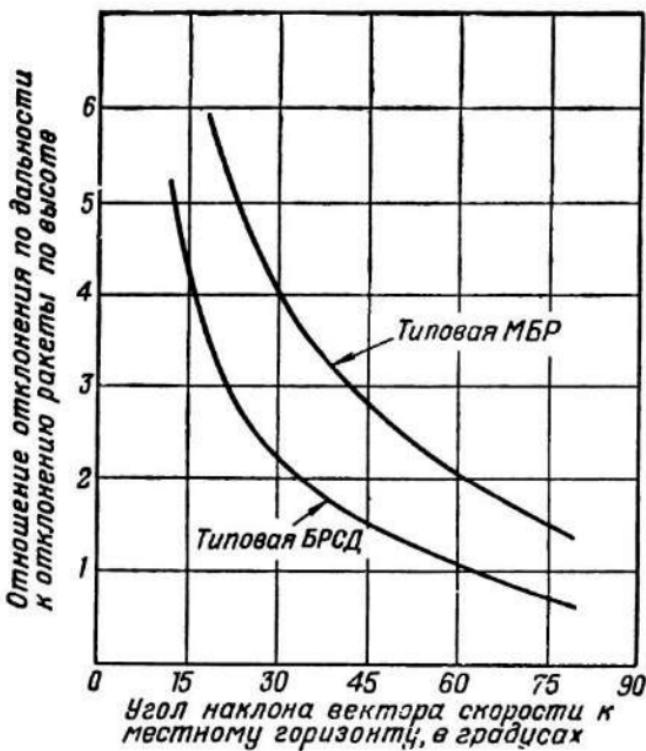


Рис. 16. Отклонения точки падения головной части у двух типов баллистических ракет в зависимости от отклонения ракеты по высоте к моменту выгорания топлива. Отношения этих отклонений даны в зависимости от угла наклона вектора скорости к местному горизонту в конце активного участка полета

в момент выгорания топлива, оказывается ниже расчетной, величина скорости V_a уменьшится, а точка вывода на баллистическую траекторию будет находиться на большем удалении от точки запуска. Погрешность в величине скорости V_a привела бы к сокращению дальности, а точка входа в атмосферу находилась бы дальше от точки запуска из-за погрешности в положении точки вывода на баллистическую траекторию.

Ошибка по азимуту приводит к установлению новой плоскости траекторий (рис. 17). Эта ошибка не изменяет дальности, но сдвигает точку входа в атмосферу в ту или другую сторону от расчетной точки входа в атмосферу. Величина отклонения зависит от дальности и пропорциональна синусу угловой дальности. Линейная ошибка у цели из-за ошибки по азимуту в точке вывода на баллистическую траекторию, таким образом, наибольшая, когда угловая дальность составляет 90° , т. е. для дальности 10 000 км, и нуль, когда угловая дальность составляет 180° , т. е. для дальности 20 000 км. Таким образом, на МБР ошибки по азимуту оказывают большее воздействие, чем на БРСД или на глобальную баллистическую ракету.

Если вектор скорости имеет погрешность по величине в точке траектории, достигаемой к моменту выгорания топлива, то изменится дальность. Производная, которая показывает степень изменения угловой дальности в зависимости от изменения скорости V_a , называется коэффициентом влияния. Этот коэффициент является коэффициентом пропорциональности, который применяется при определении требований к системам наведения и управления, к мощности боевой части ракеты и механизму взрывателя.

Отклонение по дальности представляет собой положительную величину для большей скорости V_a и отрицательную величину для меньшей скорости V_a (рис. 18). Если представляется возможность выбора траекторий, т. е. траектория с минимальным энергетическим уровнем не используется, то выгоднее взять более высокую траекторию, так как это дает меньшее отклонение по дальности при данной погрешности в скорости V_a .

Если направление вектора скорости имеет погрешность, то дальность снова изменяется (рис. 19). Произ-

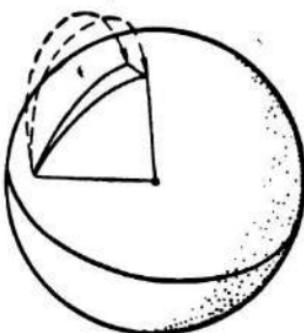


Рис. 17. Отклонения ракеты по азимуту являются причиной установления новой плоскости траектории. Отклонение максимально при угловой дальности 90° и уменьшается до нуля при угловой дальности 180° . Таким образом, отклонения по азимуту оказывают большее влияние на МБР, чем на БРСД и на глобальную баллистическую ракету

водная, которая показывает степень изменения угловой дальности по отношению к углу наклона Θ , также называется коэффициентом влияния. Если возможен выбор траекторий, т. е. если не используется траектория с ми-

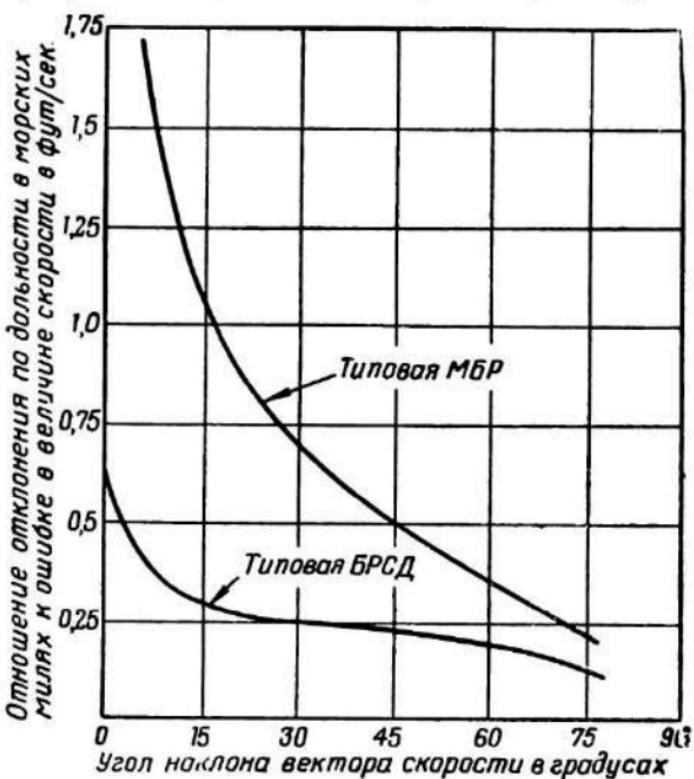


Рис. 18. Изменение дальности типовых БРСД и МБР вследствие ошибки в величине вектора скорости в конце активного участка полета в зависимости от угла наклона вектора скорости к местному горизонту

нимальным энергетическим уровнем, выгодно избрать навесную траекторию для сведения к минимуму отклонения точки входа в атмосферу. При навесной траектории увеличение угла наклона Θ уменьшает дальность; уменьшение угла наклона Θ увеличивает дальность, пока не будет получена траектория с минимальным энергетическим уровнем. Дальнейшее увеличение угла наклона Θ приводит к уменьшению дальности по сравнению с максимальной дальностью. В случае настильной траектории при уменьшении угла наклона Θ уменьшается дальность;

при увеличении угла наклона Θ увеличивается дальность, пока не будет получена траектория с минимальным энергетическим уровнем. Дальнейшее увеличение угла наклона Θ уменьшает дальность.

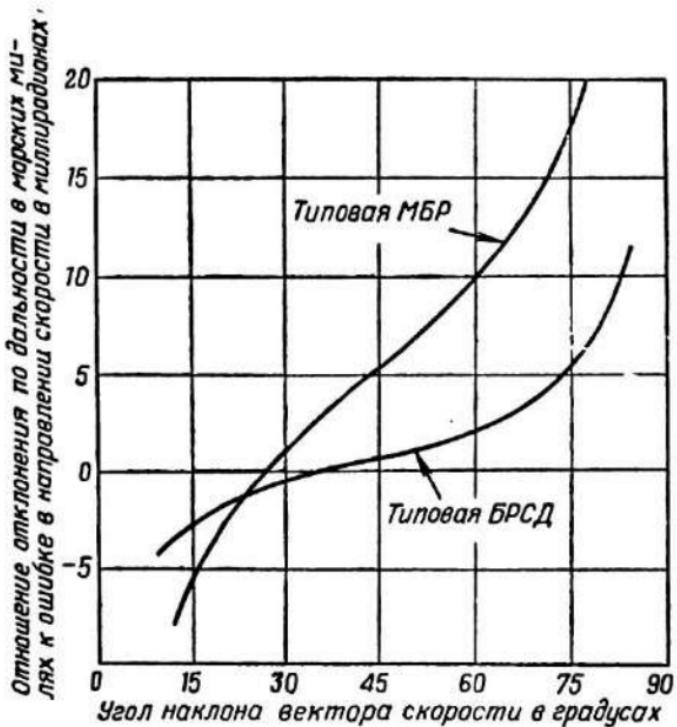


Рис. 19. Изменение дальности типовых БРСД и МБР вследствие отклонений в направлении вектора скорости в конце активного участка траектории в зависимости от угла наклона вектора скорости к местному горизонту в конце активного участка траектории

Коэффициент влияния для траектории, использующей оптимальный угол наклона Θ , таков, что если погрешность в скорости V_a составляет 0,3 м/сек, то отклонение МБР от цели составит приблизительно 1850 м, а отклонение БРСД — около 460 м. Что касается погрешностей в угле наклона Θ , то было установлено, что при траектории с минимальным энергетическим уровнем отклонения в угле наклона Θ вносят малые поправки на величину коэффициента влияния, причем эти поправки меньше всего на ближних траекториях и увеличиваются на дальних

траекториях. Например, у БРСД при угле наклона Θ , соответствующем траектории минимальной энергии и имеющем погрешность в пять градусов, отклонение составит около 3700 м/мрад. Для сравнения укажем, что при той же угловой погрешности отклонение МБР будет в три раза больше.

Отклонение по высоте на 1850 м в конце активного участка траектории у БРСД, следующей по траектории минимальной энергии, приводит к отклонению по дальности на 3700 м точки падения ракеты. Подобное отклонение у МБР, следующей по траектории минимальной энергии, дает отклонение по дальности 6685 м. В случае других траекторий эти отклонения будут меньшими для больших углов наклона Θ , т. е. для навесной траектории, и большими для меньших углов наклона Θ .

Хотя гораздо труднее определить величину ошибок с учетом вращения Земли и в этом случае приходится прибегать к помощи быстродействующих счетно-решающих устройств, фактически их значения отличаются не очень сильно от ошибок, установленных для невращающейся Земли.

Суточное вращение Земли, естественно, влияет на траекторию баллистической ракеты. Скорость вращения составляет приблизительно 15 град/час, что равно линейной скорости 445 м/сек, или 1667 км/час на экваторе. Направление вращения Земли — с запада на восток. Это движение оказывает влияние на полет баллистической ракеты двумя путями: увеличивает или уменьшает скорость в конце активного участка траектории вследствие перемещения ракеты относительно инерциального пространства и, таким образом, изменяет дальность; создает кажущееся движение цели во время полета ракеты, что вызывает необходимость внесения поправки на положение цели.

Изменение в величине скорости в конце активного участка траектории может вызвать значительное изменение дальности, если запуск происходит в низких широтах и плоскость траектории не сильно наклонена к плоскости экватора. Например, МБР, имеющая дальность 10 175 км без учета вращения Земли, фактически могла бы пролететь только 8880 км при запуске точно на запад. Если же ракету запустить в восточном направлении, дальность ее увеличится и составит 12 000 км от пуско-

вой установки. Это влияние, перемещения цели не так заметно на более высоких широтах, и, конечно, оно имеет максимальное значение на экваторе. Учет этого фактора имеет большое значение для ракет дальнего действия, где небольшие изменения в скорости в конце активного участка траектории весьма сильно сказываются на дальности.

Для траекторий ракет, которые направлены не прямо на восток или на запад, скорость вращения Земли должна слагаться из двух составляющих, одна из которых находится в плоскости траектории, а другая перпендикулярна этой плоскости. Составляющая скорости в плоскости траектории изменяет скорость в конце активного участка траектории и должна учитываться, чтобы обеспечить попадание в заданную цель. Составляющая скорости, перпендикулярная плоскости траектории, приводит к ошибке по азимуту, и в траекторию полета приходится вносить поправку на азимут.

Вращение Земли означает также, что может наблюдаться разница в скорости движения пусковой установки и цели. Например, допустим, что баллистическая ракета была запущена с экватора в направлении Лос-Анжелоса. Скорость точки запуска 1667 км/час в восточном направлении, а скорость цели только 1300 км/час. Время полета от экватора до Лос-Анжелоса около 15 мин, так что если ракета была нацелена на город в момент запуска, то он отстал бы от встречи с ракетой вследствие разницы в скоростях за 15 мин полета. Ракета отклонилась бы на 80 км к востоку от Лос-Анжелоса и упала бы в пустыне Мохави.

Любая баллистическая ракета в свободном полете отклоняется вправо в северном полушарии и влево в южном полушарии. Это явление подобно образованию пасатов и муссонов в тропосфере. Разница в скорости между точками на поверхности Земли на различных широтах означает, что во время полета баллистической ракеты происходит перемещение цели относительно точки запуска. У БРСД влияние этого перемещения, естественно, не так значительно, как у МБР, у которой время полета больше.

Определить траекторию с учетом вращения Земли не просто. Обычно применяемый метод представляет собой многократно повторяемый процесс цифровых вычисле-

ний с использованием электронного счетно-решающего устройства. Типовая программа счетно-решающего устройства предусматривает следующие операции.

Сначала определяется траектория минимального энергетического уровня от точки ввода на баллистическую траекторию до точки входа в атмосферу, исходя из предположения, что Земля не вращается. Вычисляется время полета и определяется примерное движение цели за это время. Допустив сначала, что Земля не вращается, цель можно рассматривать как движущуюся над поверхностью Земли к новому положению во время полета. Можно определить новое расстояние до цели и траекторию минимальной энергии для этой новой дальности. Затем устанавливается новая плоскость цели, подходящая для этой новой траектории, и можно найти составляющие скорости земной поверхности в точке в конце активного участка траектории. Затем составляющую в плоскости траектории можно использовать для поправки вектора скорости в конце активного участка траектории, а составляющая, перпендикулярная плоскости, дает поправку, необходимую, чтобы отклонение по азимуту сводилось к нулю.

Этот процесс повторяется несколько раз со все более точным приближением к истинному решению.

Форму траектории свободного баллистического полета можно определить с помощью вектора скорости в конце активного участка траектории, ускорения силы тяжести и радиуса Земли. Зная эти величины, можно вычислить высоту апогея и дальность свободного полета. Период полета на активном участке траектории должен программироваться так, чтобы в момент выключения двигателей требуемый вектор скорости получался в расчетной точке и скорость вывода на траекторию свободного полета достигалась при минимальном расходе топлива. Сведение к минимуму расхода топлива обеспечивает также сведение к минимуму стартового веса ракеты для данной полезной нагрузки и для данной дальности.

Управление полетом баллистической ракеты на активном участке траектории осуществляется изменением направления вектора тяги обычно путем поворота жидкостных ракетных двигателей или путем отклонения реактивной струи в РДТТ. Так как в больших жидкостных ракетных двигателях нельзя легко и точно отсечь подачу

топлива, то маршевые двигатели обычно доводят скорость ракеты до несколько меньшей величины, чем заданная скорость вывода на баллистическую траекторию. Затем верньерные двигатели (обычно с тягой около 450 кг) устанавливают вектор скорости более точно. Для ракет с РДТТ, по крайней мере для БРСД, были найдены методы отсечки двигателей с достаточной точностью, исключающей необходимость в верньерных двигателях.

Активный участок траектории обычной баллистической ракеты складывается из трех участков. Сначала осуществляется старт и происходит вертикальный взлет. Затем следует период полета с нулевой подъемной силой и запрограммированное отклонение от вертикального направления полета. Наконец, наступает период полета при постоянстве положения ракеты с разгоном ее до заданной скорости в конце активного участка траектории. Строго говоря, выгорание топлива в двигателе отличается от отсечки двигателя. Выгорание топлива — это состояние, когда ракетный двигатель перестает работать из-за полного использования топлива. Отсечка двигателя — это прекращение горения в ракетном двигателе по специальной команде об этом¹.

Баллистические ракеты запускаются в вертикальном направлении по ряду причин. Так как баллистическая ракета должна разгоняться до заданной скорости в конце активного участка траектории только существенно необходимую массу, т. е. полезную нагрузку, важно, чтобы несущественная масса, состоящая из корпуса, топливных баков и двигателей, была сведена к минимуму. Чтобы обеспечить выполнение этого условия, вес конструкции ракеты нужно свести к минимуму. Поэтому баллистическая ракета не имеет хорошей поперечной жесткости. Вертикальный взлет сопровождается в основном осевыми перегрузками на конструкцию, которые она может выдержать. Кроме того, вертикальный взлет упрощает проектирование и изготовление пускового устройства, которое удерживает ракету перед стартом и во время выведения двигателя на режим с помощью одних только опор в хвостовой части. Тягооруженность баллистиче-

¹ В этой книге термин «выгорание топлива в двигателе» широко используется для обозначения момента, когда в ракетном двигателе прекращается горение вследствие запрограммированной отсечки топлива или по израсходовании топлива. — Прим. автора.

ских ракет невысока, обычно около 1,35 для гиповой конструкции. Вертикальная составляющая тяги должна превышать вес ракеты, чтобы ракета поднялась в воздух. У ракеты, направленной под углом 40° к вертикалі, вертикальная составляющая тяги была бы равна весу ракеты, и ракета только скользила бы в сторону наклона, не поднимаясь, пока не была бы израсходована некоторая часть топлива и вертикальная составляющая тяги не превысила бы вес ракеты и оставшегося в ней топлива. При невертикальном старте поэтому потребовалась бы более высокая тяговооруженность и, следовательно, появились бы новые трудности, связанные с усложнением всей конструкции ракеты.

Вертикальный старт позволяет ракете подниматься также в плотных слоях атмосферы с относительно малой скоростью, и аэродинамический нагрев при этом не является трудной проблемой. Аэродинамическое сопротивление также невелико, оно не достигает больших значений у больших ракет, совершающих полет с умеренными скоростями в нижних слоях атмосферы. Во время вертикального взлета система управления ракеты не позволяет боковым порывам ветра опрокинуть ракету, после того как она покинула пусковую установку.

После прохождения ракеты через нижние слои атмосферы она осуществляет запрограммированный поворот, чем обеспечивается правильный вывод ракеты на баллистическую траекторию. Этот маневр обычно осуществляется путем тангажа ракеты по направлению к цели. Все это время ракета движется в плоскости цели, т. е. в вертикальной плоскости, проходящей через точку запуска и цель. Этот маневр необходимо выполнять, не вызвав появления чрезмерных боковых перегрузок на конструкцию ракеты.

Поворот ракеты от вертикального полета до заданного угла вывода на баллистическую траекторию, имеющего значение около $20-25^{\circ}$, должен осуществляться как можно быстрее после старта, чтобы расход топлива был небольшим. В этом маневре, который называется поворотом при нулевой подъемной силе, ракета получает импульс для движения по направлению к цели путем резкого поворота ракетных двигателей и возвращения их обратно. Как только ракета отклонилась от своего вертикального положения, боковая сила, возникающая

под действием тяготения, больше не уравновешивается силой тяги. Поэтому ракета продолжает все более отклоняться от вертикали. Во время этого маневра вектор тяги остается параллельным вектору скорости, так что угол атаки остается близким к нулю.

Поворот при нулевой подъемной силе обычно завершается к моменту, когда ракета поднялась выше верхних слоев атмосферы. В этом случае вектор скорости расположен под заданным углом к местному горизонту, но его еще надо совместить с величиной заданной скорости вывода ракеты на баллистическую траекторию. Это осуществляется путем дальнейшего разгона баллистической ракеты.

Если бы вектор тяги остался параллельным вектору скорости в период этого разгона, ускорение силы тяжести искривило бы траекторию в восточном направлении, продолжая исполнение поворота ракеты при нулевой подъемной силе. Воздействие боковой скорости, создаваемое тяготением, необходимо нейтрализовать. Это можно осуществить несколькими методами: линейным программированием тяги, корректирующим импульсом и стабилизацией положения ракеты.

Первый метод заключается в том, что надо направить тягу маршевого ракетного двигателя так, чтобы создавалась боковая составляющая, все время равная гравитационной боковой составляющей и имеющая противоположное направление. Силу тяги пришлось бы запрограммировать как функцию времени, уменьшая ее значение при уменьшении веса баллистической ракеты из-за расхода топлива.

Маневр импульсного типа путем поворота ракетного двигателя сообщил бы ракете начальную боковую скорость, которая постепенно снижалась бы под действием тяготения и стала бы нулевой в момент выгорания топлива.

Эти два метода связаны с довольно значительным расходом топлива по сравнению с третьим методом — стабилизацией положения ракеты, при котором вектор тяги сохраняет постоянное положение по отношению к горизонтальной плоскости в момент запуска. Во время полета создается постоянная тяга, а боковая скорость, возникающая под воздействием тяготения, погашается

только в момент отсечки топлива. Траектория со стабилизацией положения ракеты является самой экономичной траекторией, обеспечивающей компенсацию гравитационных боковых сил. Хотя угол атаки во время этого маневра большой, разреженность атмосферы избавляет конструкцию от опасности боковых перегрузок, создаваемых сопротивлением воздуха или подъемной силой.

Использование энергии топлива на активном участке траектории с наибольшим эффектом имеет большое значение. Следовательно, полное расходование топлива является важной особенностью полета на активном участке траектории. Любые остатки топлива в корпусе ракеты в момент, когда она достигает заданной скорости в конце активного участка траектории, теряются впустую. Более того, ускорение остатков топлива до этой скорости требует расхода энергии, что заставило бы увеличить стартовый вес топлива.

Топливо может пропадать без пользы различным образом. В ракетах с РДТТ конструкция шашки может быть такой, что частицы несгоревшего топлива остаются в камере сгорания или уносятся газовой струей. При использовании жидкого топлива существует вероятность еще большей потери топлива. Если конструкция двигателя и насосов выполнена недостаточно тщательно, часть топлива может остаться в баках ниже всасывающего патрубка насоса; оно может остаться также в трубопроводах, системе охлаждения и в распылительной головке ЖРД. В больших ракетных двигателях остатки топлива могут иметь довольно большой вес, тем самым увеличивая мертвый вес ракеты. Более того, плохой замер расхода обоих топливных компонентов в ракетном двигателе с системой раздельной подачи компонентов может привести к тому, что один из компонентов будет израсходован раньше другого. Нарушение состава смеси не только ухудшило бы характеристики двигателя, но оставшийся неизрасходованным компонент топлива оказался бы излишним.

В ракетах ближнего действия эти явления не представляют серьезной проблемы. Но в МБР, где дальность в большой степени зависит от скорости в конце активного участка траектории, они играют значительную роль. Например, если ракета достигает скорости в конце активного участка траектории 4570 м/сек, каждый кило-

грамм бесполезно теряемого топлива требует десяти килограммов дополнительного топлива при запуске, а при скорости в конце активного участка траектории 7620 м/сек понадобится уже 50 кг дополнительного топлива на каждый килограмм бесполезно теряемого топлива.

Это обстоятельство сильно влияет на дальность. Если один процент стартового веса топлива останется неизрасходованным в конце активного участка траектории, дальность ракеты уменьшится на 160 км. Для компенсации этого потребовалось бы увеличение стартового веса топлива приблизительно на 10%.

Эффективное использование топлива играет важную роль для МБР. Это означает, что при двухступенчатой конструкции ракеты необходимо израсходовать все топливо первой ступени, прежде чем будет включен двигатель второй ступени, и что должен быть минимальный интервал времени между выгоранием топлива в первой ступени и воспламенением в другой. Как в одноступенчатой, так и в двухступенчатой ракете оба топливных компонента необходимо израсходовать одновременно. Для решения этой задачи предусмотрена бортовая система, контролирующая использование топлива. Она состоит из точных расходомеров и других измерительных устройств, определяющих количество топлива в баках в любой момент. Счетно-решающие устройства, составляющие часть системы наведения и управления, можно использовать для определения состава смеси, при котором произойдет одновременное опорожнение баков.

Для управления положением ракеты в пространстве, траекторией полета и скоростью баллистической ракеты во время полета на активном участке траектории используются две сервосистемы. Система управления обеспечивает стабилизацию положения ракеты в пространстве и устанавливает степень отклонений от заданного положения. Она управляет поворачивающими ракету силами, которые создаются путем поворота камеры сгорания ракетного двигателя и смещения вектора тяги на некоторый угол к продольной оси ракеты или путем помещения графитовых рулей в реактивную струю для ее отклонения и, следовательно, для изменения направления вектора тяги. Если баллистическая ракета имеет несколько камер сгорания в своем ракетном двигателе, то пово-

рот камер сгорания можно использовать для создания сил по крену. Если в двигательной установке применена одна камера, силы крена можно создавать небольшими, установленными на карданном подвесе ракетными двигателями, называемыми верньерными двигателями, или используя для этой цели газы, выходящие из газовой турбины турбонасосного агрегата.

Вторая сервосистема называется системой наведения. Она вводит команды в систему управления, с тем чтобы баллистическая ракета двигалась к цели по заданной баллистической траектории. В течение полета на активном участке траектории ракете сообщается энергия, которая образуется при сжигании топлива. Полная энергия, расходуемая во время полета на активном участке траектории, является суммой кинетической энергии ракеты к моменту выгорания топлива и потенциальной энергии в этой точке траектории, а также той энергии, которая была израсходована для преодоления сил аэrodинамического сопротивления и для доставки некоторого количества топлива вверх под воздействием поля тяготения Земли. Энергия, использованная для подъема топлива, которая позже выбрасывается как часть газового потока, и энергия, используемая для преодоления аэrodинамического сопротивления, являются бесполезно потерянной энергией. Конструкция ракеты и программирование тяги должны быть такими, чтобы величина этой бесполезной энергии была возможно меньше. В действительности два фактора действуют в противоположном направлении. Во избежание доставки топлива на высоту через поле тяготения его следует израсходовать как можно быстрее на активном участке траектории. Но это привело бы к большой скорости у ракеты в нижних слоях атмосферы и увеличило бы потери на преодоление лобового сопротивления. Приходится идти на компромисс, который осуществляется в процессе расчета активного участка траектории.

Для обеспечения вывода полезной нагрузки баллистической ракеты на заданную траекторию свободного полета, которая доставит ее к цели, используются системы наведения двух типов. Первым типом является автоматическая система счисления пути, которая называется инерциальной системой наведения (иногда ее называют чисто инерциальной системой). Последнее определение

применяется потому, что вся система размещена в ракете. Во время полета эта система работает независимо от внешних условий, т. е. ей не требуется принимать команды от наземного источника, поэтому она почти не подвержена воздействию контрмер противника.

Другим типом является радионавигационная система наведения. Эта система получает команды с Земли и использует такое наземное оборудование, как радиолокаторы и счетно-решающие устройства, поэтому она подвержена воздействию контрмер противника. Большим преимуществом баллистической ракеты является то, что участок наведения расположен в относительной близости от стартовой установки и составляет небольшую часть всей траектории. Поэтому противнику очень трудно обнаружить ракету, поднимающуюся со стартового стола, и немедленно применить контрмеры для нарушения работы системы наведения. Помимо того, что система наведения нужна всего на несколько минут после взлета, стартовая установка скрыта от цели кривизной поверхности Земли.

Система наведения баллистической ракеты представляет собой такую систему, которая получает и оценивает информацию о полете, сопоставляет ее с данными о цели и преобразует полученную информацию в значения параметров, соблюдение которых обеспечит заданную траекторию полета. Затем система наведения сообщает эти данные в форме команд в систему управления полетом ракеты. Система наведения ракеты может быть автономной и размещаться целиком на ракете, или же эти функции могут выполняться с помощью различных комбинаций наземного и бортового оборудования. Таким образом, наведение представляет собой в основном процесс измерения и последовательного внесения поправок. Измерение является важнейшей частью процесса и должно проводиться с высокой точностью, чтобы боевая часть ракеты достигла своей цели.

Сначала необходимо решить, где должны находиться специальные измерительные приборы, предназначенные для наведения. Затем необходимо выбрать способ осуществления маневра наведения. Имеется несколько методов, с помощью которых можно осуществить маневр ракетой для внесения поправки в траекторию, после того как было обнаружено и измерено отклонение. Каждый

из этих методов сможет обеспечить доставку боевой части с таким расчетом, чтобы цель находилась в пределах радиуса поражения. Избранный метод называется схемой наведения.

В типовой схеме наведения должно применяться счетно-решающее устройство, находящееся в баллистической ракете. Счетно-решающее устройство имеет «память», в которую закладываются элементы стандартной траектории до заданной цели. Эту траекторию иногда называют идеальной расчетной траекторией. В этом случае работа системы наведения заключается в постоянном сравнении фактической траектории ракеты с расчетной траекторией. Если обнаруживается отклонение, то немедленно вносится поправка для возвращения ракеты на расчетную траекторию. Очевидным недостатком такой схемы наведения является то, что любое небольшое отклонение от расчетной траектории всегда сопровождается внесением поправки независимо от того, приведет ли это малое отклонение к падению боевой части в зоне, обеспечивающей поражение заданной цели. Например, слабые порывы ветра, если они отклоняют ракету от точной расчетной траектории, приводят к внесению поправки. Поэтому эта схема является дорогостоящей с точки зрения расхода топлива.

В другой схеме наведения также используется бортовое счетно-решающее устройство, но на этот раз счетно-решающее устройство программируют для вычисления величины промаха вследствие отклонения ракеты от расчетной траектории, предполагая, что никаких других нарушений не произойдет. Только когда система наведения обнаружит, что величина промаха превышает заранее определенное значение радиуса поражения, вводится поправка. Работа сводится к накоплению в счетно-решающем устройстве коэффициентов промаха; эти коэффициенты выводятся из коэффициентов влияния. Например, отклонение вектора скорости в градусах и отклонение скорости в метрах в секунду, которые создают промах в 1600 м для данной траектории, будут заложены в счетно-решающее устройство. Следовательно, если порыв ветра нарушит полет ракеты по траектории, то поправка будет введена через сервосистему управления только в том случае, если двигатель не сможет обеспечить таких параметров в конце активного участка тра-

ектории, которые позволят ракете все же поразить цель в пределах заданной величины промаха.

Чтобы баллистическая ракета выполнила свою основную задачу, она должна проектироваться для поражения определенной цели. При этом необходимо учитывать многие факторы и их взаимодействие. Общие уравнения для решения всей этой проблемы сложны и трудноразрешимы даже с помощью больших цифровых счетно-решающих устройств. Вместо того чтобы пытаться найти общее решение проблемы, выполняются расчеты для определенных этапов с выбором траектории, по которой ракета вероятнее всего последует.

Коэффициенты промаха или коэффициенты влияния показывают, какие допуски характеристик возможны при проектировании ракеты. Коэффициент промаха получают исходя из того, что только одна погрешность имеет место в данное время; поэтому при одновременном воздействии нескольких погрешностей возникают трудности, которые требуют очень сложных вычислений для получения правильного решения.

Конструктору баллистической ракеты необходимо также учитывать допустимое рассеивание точек падения. Это в свою очередь зависит от мощности боевой части, размеров самой цели, характера цели, способа боевого применения ракет и точности данных о положении цели. Многие расстояния на межконтинентальных дальностях известны только с точностью до нескольких километров.

Допустимое рассеивание баллистической ракеты обычно определяется по вероятному радиальному отклонению, которое представляет собой радиус круга, в пределах которого должна упасть половина успешно запущенных ракет. Только те ракеты, которые действительно взлетают и выводятся на баллистическую траекторию, принимаются во внимание при вычислении вероятного радиального отклонения. Если ракета взрывается на стартовом столе или во время полета на активном участке траектории или если в системе управления и наведения обнаружится неисправность во время полета на активном участке траектории, то такая ракета не учитывается в статистических данных. Потери ракет при катастрофах рассматриваются как следствие недостаточной их надежности и с точки зрения статистики подлежат другой категории учета. Ошибки, которые влияют

на вероятное радиальное отклонение, в основном являются случайными ошибками.

Во время полета на конечном участке траектории, когда головная часть входит в плотные слои атмосферы и быстро затормаживается при падении в направлении цели, форма траектории изменяется от эллиптической до кругой. Эта увеличивающаяся кривизна или крутизна траектории создается торможением ракеты из-за аэrodинамического сопротивления.

В точке входа в атмосферу ракета летит чрезвычайно быстро, и вход в атмосферу необходимо програмировать так, чтобы ни силы торможения, ни аэродинамический нагрев не оказались опасными для боевой части. Улучшение условий полета в плотных слоях атмосферы достигается выбором подходящего профиля головной части ракеты. Очень тупые тела создают быстрое торможение и падают на цель относительно медленно. Тела с более заостренной носовой частью имеют меньшее торможение и приближаются к цели быстрее. Затупленная головная часть, хотя и может избежать серьезного аэrodинамического нагрева, приближается к цели так медленно, что ее можно перехватить антиракетой. С другой стороны, быстро движущееся в плотных слоях атмосферы тело нагревается до высокой температуры. На первых американских баллистических ракетах применялась тупая конфигурация передней части. Позднее, когда проблемы нагрева были решены, стали использоваться более заостренные обводы головной части.

Во время входа головной части в плотные слои атмосферы может произойти ее отклонение от цели из-за не предвиденных ветров и метеорологических условий в районе цели. Головная часть заостренной формы с аблирующим покрытием может приблизиться к цели быстрее из-за меньшего торможения в атмосфере, поэтому боковые ветры оказывают на нее меньшее воздействие.

Существует также проблема поддержания динамической стабилизации головной части, для того чтобы она имела заранее определенное положение по отношению к потоку воздуха и тем самым сохраняла свои теплозащитные характеристики. Во время прохождения плотных слоев атмосферы скорость головной части будет быстро уменьшаться с 16 000 км/час до 1100 км/час. В процессе уменьшения скорости характеристики атмосферы также

быстро изменяются; например плотность атмосферы возрастает в 10 раз через каждые 16 км снижения. Поэтому на конечном участке траектории полета баллистической ракеты динамическое давление нарастает с увеличением плотности воздуха. Если головная часть ориентирована неточно, она начинает колебаться вокруг своего центра тяжести. Частота колебаний нарастает по мере прохождения головной части все более плотных слоев атмосферы и потери ею скорости. Затем амплитуда колебаний уменьшается, после чего следует дальнейшее ее нарастание. Эти колебания зависят от формы головной части, а также от угла, под которым она входит в атмосферу.

Форма тела оказывает значительное влияние на его устойчивость. Существуют два основных типа устойчивости: статическая устойчивость и динамическая устойчивость. Статической устойчивостью называется способность тела занять положение носовой частью вперед при входе в атмосферу независимо от того положения, которое оно имело при возвращении в атмосферу. Длинное, тонкое, заостренное тело статически неустойчиво. Очень тупая головная часть устойчива. Динамической устойчивостью называется способность тела прекращать колебания относительно занятого им правильного положения. Создание динамической устойчивости представляет серьезную проблему на участке полета, когда головная часть затормаживается до диапазона околовзвуковых скоростей в нижних слоях атмосферы. Здесь тупоносое тело динамически очень неустойчиво.

Общая устойчивость, таким образом, достигается компромиссным решением при выборе между тупой и заостренной формой. Выгодно использовать относительно тупое тело без слишком плоской лобовой поверхности.

Торможение, испытываемое входящей в плотные слои атмосферы головной частью, максимально, когда баллистическая ракета имеет дальность около 8000 км. Торможение сначала нарастает как функция дальности, так как скорость входа в атмосферу увеличивается. Но угол входа в атмосферу становится меньше при увеличивающейся дальности. Поэтому силы торможения действуют в течение более длительного периода времени, так как головная часть не может быстро пройти через атмосферу. Глобальная баллистическая ракета с дальностью

16 000 км испытывает меньшие силы торможения, чем БРСД. Типичной величиной торможения для МБР является 60 g. Типичное значение для БРСД 40 g. Форма головной части не оказывает значительного влияния на торможение, если полное торможение происходит до падения головной части на поверхность Земли. Форма влияет на высоту, на которой происходит основное торможение. Например, если головная часть ракеты имеет скорость входа в атмосферу 22 500 км/час, то при тупоносой форме она будет заторможена до нескольких тысяч метров в секунду на высоте выше 16 км. С другой стороны, головная часть заостренной формы будет заторможена до той же самой скорости тогда, когда она будет отстоять от поверхности Земли на 8 км.

Влияние нагрева для различных форм головной части рассматривается в главе 5.

Рассмотрев, что должна выполнять баллистическая ракета, а также траекторию, по которой она должна следовать, мы теперь можем рассмотреть собственно ракету, ее двигательную установку и полезную нагрузку.

ГЛАВА

4

КОНСТРУКЦИЯ РАКЕТЫ

В первой главе отмечалось, что баллистическая ракета состоит из нескольких основных элементов: двигательной системы, топлива для этой системы, баков для топлива, силовой конструкции, которая способна передавать тяговое усилие полезной нагрузке, системы наведения, вспомогательных источников питания и полезной нагрузки. Несущие топливные баки и конструкция самой ракеты называются корпусом ракеты. Таким образом, корпус баллистической ракеты представляет совокупность конструктивных и аэродинамических компонентов, которые служат опорой для различных систем и узлов, составляющих ракету.

Блок-схемы типовых баллистических ракет с жидкостным ракетным двигателем показаны на рис. 20. На рис. 20, а показана одноступенчатая ракета, на рис. 20, б — двухступенчатая ракета.

И одноступенчатая ракета, и каждая ступень двухступенчатой ракеты содержат ракетный двигатель (A) и два топливных бака: один для горючего (B), другой для окислителя (C). Компоненты топлива подаются в двигатели из баков с помощью турбонасосного агрегата. Этот агрегат состоит из насоса подачи горючего (D) и насоса подачи окислителя (E), приводимых в действие турбиной (F). Ракета управляетя в полете системой управления (G), которая приводит в действие устройство регулировки вектора тяги (H). Сигналы управления вырабатываются в результате получения команд от системы наведения (I), которая определяет, находится

ли ракета на нужной траектории, в полете по которой она сможет достичь своей цели. Вспомогательный источник питания (*J*) снабжает электрической и гидравлической энергией различные бортовые устройства и подси-

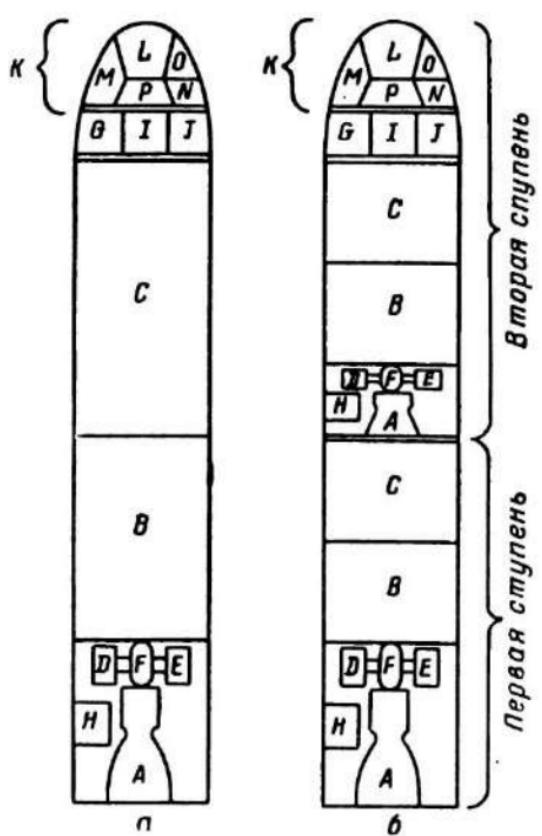


Рис. 20. Блок-схема типовой баллистической ракеты с двигателем жидкого топлива:
а) одноступенчатый вариант ракеты; б) двухступенчатый ракеты. Значение букв приводится в тексте

а) одноступенчатый вариант ракеты; б) двухступенчатый ракеты. Значение букв приводится в тексте

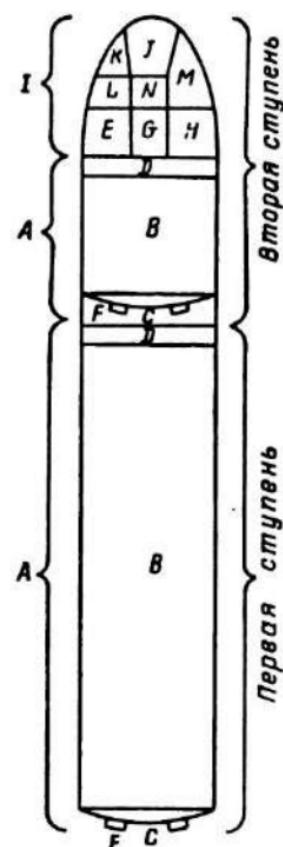


Рис. 21. Блок-схема типовой двухступенчатой баллистической ракеты с двигателем твердого топлива. Значение букв приводится в тексте

стемы ракеты. Носовой конус (*K*) содержит боевую часть (*L*), взрыватель (*M*), механизм взвешивания взрывателя (*N*), предохранительное устройство (*O*) и оборудование наведения во время входа в плотные слои атмосферы (*P*). В двухступенчатой ракете некоторые подсистемы имеются как в первой, так и во второй ступенях.

Блок-схема типовой двухступенчатой баллистической

ракеты с двигателем на твердом топливе показана на рис. 21. Первая и вторая ступени содержат ракетный двигатель твердого топлива (*A*). Этот двигатель состоит из заряда твердого топлива (*B*) и реактивного сопла (*C*). Он имеет устройство для выключения двигателя (*D*) путем отсечки топлива, когда полезной нагрузкой достигнута заданная скорость. Кроме того, РДТТ имеет устройство управления вектором тяги, с помощью которого можно корректировать траекторию.

Как и в ракетах с жидкостными ракетными двигателями, управление в полете достигается за счет использования системы управления (*E*), которая приводит в действие устройство регулировки вектора тяги (*F*). Сигналы управления вырабатываются на основании команд, поступающих от системы наведения (*G*), которая определяет, находится ли ракета на правильной траектории, позволяющей достичь цели, или отклонилась от нее. Вспомогательный источник питания (*H*) снабжает электрической и гидравлической энергией подсистемы внутри ракеты. Носовой конус (*I*) содержит боевую часть (*J*), взрыватель (*K*), механизм взвешивания взрывателя (*L*), предохранительное устройство (*M*) и оборудование наведения во время входа в плотные слои атмосферы (*N*). В некоторых отношениях ракета с двигателем на твердом топливе выглядит проще, чем ракета с двигателем на жидком топливе.

Движение баллистической ракеты обычно обеспечивается ракетным двигателем. Ракетный двигатель прикладывает к летательному аппарату неуравновешенную силу и потому способен приводить его в движение. Тяга ракетного двигателя возникает вследствие ускорения относительно ракетного двигателя массы топлива, находящегося внутри летательного аппарата, приводимого в движение ракетным двигателем. В ракетных двигателях, которые применяются до сих пор в баллистических ракетах, ускорение массы топлива создается с помощью:

- а) высвобождения тепловой энергии при химической реакции топлива внутри камеры сгорания;
- б) применения расширяющегося сопла для получения сверхзвуковой реактивной струи, которая создается путем расширения газа при переходе от области высокого давления в камере сгорания к области низкого давления окружающей среды.

Камера сгорания и расширяющееся сопло называются камерой ракетного двигателя.

Топлива, используемые в ракетных летательных аппаратах, могут храниться в них в твердом или жидким состоянии, и двигатели, в которых они сгорают, соответственно называются ракетными двигателями на твердом топливе или жидкостными ракетными двигателями.

Ракетный двигатель представляет собой в основном камеру, содержащую газ высокого давления, постоянно пополняемую, по мере того как часть газа истекает через сопловое отверстие в область более низкого давления вне камеры. Простейший ракетный двигатель состоит из камеры сгорания, в которой горючее можно сжигать в окислителе. Окислитель можно хранить или отдельно, как в жидких топливах, или в смеси с горючим, как в твердых топливах. Горючее и окислитель составляют топливо. В жидкостном ракетном двигателе они впрыскиваются в камеру сгорания. В двигателе твердого топлива топливный бак одновременно является и камерой сгорания. Топливная смесь воспламеняется электрическим разрядом, термическим или химическим путем, чтобы получить химическую реакцию с выделением тепла. Молекулы газа, получаемого в процессе сгорания, обладают большим количеством энергии и быстро перемещаются во всех направлениях внутри камеры. Каждая из этих молекул в отдельности обладает высокой кинетической энергией, но их движение носит хаотический характер. Для получения реактивного движения это случайное движение молекул необходимо направить как можно организованнее в сторону выхода из камеры ракетного двигателя.

При истечении через расширяющееся сопло случайное движение частиц газа переходит в более направленное движение. Газ выходит из камеры ракетного двигателя в виде потока, обладающего высокой скоростью.

Горючим для ракетного двигателя могут служить многие вещества, начиная с твердых веществ, таких, как битум, синтетический каучук, бериллий, и кончая такими хорошо известными промышленными жидкими горючими веществами, как бензин, спирт, авиационный керосин и даже сжиженный газ, например водород. Окислителей насчитывается более ограниченное количество. В качестве окислителей используются жидкий кислород, азот-

ная кислота и концентрированная перекись водорода. В ракетах «Атлас», «Титан», «Тор» и «Юпитер» окислителем является жидкий кислород.

Твердые топлива помещаются в камере сгорания. Жидкие же топлива приходится подавать из баков в камеру сгорания. В небольших ракетных двигателях это осуществляется с помощью сжатого инертного газа, вытесняющего топливо из баков. Для больших двигателей, используемых в баллистических ракетах, применяются центробежные насосы, которые приводятся в действие газовой турбиной.

Воспламенение ракетного двигателя баллистической ракеты является началом процесса сгорания топлив. В течение периода воспламенения пламя поддерживается за счет вспомогательного топлива и начинается медленная подача компонентов основного топлива. Как только горение топлива стабилизируется, происходит осуществляемый автоматически или вручную перевод на максимальный режим горения.

Полная тяга, создаваемая ракетным двигателем, складывается из кинетической составляющей тяги, возникающей вследствие ускорения газового потока, и статической составляющей тяги, возникающей из-за разницы между давлением газового потока на выходе из сопла и давлением окружающего воздуха. Полная тяга достигает максимума у данного ракетного двигателя, когда статическая составляющая тяги равна нулю, т. е. когда давление газового потока на срезе сопла равно давлению окружающей среды. В отличных от этого условиях сопло перерасширяет или производит неполное расширение газового потока, что приводит к уменьшению к. п. д. Так как в период активного полета баллистическая ракета поднимается в атмосфере, то внешнее давление меняется. Создать идеальные условия расширения невозможно, и при выборе оптимального режима работы ракетного двигателя необходимо учитывать влияние неправильного расширения газового потока на некотором участке активного полета.

Таким образом, ракетный двигатель состоит из камеры сгорания, в которой сжигается топливо для получения сильно нагретого газа, и реактивного сопла, протекая через которое газ расширяется и ускоряется. Сходящееся-расходящаяся форма сопла (сопло Лаваля),

необходимая для получения сверхзвуковой струи, создает дозвуковой поток вплоть до самого узкого участка сопла, называемого критическим сечением (горловиной) сопла, и сверхзвуковой поток — за пределами этого сечения.

Скорость реактивной струи ракетного двигателя есть скорость, с которой газы выбрасываются из сопла. Кинетическая составляющая тяги пропорциональна скорости реактивной струи и ее массе. Скорость реактивной струи пропорциональна температуре газа внутри камеры сгорания и обратно пропорциональна среднему молекулярному весу продуктов сгорания. Топлива, обогащенные водородом и другими легкими элементами, имеют, следовательно, преимущество, так как они обеспечивают низкий средний молекулярный вес реактивной струи.

Скорость истечения реактивной струи зависит также от отношения удельных теплоемкостей газа и термодинамического к. п. д. процесса расширения газа в реактивном сопле. Эффективная скорость истечения газов определяется с учетом статической составляющей тяги и вычисляется исходя из полной тяги и массового расхода.

Массовый расход из сопла пропорционален давлению в камере сгорания и площади критического сечения сопла.

Тяга, развиваемая ракетным двигателем, определяется давлением в камере, площадью критического сечения сопла и величиной, называемой коэффициентом тяги. Последний является функцией степени расширения сопла, отношения удельных теплоемкостей выхлопных газов и внешнего давления.

Характеристическая скорость истечения пропорциональна давлению в камере, площади критического сечения сопла и обратно пропорциональна массовому расходу через сопло. Она является показателем характеристики топлива. В частности, характеристическая скорость определяется давлением в камере сгорания, необходимым для получения единицы массового расхода используемого топлива на единицу площади критического сечения сопла.

Удельный импульс ракетного двигателя есть тяга на единицу весового расхода топлива.

При проектировании ракетного двигателя применяются следующие наиболее употребительные уравнения:

$$W = mg = P_c A_t g / C^*;$$

$$F = P_c A_t C_F;$$

$$I_s = F/W = C_{eff}/g = C_F C^*/g,$$

где W — весовой расход топлива, m — массовый расход топлива, g — ускорение силы тяжести, P_c — давление в камере сгорания, A_t — площадь критического сечения сопла, C^* — характеристическая скорость, F — тяга, C_F — коэффициент тяги, I_s — удельный импульс, C_{eff} — эффективная скорость истечения газов.

В установке жидкостного ракетного двигателя имеются четыре основных элемента, не считая топливных баков, которые обычно являются несущими и включаются в конструкцию корпуса ракеты. Этими элементами двигательной установки являются: система подачи топлива из баков в камеру сгорания; камера двигателя, где происходит сгорание топлива и откуда продукты сгорания выбрасываются с большой скоростью; система управления, которая инициирует, прекращает и регулирует работу двигателя, и вспомогательные устройства, как, например, устройство для отклонения реактивной струи с целью изменения направления вектора тяги.

При проектировании жидкостного ракетного двигателя следует обратить внимание на следующие особенности. Сам двигатель состоит из нескольких агрегатов, к которым относятся клапаны, турбонасосы, газогенератор, камера сгорания и система управления вектором тяги. Клапаны подразделяются на главный отсечный клапан топлива, дренажный, заправочный, контрольный, предохранительный, редукционный и распределительный клапан газогенератора. В конструкции этих клапанов должны быть учтены такие особенности, как тип регулируемого клапаном вещества — топливо, гидравлическая жидкость, газы. Должны приниматься во внимание способ действия клапана, требуемые зазоры, необходимый материал седла, так же как и величина запаздывания рабочего времени, структура потока после клапана и требования высокой надежности.

Турбонасосный агрегат состоит из турбины, насоса подачи окислителя и насоса подачи горючего. Обычно

применяются активные турбины, так как они проще по конструкции и имеют меньший вес на единицу мощности. Рабочая смесь, образующаяся в газогенераторе, проходит через сопловую коробку, где ее энталпия (теплосодержание) преобразуется в кинетическую энергию. На колесо турбины и лопатки поступает газ, обладающий высокой скоростью, и его кинетическая энергия преобразуется во вращение колеса. Турбина проектируется с учетом не только потребной мощности, но также и обеспечения ее высокого к. п. д. К. п. д. турбины зависит от скорости рабочего тела, окружной скорости лопаток, количества ступеней, а также от применяемых редукторов и сцеплений. Выхлопное сопло турбины должно проектироваться так, чтобы выходная мощность оставалась постоянной при увеличении высоты полета, т. е. несмотря на уменьшение давления окружающей среды, когда ракета поднимается в атмосфере. Оба насоса очень часто бывают насосами центробежного типа, что эффективно и экономично с точки зрения веса и объема. Насосы должны обеспечить перекачку больших потоков при высоких давлениях без кавитации и без задержки газов в насосе. Обычно топливный насос имеет крыльчатку, которая вращается внутри кожуха, разгоняя жидкость до высокой скорости на периферии крыльчатки. Затем жидкость проходит в улитку и диффузор, который преобразует кинетическую энергию жидкости в энергию давления. Насосы должны проектироваться для данного расхода жидкости и потребного напора жидкости, что определяется заданным давлением в камере сгорания, перепадом давления в системе охлаждения, клапанах и форсунках. К другим важным параметрам при проектировании насосов относятся окружная скорость концов лопастей крыльчатки и количество мест внутренних и внешних утечек. Давление на входе должно определяться с учетом существующей высоты всасывания, а также с учетом проблем кавитации.

Нагретая рабочая смесь для турбины турбонасосного агрегата поступает от газогенератора, который может быть генератором «холодного» типа, работающим на однокомпонентном топливе, или от «горячего» генератора, использующего сгорание топливных компонентов ракеты при насосной подаче. Вытеснительные системы для питания газогенератора работают с отдельным запасом

жидкого топлива. Можно также сжигать твердые топлива для обеспечения турбины газом. Во всех этих системах определяющим фактором является температура используемых газов в момент поступления их в турбину. Чтобы температура газов не превышала допустимого уровня, часто используются обогащенные смеси.

Камера жидкостного ракетного двигателя состоит из камеры сгорания, реактивного сопла и головки с форсунками. Конструкция камеры ракетного двигателя определяется используемыми топливами, заданной тягой, допустимым давлением внутри камеры, высотами, на которых камера ракетного двигателя должна работать, температурой процесса сгорания и способом охлаждения. После определения размеров камеры ракетного двигателя определяются площадь критического сечения сопла, степень его расширения и скорость потока газовой смеси. При необходимости длительной работы двигателя почти всегда используется регенеративное охлаждение.

Управление вектором тяги обеспечивается установкой поворотной камеры ракетного двигателя, или отклонением реактивной струи с помощью газовых рулей, или же установкой поворотного сопла.

Система управления ракетного двигателя баллистической ракеты должна обеспечивать запуск и выключение двигателя в заданное время. Она также должна обеспечивать сохранение тяги на заранее определенном уровне и подачу топлива в камеру сгорания при заданных давлениях и составе смеси. Система управления двигателем должна реагировать на любые неисправности и нарушения в исполнении последовательности операций по запуску и выключению двигателя и должна выключать двигатель, в случае если возникают ненормальные или опасные условия работы. После выключения двигателя система управления должна обеспечить слив неиспользованных топлив. Некоторые двигатели баллистических ракет показаны на рис. 22.

На рис. 23 показан продольный разрез типового жидкостного ракетного двигателя для БРСД. На этом снимке видны газогенератор и газовая турбина. Редуктор используется для связи вала турбины с топливными насосами. В каждом насосе имеется спиральная крыльчатка, которая понижает кавитацию, и центробежная

помпа, которая создает высокое давление на выходе. Из насосов топливные компоненты проходят через главные топливные клапаны системы управления двигателем в камеру ракетного двигателя. Они впрыскиваются через форсунки в камеру сгорания, где их сжигают. Расширение газов для получения сверхзвуковой скорости происходит в сверхзвуковом сопле. Камера ракетного двига-



Рис. 22. Ряд камер ракетных двигателей для баллистических ракет, выпускаемых фирмой «Рокетдайн». Слева направо: двигатель для ракеты «Редстоун» (тяга 34 т), двигатель для ракеты «Юпитер» (тяга 68 т), маршевый двигатель для ракеты «Атлас» (тяга 27,2 т), двигатель для ракеты «Тор» (тяга 68 т), экспериментальный двигатель Е-1 (тяга 181,4 т)

теля охлаждается путем пропускания горючего через многочисленные трубы, которые образуют стенки камеры.

Камеры жидкостных ракетных двигателей, используемых в баллистических ракетах, изготавливаются из трубок никелевого сплава, по которым течет охладитель. Процесс изготовления камер состоит из сборки трубок в соответствии с обводами камеры сгорания и сопла и последующей спайки или сварки этих трубок вместе. В первое время вокруг трубок наваривались стальные полосы для придания трубкам необходимой радиальной

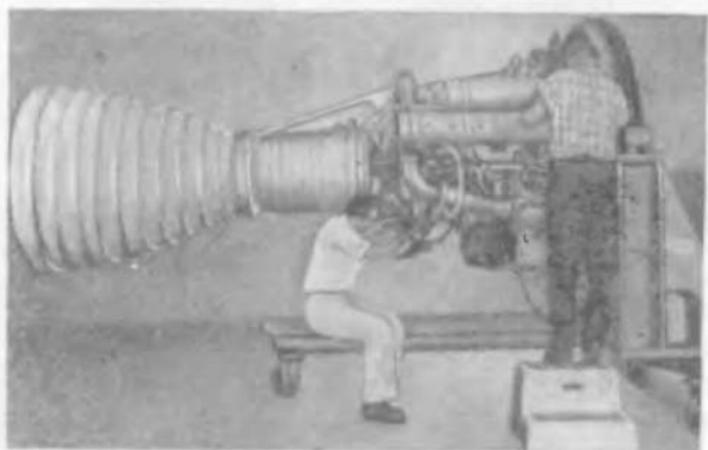
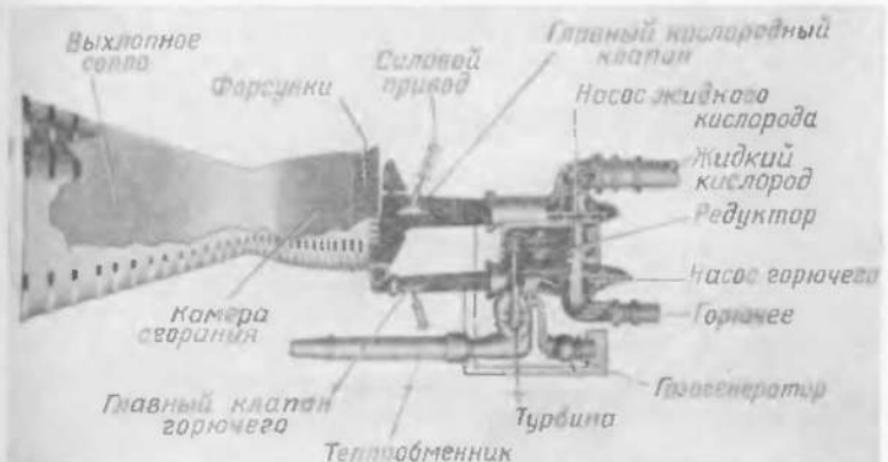


Рис. 23. Типовой жидкостный ракетный двигатель для баллистической ракеты:

а) *вверху* продольный разрез, на котором показаны основные компоненты двигателя;
внизу б) фотография жидкостного ракетного двигателя для БРСД «Тор»

прочности. Позднее была получена значительная экономия в весе камеры ракетного двигателя путем замены стальных полос нескручиваемой лентой из стекловолокна, наматываемой, как бинт, вокруг камеры и затем вулканизируемой.

В ракетных двигателях твердого топлива топливный заряд содержит в себе горючее и окислитель и помещается в камере сгорания. Форма заряда и метод его

сжигания обеспечивают управление силой тяги. Скорость горения обычно определяется как скорость, с которой поверхность топлива уменьшается в направлении, перпендикулярном поверхности, соприкасающейся с горячим

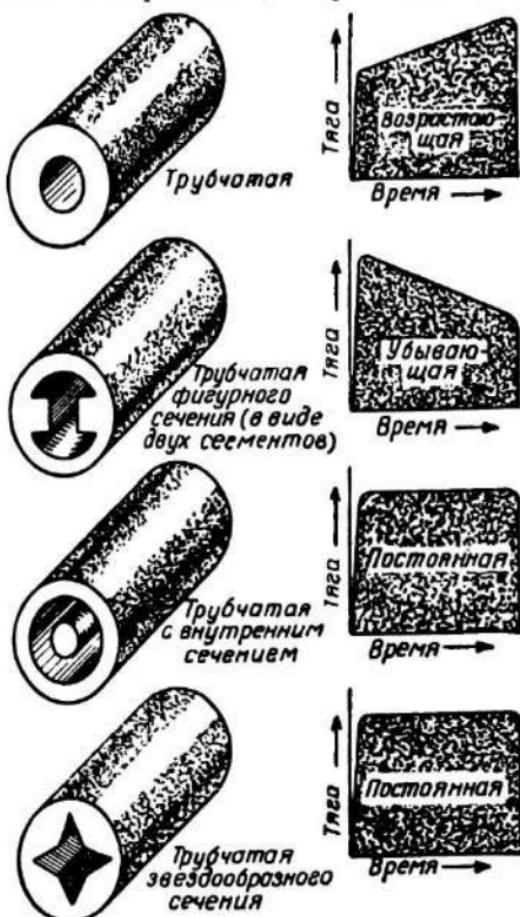


Рис. 24. Типовые формы шашек для ракетных двигателей твердого топлива. Рядом с каждой шашкой приведена диаграмма тяги в зависимости от времени горения

газом. Эта скорость горения зависит от давления и температуры в камере.

Имеются два основных типа ракетных двигателей твердого топлива. В двигателе с бронированным пороховым зарядом топливо сжигается, как папироса, только с одного конца, а другие поверхности топлива покрыты

ингибитором (защитной пленкой), ограничивающим горение. В двигателе с небронированным пороховым зарядом топливная шашка горит по всей поверхности, и ей придается особая форма для обеспечения заданных характеристик тяги.

Формы типовых шашек твердого топлива показаны на рис. 24. Трубчатая шашка создает прогрессивную тягу, т. е. тяга нарастает в процессе горения. Трубчатая шашка с фигурным сечением в виде двух сегментов, соединенных каналом, создает регрессивную, т. е. убывающую, тягу; трубчатая шашка с внутренним стержнем и трубчатая шашка звездообразного сечения дают постоянную тягу; многощелевая шашка создает комбинированную тягу — высокую тягу сразу после воспламенения, за которой следует период низкой постоянной тяги.

В ракетных двигателях твердого топлива используются два типа топлив: одно называется двухосновным топливом, а другое — многокомпонентным топливом. Первое состоит из нитроглицерина и нитроцеллюлозы, а в последнем применяется гранулированный окислитель, такой, как перхлорат аммония в смеси с каким-нибудь органическим горючим, например синтетическим каучуком.

Сравнение первого жидкостного ракетного двигателя немецкой ракеты «Фау-2» с современным двигателем для БРСД показывает увеличение тяги с 25,4 т до 68 т и отношения тяги к весу двигателя на 245%, а также уменьшение общих размеров двигателя (рис. 25).

Основным топливом, обычно применявшимся в баллистических ракетах, было сочетание жидкого кислорода и горючего марки RP, которое, по существу, представляло собой керосин. Это топливо стоит недорого. Помимо того, такое сочетание обладает хорошими характеристиками. Удельный импульс на высоте составляет приблизительно 350 сек¹. Сочетания жидких топлив, стабильных при хранении, могут давать сходные характеристики, но широко их еще не использовали. В будущем возможно улучшение характеристик высококалорийных топливных сочетаний до 450 сек по удельному импульсу и прибли-

¹ Удельный импульс есть отношение тяги к секундному весовому расходу топлива. В нашей литературе принято обозначать размерность удельного импульса в кг/кг · сек. — Прим. ред.

зительно до 400 сек у топлив, стабильных при хранении. Последние будут находить все более широкое применение в баллистических ракетах благодаря большим эксплуатационным преимуществам и быстрой заправке ракет топливом. Стабильные при хранении топлива — это такие топлива, которые можно держать в ракете, не опа-

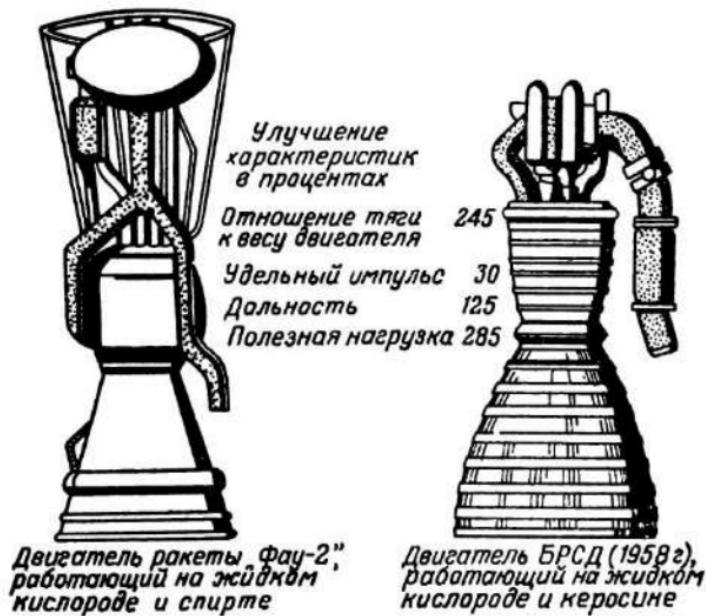


Рис. 25. Усовершенствования в конструкции ЖРД

Слева рисунок немецкого ЖРД для ракеты «Фау-2» (1945 г.), имевшего тягу 25,4 т. Справа, в том же масштабе, изображен современный ЖРД для БРСД, развивающий тягу 68 т. Этот двигатель имеет значительно большее отношение тяги к весу двигателя, более высокий удельный импульс и потому может доставить большую полезную нагрузку или обеспечить большую дальность

сяясь их испарения, химического разложения или разрушения бака. Следовательно, ракеты с таким топливом готовы для запуска в любое время и потому обладают стратегическими преимуществами. Двигатели, работающие на обычной топливной смеси «жидкий кислород — RP», могут одинаково эффективно работать и на стабильных топливах. Конверсия двигателей проста и обходится недорого. Фирма «Рокетдайн», например, успешно

использовала стабильные топлива в своих серийных и опытных двигателях. Обычно в качестве стабильного топлива применяется сочетание четырехокиси азота (окислитель) и гидразина (горючее).

Ведется постоянная работа по упрощению конструкции больших ракетных двигателей. Например, в двигателе ракеты «Тор» количество компонентов было сокращено с 46 до 28, т. е. на 30% по сравнению с первыми вариантами двигателя, которые прошли летные испытания в январе 1957 г. Конечной целью работы над этим двигателем является сокращение количества компонентов на 80%. Тогда двигатель будет иметь только двенадцать компонентов и его проверка и эксплуатация будут очень несложными.

Обращалось внимание и на систему управления двигателем, в которой было убрано около 50% компонентов. Одна и та же группа топливных баков теперь служит и для запуска двигателя, и для работы верньерных двигателей. Это позволило отказаться не только от всей наземной стартовой топливной системы, но и от использования отдельной стартовой системы жидкого кислорода, ранее устанавливавшейся на двигателе. В результате получена значительная экономия в весе.

Надежность двигателя ракеты «Тор» и его способность выдерживать повторные испытания значительно повышены. В 78 испытаниях время работы двигателя составило 2 час 15 мин. При этом продолжительность работы двигателя в 21 испытании обеспечила бы достижение дальности полета ракеты 2400 км. Одиннадцать длительных испытаний прошли подряд без какой бы то ни было замены деталей двигателя. Другие испытания двигателей проводились с интервалом в три дня, и в этом случае двигатели нуждались лишь в небольшом ремонте. Возникшие дефекты не оказали бы влияния на полет ракеты, если бы они случились во время старта ракеты.

Представление об объеме программы испытаний жидкостных ракетных двигателей можно получить из отчета о работе фирмы «Рокетдайн». В течение 1958 г. было проведено 4085 испытаний двигателей, предназначенных для баллистических ракет BBC и армии США и космических ракет. На эти испытания было израсходовано 90,85 млн. л жидкого кислорода, т. е. в среднем около 315 т ежедневно.

В двигателе ракеты «Юпитер» были убраны бортовые баки с пусковым топливом, применен миниатюризованный щиток управления пневматической системы, система управления тягой двигателя была модифицирована и с целью уменьшения веса и габаритов боевых ракет на двигателе была установлена гидравлическая система.

В ракете «Атлас» четвертая модель двигательной установки, называемая МА-3, является более легким и простым вариантом имевшейся связки двигателей. Она на 45 кг легче, но дает приблизительно на 6% больше тяги. Этот двигатель, разрабатываемый с октября 1958 г., предназначен для серии Е боевых ракет «Атлас».

Каждая новая модель двигательной установки для ракеты «Атлас» имела технические усовершенствования. Количество рабочих компонентов было сокращено с целью повышения надежности ракеты и облегчения обслуживания и ремонта ракеты на боевых позициях. В боевом варианте ракеты количество компонентов было сокращено на 15% при введении новой системы управления двигателем, использующей горючее самой ракеты для запуска двигателей. Над уменьшением веса двигателя фирма «Рокетдайн» настойчиво работала в течение всего времени его изготовления. Значительным усовершенствованием явилась замена металлических полос вокруг камеры ракетного двигателя обмоткой из стекловолокна. Для усовершенствования двигательной установки ракеты «Атлас» требовалось свыше 4000 запусков двигателя, в том числе 600 запусков модели двигателя МА-3.

Скорость в конце активного участка траектории баллистической ракеты зависит от эффективной скорости истечения газов ракетного двигателя и от относительной массы ракеты, т. е. от соотношения между массой ракеты в момент взлета со стартового стола и массой ракеты после выгорания всего топлива. Очевидно, что хорошая относительная масса получается при возможно более легком весе конструкции ракеты; следовательно, облегчение веса тяжелых компонентов и топливных баков имеет большое значение.

К сожалению, относительная масса определяется в значительной степени весом полезной нагрузки, которую приходится нести ракете, а она обычно неизменная, так как зависит от боевой части, мощности ее заряда и ее

назначения. Относительную массу поэтому можно улучшить для данной боевой части только путем облегчения конструкции ракеты. В конструкцию ракеты входят не только топливные баки, но также двигатель, оборудование систем наведения и управления и другие подсистемы. В проектировании ракеты еще одним полезным параметром является коэффициент совершенства конструкций, который представляет собой отношение веса пустой ракеты без ее боевой части к весу ракеты с топливом.

Мертвым, или сухим, весом баллистической ракеты называется вес конструкции ракеты без ее боевой части. Мертвый вес немецкой ракеты «Фау-2» составлял около 25% полного веса ракеты по сравнению с 6—8% в современных ракетах. Коэффициент мертвого веса — это другое название весового качества.

При использовании многоступенчатых ракет для увеличения конечной скорости полезной нагрузки существует предел количества ступеней, дающих конструктивную выгоду. Объясняется это тем, что наличие механизмов для каждой ступени и дополнительный вес конструкции с увеличением количества ступеней в итоге не дают выигрыша в весе ракеты. Две — три ступени практически являются пределом для баллистических ракет, хотя четыре — шесть ступеней в ракете могут быть применены для проведения космических экспериментов. Проблемы, связанные с созданием больших баллистических ракет, отличаются от решения тех проблем, которые касаются небольших управляемых ракет, но это отличие в основном заключается в степени их сложности. Например, проблемы прочности конструкции, жесткости, теплостойкости решаются во всех ракетах. В небольших ракетах толщина обшивки может определяться, скажем, требованиями жесткости. В больших ракетах та же самая толщина обшивки будет определяться способностью обшивки поглощать тепло, создаваемое аэродинамическими процессами.

Самой сложной проблемой, которая относится ко всем ракетам, является проблема надежности. Решение этой серьезной проблемы осложняют паразитные токи, помехи, загрязнение, вибрации и т. д. Эта проблема более подробно рассматривается в главе, посвященной наземному оборудованию.

В целом небольшие ошибки воздействуют на большую ракету в большей степени, чем на малую ракету, и потому в большой ракете требуется исключительное совершенство конструкции. Уменьшение веса небольших ракет ограничивается их размерами. Преимущество больших баллистических ракет состоит в том, что их большая относительная масса дает экономию в весе при усовершенствовании конструкции.

Если при проектировании ракеты предусматривалось 10% увеличения мертвого веса, а фактически увеличение оказалось 11%, то может случиться, что двигательная установка будет не в состоянии поднять ракету из-за большого увеличения в весе, так как большие баллистические ракеты обычно проектируются с двигателями, тяга которых лишь немного больше стартового веса.

Конструирование баллистических ракет, таким образом, заключается в получении хорошего коэффициента мертвого веса, т. е. отношения сухого веса к стартовому весу (без веса боевой части). Большие ракеты не могут дать такие же хорошие коэффициенты, как небольшие ракеты. Масштабный эффект заключается в том, что если все размеры увеличиваются пропорционально, то коэффициент мертвого веса, обусловливаемый напряжениями на сжатие, остается постоянным независимо от размера. Коэффициент мертвого веса, обусловливаемый аэродинамическими нагрузками, остается также постоянным, но коэффициент мертвого веса, обусловливаемый нагрузкой от силы тяги, пропорционален линейному размеру и увеличивается быстрее, чем линейные размеры.

Вес двигательной установки возрастает в степени 1,25 увеличения тяги, и так как нагрузки, обусловливаемые тягой, пропорциональны квадрату линейных размеров, то коэффициент мертвого веса двигательной установки увеличивается в степени 3,75 увеличения линейных размеров.

Большое количество топлива теряется в крупных ракетах из-за того, что давление на всасывание становится слишком низким. Эта потеря пропорциональна кубу линейных размеров.

Полный анализ показывает, что при современном уровне техники минимальный коэффициент мертвого веса получается у ракет со стартовым весом около 50 т.

Более крупные ракеты имеют больший мертвый вес, а у меньших ракет он ниже оптимального уровня. Найдено, что оптимальная тяговооруженность у баллистических ракет довольно низкая. Теперь ракеты при взлете используют ускорение, равное $1,5\text{ g}$ или меньше, т. е. тяга превышает стартовый вес не меньше чем в 1,5 раза. В зависимости от весового качества больших ракет оптимальное ускорение может понизиться до $1,1\text{ g}$ и, возможно, даже стать ниже этой величины.

Проектировать большую ракету для работы при таких низких значениях начального ускорения опасно. Если в первоначальных расчетах окажется небольшая ошибка, двигатель, вероятно, не сможет вообще поднять ракету. Следовательно, с практической точки зрения, ускорение при старте нельзя оптимизировать и оно, вероятно, не будет меньше $1,3\text{ g}$.

Делаются попытки уменьшить количество остаточного топлива в момент отсечки двигателя. Для этого отказываются от применения насосов, которые требуют высокого давления на всасывании. Всасывающие патрубки должны быть устроены так, чтобы не допустить вихревобразования и засасывания воздуха или инертного газа из газовой подушки в баке. Объем охлаждающего тракта двигателя и длина трубопроводов от насосов до форсунок должны быть сведены к минимуму. Окислитель и горючее должны идеально засасываться в одно и то же время; это делается путем программирования состава смеси с помощью системы, контролирующей использование топлива.

Другим важным обстоятельством является влияние размеров ракеты на органы управления баллистической ракеты. Чем больше ракета, тем она инертнее, и для выполнения одного и того же маневра будет требоваться большее усилие. Чем больше ракета, тем замедленнее ее маневры, но все же ей приходится противостоять таким атмосферным помехам, как боковые порывы ветра. Если допустить, что управление ракетой должно осуществляться путем отклонения реактивной струи, то момент управления пропорционален кубу линейных размеров. Чем больше ракета, тем меньше приходится отклонять реактивную струю. Точно так же, поскольку период собственных незатухающих колебаний ракеты обратно пропорционален величине линейного размера, вектор тя-

ги можно отклонять медленнее, чем у небольшой ракеты. Таким образом, увеличение в размерах ракеты упрощает проблему управления. Заметим, однако, что жесткость большой ракеты меньше, чем у небольшой ракеты. Гирокопы управления будут измерять угол прогиба по осевым линиям ракеты и выдадут сигнал ошибки, который возникает при изгибе ракеты. Установлено, что на геометрически подобных ракетах ошибки в системе управления, возникающие вследствие изгиба, не зависят от размеров ракеты.

Величина динамического перемещения топлива в баках зависит от размеров ракеты. Если на ракету действуют поперечные нагрузки, то приходится их компенсировать поперечной составляющей тяги. Такое явление имеет место в ракете, испытывающей поперечное ускорение. Топливо колеблется со своим собственным периодом, и, если частота колебаний близка к частоте системы управления, происходит взаимодействие. Собственная частота колебаний топлива зависит от его количества в баке и ускорения ракеты, и во время полета эта частота может изменяться в широком диапазоне. Динамическое перемещение топлива имеет наибольшее значение в крупных ракетах. Кроме того, при увеличении размеров ракеты это явление усугубляется, если диаметр ракеты возрастает в большей степени, чем ее длина. В коротких тупых ракетах динамическое перемещение топлива в баках представляет серьезную проблему. Динамическое перемещение топлива можно уменьшить путем установки отражательных перегородок в баках. Конструкция и эффективность перегородок, вмонтированных в баки, проверяются путем испытаний на вибростендах, которые подвергают баки поперечным перегрузкам, имитируя действие боковых ветров.

Большие баллистические ракеты можно проектировать методом анализа обобщенных параметров. Этот метод позволяет определять характеристики ракеты, несмотря на наличие многих взаимодействующих переменных. Типовая ракета может иметь до пятидесяти переменных, зависимость между которыми невозможно выразить с помощью простых уравнений, с тем чтобы оптимизировать всю систему ракеты. Для обобщенного параметрического исследования используются большие вычислительные машины. Задаются уравнения траектории,

делается анализ баков, аэродинамических сил, изгибающих моментов и других воздействий, и все они затем связываются принципиальной схемой, на которой написаны все уравнения, определяющие главнейшие характеристики баллистической ракеты вместе с их входными и выходными данными. Затем перечисляются основные переменные величины. К ним относятся время работы двигателя ракеты или каждой ступени ракеты, количество ступеней, степень расширения реактивного сопла, характеристики траектории. Затем перечисляются также параметры, которые влияют на конструкцию ракеты, такие, как аэродинамические данные, свойства конструкционного материала, вес полезной нагрузки и т. д.

Все эти различные величины имеют выходные значения, которые определяются другими величинами, и вычислительная машина программируется так, что она содержит все уравнения и в нее можно вносить их выходные и входные значения в соответствии с принципиальной схемой. Затем она начинает давать ответы с оптимизацией всех переменных. Например, можно установить, насколько должен быть ограничен стартовый вес, или полезная нагрузка, или размеры ракеты. При такой системе влияние изменений переменных величин может быть выявлено до завершения проекта ракеты и до изготовления каких-либо конструкций.

Баллистическая ракета дальнего действия, которая предназначена для поражения целей, находящихся на расстоянии тысяч километров от точки запуска, использует двигатель и наведение лишь на протяжении нескольких сотен километров полета по своей траектории. Конец этапа полета с работающим двигателем происходит вне заметных следов атмосферы Земли, и после него ракета не испытывает случайных воздействий, таких, как боковые ветры. Ракета следует по баллистической траектории до расчетной точки падения. Ракета должна проектироваться для траектории, по которой, как предполагается, она будет следовать. Чтобы проект ракеты отвечал требованиям полета по всей траектории и она поразила заданную цель, необходимы точные и подробные вычисления, учитывающие все многочисленные факторы, часто взаимосвязанные, которые могут заставить боевую часть ракеты отклониться от цели.

Сначала должны быть определены размеры ракеты. По существу, эта задача решается путем анализа общих уравнений траектории, необходимой для доставки боевой части ракеты от точки запуска до цели. Затем выбирается наивыгоднейшая траектория не только с точки зрения затрат энергии, но также и с расчетом свести к минимуму отклонения от цели, создаваемые различными переменными, как описывалось в предыдущей главе. Наконец, проект ракеты исходит из требований доставки заданной боевой части ракеты по выбранной траектории. Эти различные действия во многом зависят друг от друга.

Активный полет баллистической ракеты определяется энергией, которая должна сообщаться полезной нагрузке — носовому конусу, чтобы он следовал по предписанной баллистической траектории. Но так как сама баллистическая траектория не может быть определена, пока неизвестны характеристики точки траектории к моменту выгорания топлива, т. е. положение и скорость полезной нагрузки в этой точке, то оба расчета опять взаимосвязаны. Полезно воспользоваться методом последовательных приближений. При этом методе делаются первоначальные допущения о точке траектории, соответствующей моменту выгорания топлива, чтобы можно было вычислить семейство баллистических траекторий. Затем выбирается одна из этих траекторий и определяются требования к активному участку для вывода полезной нагрузки на эту траекторию. После этого полученные характеристики ракеты в точке вывода сравниваются с первоначальными допущениями, и этот процесс повторяется до тех пор, пока величины не станут достаточно точными для проектировщика, чтобы он мог приступить к конструированию ракеты.

Конечно, важно, чтобы энергия, сообщаемая полезной нагрузке во время активного полета, была небольшой. Затрата энергии сверх минимума, требуемого для выполнения данной задачи, увеличивает размеры двигателя и стартовый вес ракеты. Идеальный вариант — это проектирование для минимального значения полной энергии, т. е. наименьшего значения суммы кинетической и потенциальной энергии для данной траектории от точки запуска до цели.

Когда вычислены характеристики действительного активного участка полета и сравнены с первоначально

намеченными характеристиками в точке вывода, можно проектировать двигатель и конструкцию ракеты.

При проектировании двигателей, насосов, трубопроводов и баков важное значение имеет расход топлива. Он определяется путем довольно простого расчета.

При проектировании конструкции ракеты и оборудования большую роль играет ускорение к моменту выгорания топлива, так как это его наибольшее значение за время активного полета, если тяга сохраняется постоянной.

Конструкция корпуса баллистической ракеты играет важную роль. Ее назначение заключается в том, чтобы сохранять правильное взаимное расположение компонентов ракеты. Кроме того, конструкция корпуса защищает эти компоненты и различные системы от воздействия внешних условий. Конструкция корпуса передает также тягу от ракетного двигателя, находящегося в хвостовой части ракеты, полезной нагрузке, расположенной в носовой части ракеты, и она же используется для хранения топлива.

Конструкция корпуса должна обеспечить размещение всех компонентов и систем ракеты.

От нагрузок, которые конструкция корпуса должна выдерживать, зависят ее весовые характеристики. Эти нагрузки определяются типом активного участка траектории. Нагрузки на корпус ракеты являются следствием продольного ускорения, аэродинамических сил, ветров, нагрева, внутреннего давления, перегрузок при запуске, многоступенчатости, динамического перемещения топлива в баках и сил управления.

Продольное ускорение создает перегрузки, которые являются функцией силы тяги, аэродинамического сопротивления и веса ракеты. Продольное ускорение мало при запуске, но быстро увеличивается по мере расхода топлива.

Продольная нагрузка в хвостовой части ракеты остается постоянной во время активного полета, но в передней части ракеты она быстро увеличивается по мере приближения момента полного выгорания топлива.

Аэродинамические силы и отклонение вектора тяги от продольной оси ракеты создают поперечные нагрузки на корпус ракеты. Эти нагрузки наибольшие в момент максимального динамического давления на корпус.

Так как ракета быстро разгоняется в атмосфере, аэродинамические силы создают также эффект нагрева. В этом случае разница в температуре приводит к термическим нагрузкам конструкции. Хотя они невелики при полете по восходящей ветви траектории, но имеют очень важное значение при проектировании носового конуса.

Топливные баки баллистической ракеты обычно находятся под давлением, значительно превышающем давление окружающей атмосферы. Повышенное давление используется для увеличения прочности конструкции баков на изгиб и для их облегчения. Но применение давления в баках имеет отрицательную сторону — появляются нагрузки, пропорциональные площади поперечного сечения бака и величине внутреннего давления.

Нагрузки, создаваемые динамическим перемещением топлива в баках, пусковым импульсом, многоступенчатостью, работой системы управления и вибрацией двигателя, характеризуются более кратковременным действием, чем нагрузки, описанные раньше.

Конструктивная разработка баллистической ракеты обычно ведется вокруг двух основных конструктивных элементов: баллонов высокого давления, в которых помещаются компоненты топлива и некоторое оборудование и которые проектируются с учетом их сопротивления на разрыв, и ферм, которые подвергаются продольным и поперечным нагрузкам, пропорциональным модулю упругости и моменту инерции ферм и обратно пропорциональным квадрату их длины. Вес ферм поэтому пропорционален квадратному корню фактической поперечной нагрузки, так что самые легкие материалы дают самые лучшие фермы.

Баки ракеты проектируются с учетом растягивающих нагрузок. Вес бака на единицу объема не зависит от размеров бака, но зависит от используемых материалов и требуемого внутреннего давления. Для конструкции баков необходимы материалы с большой удельной прочностью.

При предварительном проектировании конструкции ракеты исходят из того, что она подвергается только статическим нагрузкам и что во время полета конструкция представляет собой абсолютно жесткое тело. Позднее учитываются изгибающие нагрузки конструкций. Динамические нагрузки зачастую оказываются гораздо боль-

шее, чем нагрузки, испытываемые гипотетическим жестким телом.

Для удобства расчета можно допустить, что ракета состоит из двух основных частей: собственно конструкции и массы топлива. При динамических расчетах нам приходится рассматривать конструкцию с точки зрения частоты ее собственных колебаний и вида этих колебаний. Такие колебания возникают в основном вследствие двух движений: поперечного и продольного. Расчет ведется исходя из того, что ракета представляет собой неродную балку.

Топливо внутри баков осложняет расчеты, так как происходит его динамическое перемещение в баках. Топливо составляет основную массу всей ракеты, и его движение играет важную роль в приложении динамических сил к действительной конструкции ракеты. Формы вибрации топлива внутри бака должны быть исследованы, и для сведения к минимуму динамического перемещения топлива необходимо устанавливать в баках отражательные устройства. Движение больших масс жидкостей даже с небольшими амплитудами колебаний может привести к появлению больших сил давления. Их необходимо избегать в баках больших баллистических ракет.

Уменьшение мертвого веса современной баллистической ракеты было получено путем создания топливных баков с тонкой стенкой. Можно придать этим тонким стенкам значительную прочность, подвергая их растягивающим нагрузкам путем наддува баков. Этот тип конструкции баков используется в ракете «Атлас».

Баки ракеты «Атлас» можно уподобить баллону из тонкой нержавеющей стали, который сохраняет свою форму благодаря давлению воздуха внутри баллона. Топливный бак имеет в длину около 18,3 м и диаметр 3 м. В нем нет внутреннего каркаса, и от двигательного отсека до носового конуса тонкие стенки бака составляют весь корпус ракеты. Эта конструкция чрезвычайно легка и очень жесткая. Самое тонкое сечение стенки имеет минимальное сопротивление на разрыв 140 кг/мм².

В свободное пространство поверх уровня топлива, называемое газовой подушкой, подается гелий, и эта подушка не только заставляет топливо идти в топливные насосы, но и сохраняет также тугое натяжение тонкой

стенки бака во время больших перегрузок в момент старта и в полете.

Для баков ракеты «Атлас» была разработана специальная хладнокатаная аустенитная сталь (AISI марки 301). Сталь поставляется в виде узких гибких полос шириной приблизительно 0,9 м. Этот материал жесткий,



Рис. 26. Одна из секций бака ракеты «Атлас». Автоматическая сварочная машина сваривает встык края стального листа, обтянутого на цилиндрической оправке. Сварной шов усиливается изнутри узкой полоской из нержавеющей стали

обладает высокой удельной прочностью, противостоит нагреву, охлаждению и эрозии, легко формуется и сваривается.

Сборка бака начинается с соединения концов полосы сваркой встык, т. е. ребро с ребром; шов усиливается изнутри накладкой из нержавеющей стали. Образующийся при этом цилиндр высотой около 0,9 м составляет секцию бака ракеты «Атлас» (рис. 26). При соединении подобных секций с помощью сварки внахлестку, т. е. ребром поверх ребра, получается длинное сверкающее тело баллистической ракеты. Для сохранения формы ба-

ка во время сборки используются временные кольцевые опоры (рис. 27).

Передняя часть бака имеет коническую форму и заканчивается куполообразной перегородкой из нержавеющей стали. Подобная большая перегородка расположена поблизости от центра бака для разделения бака на



Рис. 27. Отдельные цилиндрические секции баков свариваются попарно. Для сохранения цилиндрической формы сварных секций применяют складные кольцевые опоры

два участка хранения топливных компонентов, а третья перегородка конической формы составляет заднюю часть бака. Установка задней перегородки является заключительным этапом сборки бака. В этой операции используется специальное сварочное приспособление с двумя хоботами. Один хобот работает с внешней стороны шва, другой — с внутренней. Внутренний хобот вводится в бак через отверстие диаметром 609 мм в вершине конуса задней перегородки.

Приварка задней перегородки длится около 16 час, при этом в баке должны работать два человека — сварщик и механик. Они переговариваются со сварщиками, находящимися спаружи, с помощью системы двухсторо-

ронней связи. Двое работающих внутри бака меняются каждые два часа; входить и уходить из бака они должны через отверстие в перегородке. Когда работа завершена, сварочный хобот удаляется и отверстие закрывается конической секцией.

Затем производится наддув бака, и волнистость на его обшивке разглаживается (рис. 28). Опорные кольца

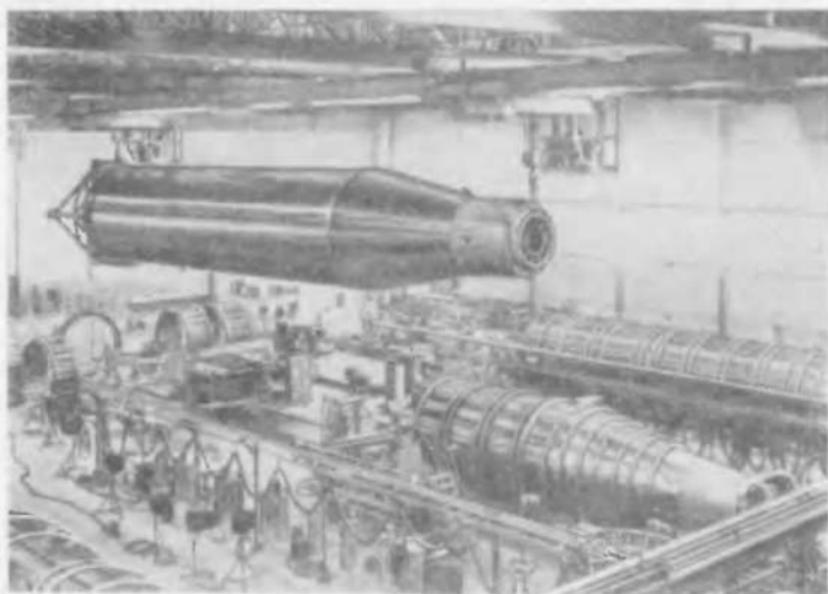


Рис. 28. После сборки бака (длиной 18 м) для ракеты «Атлас» производится его наддув, и волнистость на обшивке разглаживается. Бак сохраняет свою форму после удаления опор. На снимке показан перенос бака краном из цеха сборки баков в цех окончательной сборки ракет, где бак присоединяют к отсеку двигателя

удаляются, и к баку приделываются специальные скобы на обоих концах для подъема краном. Внутреннее давление предотвращает прогиб какой-либо средней секции бака. Этот метод изготовления баков оказался очень удачным; по баку, например, можно сильно ударить молотком, не опасаясь повредить его тонкую стенку.

Толщина листовой стали, используемой для обечайки баков, меняется в зависимости от местных напряжений. У некоторых из 27 секций бака стенки тонки, как бумага. Наибольшая толщина стенки менее 1 мм. Путем

увеличения толщины стенок на некоторых участках или путем замены передней конусной части бака дополнительными цилиндрическими секциями диаметром 3 м можно легко модифицировать корпус ракеты «Атлас» для применения в качестве космической ракеты. Эту модификацию баков можно выполнить без изменения их конструкции и тем же самым сварочным оборудованием.

Идея наддува баков была выдвинута Дж. Боссартом в 1946 г., когда он проектировал ракетную систему MX-774. Первый тонкостенный бак для ракеты «Атлас» начал собираться фирмой «Солар Эркрафт» в Сан-Диего зимой 1953 г. Его прочность и жесткость проверялись на стендовых испытаниях фирмой «Конвэр» в Пойнт-Лома начиная с октября 1954 г. Все последующие баки для ракеты «Атлас» изготавливались на заводе фирмы «Конвэр». Убедительным подтверждением эффективности конструкции баков был первый полет ракеты «Атлас» в июне 1957 г. В полете на высоте нескольких тысяч метров выключился двигатель, и офицеру безопасности на полигоне пришлось взорвать ракету. Прежде чем она была подорвана и пока в ней оставалось более половины запаса топлива, ракета «Атлас» совершила серию сильных вращательных движений, в том числе полную мертвую петлю, без повреждения конструкции бака.

При изготовлении ракеты «Атлас» для растягивания тонких листов из нержавеющей стали, которые применяются для обшивки ракеты, был применен 93-т растяжной пресс (рис. 29) конструкции фирмы «Сайрил Бат». Общая длина пресса 25 м. Он мог растягивать 6-м листы нержавеющей стали на 457 мм. Пуансон для формования листов устанавливался на радиальной поворотной платформе. Один конец листа зажимался губками зажимного устройства на поворотной платформе. Другой конец удерживался губками основного растягивающего устройства. При вращении платформы лист накладывался на поверхность установленного на платформе пуансона. В то же самое время прижимной башмак, имеющий форму, соответствующую профилю пуансона, прижал заготовку к поверхности пуансона.

Электронная система автоматически регулировала натяжение в течение всего цикла формования. Самописец записывал кривую напряжений для последующей проверки, если в этом будет необходимость.

Другой способ получения прочной, но тонкой и, следовательно, легкой обшивки заключается в применении упрочненных пластиц, у которых жесткость обеспечивается стрингерной конструкцией, используемой в самолетостроении. При этом для удаления излишнего металла обычно используют химическое фрезерование, с по-

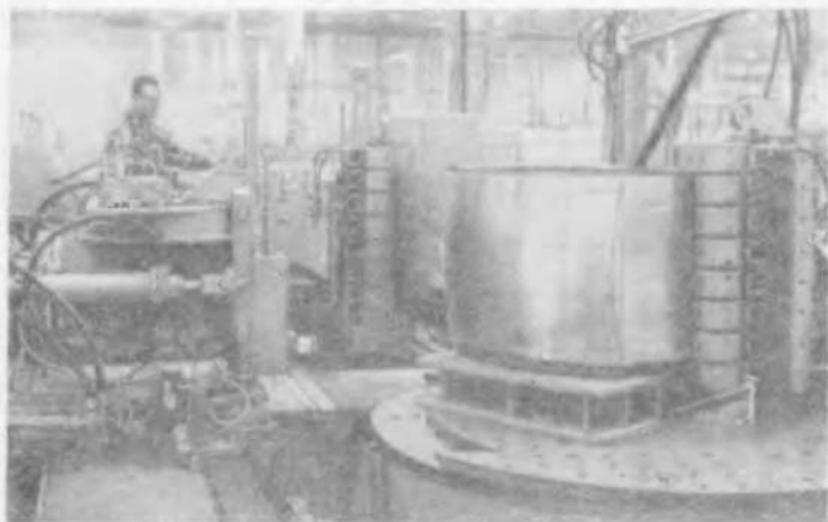


Рис. 29. В производстве ракеты «Атлас» применяется 93-т пресс для растягивания тонких листов из нержавеющей стали. Один конец металлического листа зажимается губками захватного устройства, установленного на поворотной платформе (нижняя часть снимка). Другой конец зажат губками основного растягивающего устройства (середина снимка). При растяжении листа платформа вращается против часовой стрелки, накладывая лист на пuhanсон

мощью которого получают тонкую оболочку, усиленную ребрами или стрингерами, образующими конструкцию вафельного типа.

Процесс химического фрезерования был разработан для удовлетворения требований максимальной прочности при минимальном весе. В этом процессе используется регулируемое химическое разложение обрабатываемой детали. Лишний металл удаляется химическим путем, количество удаляемого металла определяется временем нахождения обрабатываемой детали в растворе. Для ограничения площади обработки лишь необхо-

димым участком на деталь (до ее погружения в раствор) накладывается специальное покрытие, поэтому только определенные участки детали могут войти в соприкосновение с обрабатывающей жидкостью.

Процесс обработки делится на четыре фазы. Сначала деталь очищается. Затем на нее наносится покрытие окунанием или напылением маскирующего агента через трафарет. Потом происходит химический процесс вытравливания, когда заготовка погружается в бурлящий вытравливающий раствор. Покрытие удаляется и деталь помещается в раствор, который прекращает химическую реакцию. Большим преимуществом процесса химического фрезерования для баллистических ракет является то, что так можно обрабатывать толстые листы до необходимой толщины с оставлением утолщенных участков металла на краях листов. Это позволяет сваривать получившиеся тонкие листы, из которых собираются топливные баки.

При формировании деталей желательно иметь достаточное количество материала для получения заданной формы. Применение листового металла с толщиной, обеспечивающей текучесть, может привести к более толстостенным секциям, чем это требуется для конструкции ракеты. Однако экономии в весе можно добиться путем химического фрезерования деталей после формирования.

Химическое фрезерование имеет ряд значительных преимуществ по сравнению с процессом механической обработки. Оно дает возможность обрабатывать одновременно большое количество деталей, позволяет обрабатывать отформованные детали, а также осуществлять обработку на конус путем медленного удаления детали из раствора.

Такой тип формования и химического фрезерования конструкции используется при изготовлении ракеты «Титан» (рис. 30). Баки для горючего и окислителя, составляющие большую часть корпуса, изготавливаются из больших катаных листов и упрочненных панелей, полученных прессованием из алюминиевого сплава 2014 с большим содержанием меди. Этот алюминиевый сплав имеет высокую удельную прочность, но уровень развития техники в 1955 г., когда фирма «Мартин» получила заказ на проектирование и изготовление корпуса ракеты, не был столь высок, и прочность сварного соединения деталей из

сплава 2014 не удовлетворяла требованиям конструкторов ракеты. Сварка вольфрамовым электродом в атмосфере инертного газа с алюминиевой присадочной проволокой решала проблему лишь в том случае, когда рабочий участок, подвергавшийся нагреву, сводился до минимума. Это обеспечивало получение необходимого со-



Рис. 30. Ракеты «Титан» на сборочной линии завода фирмы «Мартин» в Денвере. Для облегчения конструкции из сплава алюминия с медью применяется химическое фрезерование. Первая и вторая ступени показаны на различных этапах сборки. На переднем плане можно видеть, по какому трафарету производится химическое фрезерование поверхности ракет

противления на разрыв у сварного шва. Возникшее препятствие было устранено путем подкладывания с каждой стороны стыкового соединения алюминиевых теплоотводов. Под стыковым соединением на участке сварки теплоотвод имел врезанную на 1,27 мм стальную пластинку для предотвращения пригорания к детали во время сварки.

Прессованные папели поступают с завода-поставщика в полужестком состоянии и в распрямленном виде после формования. При получении их толщина неравномерна,

а для выдерживания заданного веса допуск по толщине должен быть $\pm 1,27$ мм. По этой причине панели для баков должны обрабатываться механически.

Этот процесс требует универсального фрезерного станка с большой станиной и точной системой регулировки. Панели сначала обрабатываются с внешней поверхности, а затем с внутренней стороны между Т-образными стрингерами. Механической обработкой удаляется излишний, оставшийся после формования металл, и с помощью химического фрезерования толщина доводится до необходимого размера.

После механической обработки панелям придается заданная кривизна на оправке, которая установлена на обтяжном прессе. Для получения необходимой конфигурации при сохранении соответствующих размеров панель захватывается зажимами по всей своей ширине во время растягивания в длину.

Эта операция потребовала проектирования и постройки универсального двухстороннего горизонтального пресса «Хафффорд»-159 с гидравлическим приводом. Его мощность 1400 т, длина 13,1 м, ширина 3,3 м, высота 6 м. Четыре гидравлических цилиндра обеспечивают продольное растягивающее усилие приблизительно 380 т на регулируемых контурных зажимных губках, а боковые удерживающие зажимные губки создают нагрузку 5 т на погонный дюйм (25,4 мм). На прессе можно обрабатывать детали от 0,6 м до 1,5 м в ширину и до 7,3 м в длину. После обтяжного формования материал стареет и приобретает жесткость.

После фрезерования до постоянной толщины и формования панель химически протравливается, чтобы удалить излишний металл с менее ответственных по прочности участков. Делается это для снижения веса, так как любой сэкономленный килограмм означает увеличение дальности ракеты.

Для процесса травления панель из алюминиевого сплава сначала очищается в паровом обезжиривателе и в щелочной ванне, а затем в раскисляющей ванне. После очищения на металл наносится защитное покрытие на основе неопрена толщиной не менее 0,15 мм с последующей вулканизацией при температуре 106°С. После вулканизации неопреновая пленка размечается с помощью трафаретов, и участки, подлежащие травлению, обна-

жаются путем вырезания ненужной неопреновой пленки.

Затем панели погружаются в вытравляющий раствор. Он удаляет металл со скоростью 0,025 мм/мин. Когда необходимое количество металла вытравлено, заготовка удаляется из раствора, промывается и помещается в

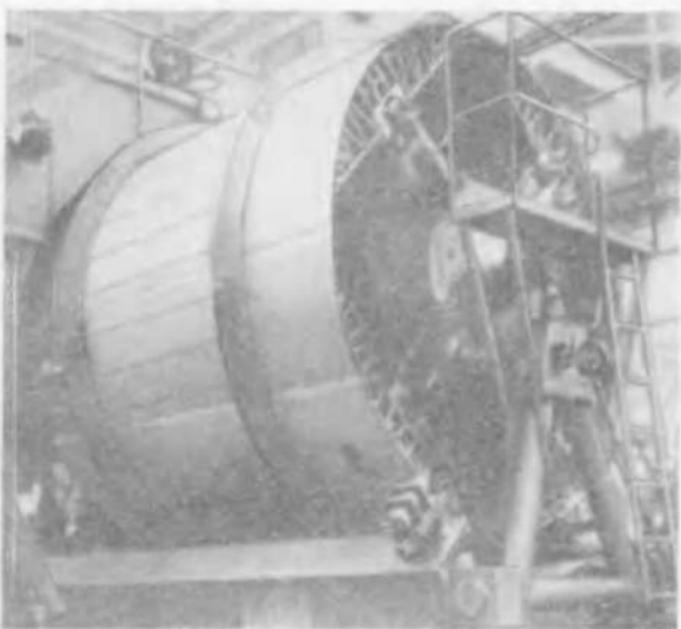


Рис. 31. Баки МБР «Титан» состоят из четырех секций. Секции состоят из двенадцати отформованных панелей, свариваемых встык полуавтоматическим сварочным оборудованием, которое можно видеть на этом снимке. Панели фиксируются на приспособлении пневматическими зажимами, которые захватывают внутренние Т-образные стрингеры этих панелей

раскисляющий раствор, чтобы удалить налет от травления. После этого полностью снимается защитная неопреновая пленка с поверхности панели. Теперь обработка панели закончена полностью.

Отсек топливных баков составляется из двенадцати таких отформованных панелей. Они собираются в зажимном приспособлении группами по три и автоматически свариваются друг с другом продольным швом (рис. 31). Зажимное приспособление состоит из плат-

формы, установочных и зажимающих лопаток, мостика для сварки и головки для автоматической сварки с соответствующими устройствами регулировки. Панели удерживаются на своем месте на выступающих лопатках с помощью пальцеобразных пневматических зажимов, которые зажимают внутренние Т-образные стрингеры панелей.

После установки панелей в зажимном приспособлении его передвигают под сварочный мостик. С помощью внешних зажимов, имеющихся на мостике, закрепляют продольныестыки панелей сверху и снизу. Затем занимает свое место головка автоматической сварки, и, когда она пересекает сварочный мостик, шов автоматически сваривается. После этого зажимы мостика ослабляются, агрегат с зажимными лопатками и панели убираются из-под сварочного мостика и поворачиваются настолько, чтобы следующий стык панелей занял свое положение для сварки. Собранныя секция затем убирается из-под сварочного мостика, и операция повторяется для следующей секции.

После сборки четырех таких секций их закрепляют в правильном положении на установочном приспособлении и подают под мостик сварки, где они свариваются вместе. Затем две фрезы с электроприводом подравнивают торцы и завершают изготовление обечайки. Изготовление днищ бака также связано с решением некоторых интересных проблем. Чтобы собрать днище бака, штампуются секции, напоминающие корки от долек апельсина, которые немного подравниваются, стареют до приобретения жесткого состояния и в таком виде обрабатываются травлением в основном так же, как панели обечайки. Сегменты вырезаются по размеру на двух клинообразных гранях в подравнивающем зажимном приспособлении с помощью спаренных фрезерных головок, которые работают одновременно, но в разных направлениях.

Затем сегменты устанавливаются для сварки и подравнивания в зажимное приспособление, состоящее из трех основных частей: платформы, которая может вращаться с различной скоростью, кантовального устройства и стрелы для опоры сварочной головки. Зажимное приспособление представляет собой оправку, точно обработанную механическим путем по внутреннему контуру дни-

ща, которая служит опорой при сварке и регулирует глубину проплавления сварного шва.

Сваривающая головка переводится в рабочее положение, и при отклонении поворотной платформы от своей горизонтальной оси сегменты свариваются от вершины до основания. Затем платформа поворачивается для следующего соединения, и сварка производится таким же методом.

После того как всестыки сегментов сварены, при вращении платформы на 360° вокруг своей вертикальной оси кромка днища обрезается по размеру встроенной фрезой. К основанию днища добавляется шпангоут, отформованный методом экструзии. Для сварки его с днищем по окружности платформа наклоняется на 90° и затем вращается вокруг своей прежней вертикальной оси. Когда сварка закончена, днище удаляют из зажимного устройства: оно теперь готово для присоединения к обечайке бака.

Обечайка и оба днища бака собираются и свариваются на автоматически врачающемся зажимном устройстве, которое состоит из стола, двух врачающихся зажимных патронов, роликовых колец и головки автоматической сварки. Оба днища устанавливаются и закрепляются в патронах, а обечайка устанавливается в роликовых кольцах. Сегменты зажимного устройства обеспечивают плотный стык днищ с обечайкой. Затем сварочная головка переводится в рабочее положение, и при вращении зажимного устройства каждый сварной шов по окружности производится в одной непрерывной операции.

После окончательной сборки бака качество сварки тщательно проверяется. Для обеспечения высокой надежности ракеты испытания проводятся весьма основательно. Все сварные соединения секций проверяются визуально и с помощью проникающего красителя. Сварные швы в обечайке бака и его днищах и соединения обечайки с днищами проверяются с помощью рентгеновских лучей на трещины, пористость, включение посторонних тел и не полное сваривание. Проверка с помощью рентгеновских лучей проводится путем прикрепления кассет с фотопленкой к внешней поверхности бака и их засвечивания от источника рентгеновских лучей, помещаемого внутри бака.

Такая же проверка с помощью рентгеновских лучей

применяется на ракетах «Редстоун» и «Юпитер». У фирмы «Крайслер», которая изготавливает эти ракеты, легкая переносная рентгеновская установка подвешена внутри 18-м алюминиевого корпуса ракеты «Юпитер» для проверки качества сварки, перед тем как бак будет подвергнут гидростатическим испытаниям. Результаты проверки фиксируются на полосках фотопленки, которой обертывают ракету в местах сварки. Затем рентгеноснимок сваренной секции изучают для определения качества сварки. Сварка алюминиевого сплава производится в атмосфере инертного газа. При неблагоприятных условиях сварные соединения могут иметь газовые пузыри или мельчайшие частицы посторонних веществ, которые снижают их прочность. Проверка рентгеновскими лучами позволяет быстро выявить нежелательные примеси, которые на пленке появляются в виде светлых и темных участков.

После проверки на рентгеновской установке топливные баки ракеты «Титан» посыпаются для проведения гидростатических испытаний, очистки и окончательной отделки поверхности. В помещении для гидростатических испытаний имеется испытательная камера, камера очистки, водокондиционер, калибровочная система и паровой котел. После испытания и калибровки баки помещаются в камеру очистки, где автоматическая распылительная система чистит, моет, раскисляет и наносит защитное покрытие на металл. Струя горячего воздуха сушит баки перед тем, как они продуваются азотом до температуры конденсации ($-12,2^{\circ}\text{C}$). Затем баки герметизируются и удаляются из установки.

Полностью готовые баки, обтекатель двигателя, промежуточная секция корпуса, соединяющая баки, и переходные секции для каждой ступени ракеты устанавливаются на стапелях для окончательной сборки.

Конструкция баллистической ракеты на твердом топливе отличается во многом от конструкции ракеты на жидком топливе. Прочность конструкции ракеты на твердом топливе зависит от прочности ракетных двигателей. Прочность последних зависит не только от материала, из которого изготовлен их корпус, но также и от прочности шашек твердого топлива, размещенного внутри корпуса. Много новых и оригинальных технических приемов было разработано для получения легких и прочных корпусов

двигателей твердого топлива. Эти приемы все еще являются секретными. Изготовление ракеты с РДТТ сводится к тому, чтобы взять двигатели, добавить к ним переходные секции для соединения ступеней и установить переднюю часть корпуса, имеющую форму усеченного конуса, которая служит для помещения в ней системы наведения и для соединения ракеты с боевой частью. В конструкции ракеты «Поларис» применены высококачественные сплавы стали, и изготавливается она в крупных механических цехах, а не на поточной линии, свойственной автомобильным сборочным заводам, на которой делаются ракеты на жидком топливе.

Ракета «Поларис» собирается на заводе фирмы «Локхид» в Саннивейле с применением макетов отсеков двигателей. Окончательная сборка ракеты с действующими двигателями для отправки на подводные лодки-ракетоносцы производится в Чарльстоне (штат Северная Каролина). Головные части для ракет также изготавливаются в Саннивейле и собираются в особо чистых помещениях.

Баллистическую ракету дальнего действия уподобляют артиллерийскому снаряду. Активный участок полета баллистической ракеты аналогичен участку траектории артиллерийского снаряда, который лежит внутри ствола орудия. Остающийся участок траектории полета баллистической ракеты аналогичен траектории полета снаряда после того, как он покинул дуло орудия. В артиллерию задача заключается в том, чтобы установить ствол орудия так, чтобы снаряд при выходе из дула летел с определенной скоростью по данному азимуту и при заданном угле возвышения над местным горизонтом. Баллистическая ракета дальнего действия практически действует подобным же образом. Полет на активном участке траектории происходит тогда, когда ракета разгоняется своим ракетным двигателем. В конце этого активного участка ракета должна лететь с данной скоростью в данном направлении и при данном угле наклона к местному горизонту. Точность, с которой можно удовлетворить этим условиям, определяет точность, с которой боевая часть ракеты может поразить свою цель.

Имеется много факторов, которые влияют на точность попадания, помимо названных выше. Например, может произойти географическая ошибка из-за недостаточного знания точного положения цели или из-за ошибок в опре-

делении положения пункта, используемого как база для вычислений. Может оказаться неточной информация о цели вследствие неправильного истолкования данных разведки или различных способов умышленного обмана противником. Баллистическая траектория может быть вычислена неточно из-за недостаточности или ошибочности данных о гравитационных и магнитных аномалиях, о явлениях, возникающих при полете с большой скоростью, и о возвышении цели. Неожиданные изменения в температуре и плотности воздуха и ошибка человека при наведении ракеты также могут привести к отклонению от цели. Наконец, неисправность одного из многих тысяч компонентов, составляющих ракетный комплекс, может привести к неудаче в достижении цели.

Вопрос надежности рассматривается далее. Если предположить, что можно избежать географических и других ошибок путем тщательной топографической съемки с помощью самолетов или искусственных спутников Земли и что можно создать подходящие электронные счетно-решающие устройства для решения уравнений траектории и получения точной информации о траектории, все же не будет полной уверенности в том, что в момент отсечки топлива ракета следует по правильной траектории. Для этой цели существуют системы наведения и управления.

Во времена немецких ракет «Фау-2» также имелись системы наведения, которые могли обеспечить доставку боевой части ракеты «Фау-2» в зону радиусом 1,6 км от намеченной цели при дальности 320 км. Эта система была гораздо точнее артиллерийских систем, имевшихся в то время. В последующие годы системы наведения были значительно усовершенствованы и теперь могут обеспечивать высокую точность на межконтинентальной дальности. Например, сообщали, что советская МБР, запущенная на дальность 12 550 км, упала в радиусе 2 км от своей цели; предполагают, что точка падения ракеты «Атлас» должна находиться в радиусе 3,2 км от цели.

Наведение, по существу, является процессом разумного маневрирования, которое заставляет ракету достичь определенной цели. Обычно оно осуществляется путем управления положением ракеты и ее траекторией. В систему наведения входят чувствительные элементы, счетно-решающие устройства и сервосистемы, необходимые

для преобразования вычисленных команд наведения в действия ракеты.

Как указывалось в предыдущей главе, имеются два основных типа систем наведения для баллистических ракет: инерциальная и радионерциальная.

Простейшая инерциальная система (рис. 32) состоит из системы отсчета или стабилизированной платформы, системы акселерометров, бортового счетно-решающего устройства и часов. Стабилизированная платформа неизменно обеспечивает ракете ориентированной системой отсчета. Акселерометры обнаруживают и измеряют изменение движения по трем ортогональным осям; счетно-решающее устройство переводит эти измерения в координаты траектории и подает сигналы управления для корректировки найденных ошибок. Часы дают отсчет времени для вычисления скорости ракеты и ее положения в пространстве.

Простейшая радионерциальная система наведения состоит из инерциальной системы наведения, которая дополняет сведения о полете ракеты, получаемые с помощью радиолокатора, радиолокатора слежения, счетно-решающего устройства и командной связи между наземной станцией и баллистической ракетой. Положение ракеты определяется по измерению радиолокатором азимута, угла возвышения и дальности.

Ускорение определяется бортовой инерциальной системой ракеты. Для определения скорости ракеты счетно-решающее устройство использует как данные радиолокатора о ее положении, так и данные об ускорении ракеты. Поэтому ошибки здесь будут меньше, чем у радиационной системы или инерциальной системы, имеющих оборудование сходной точности. Командная радиосвязь используется для передачи данных с Земли на ракету.

Хотя радионерциальная система имеет преимущество в том, что дает большую точность при определении скорости, она нуждается в командной радиосвязи, которая подвержена воздействию контрмер противника.

В инерциальной системе для установления системы осей, изолированных от движения баллистической ракеты, используются гироскопы. Гироскопы составляют стабилизированную платформу для ориентации этих осей и обеспечивают фиксированную систему отсчета, с помощью которой можно измерить ускорение вдоль каждой оси.

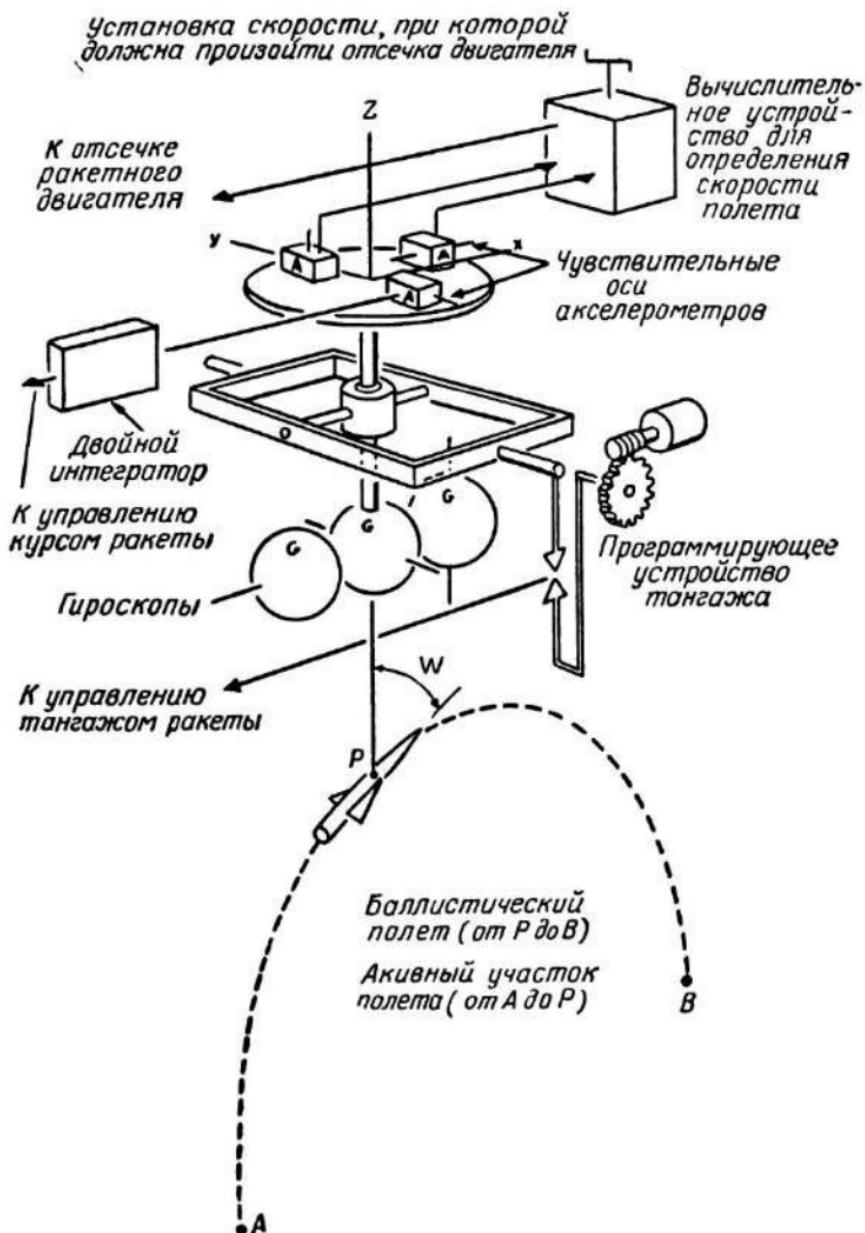


Рис. 32. Элементы простейшей инерциальной системы наведения для баллистической ракеты. Система служит для того, чтобы обеспечить необходимый азимут, угол наклона вектора скорости и величину скорости в конце активного участка полета для достижения заданной цели. По существу, система наведения состоит из стабилизированной платформы, системы акселерометров и бортового счетно-решающего устройства

Используются или три гироскопа с двумя степенями свободы, или два гироскопа с тремя степенями свободы. Силы, измеряемые акселерометрами, возникают вследствие ускорения силы тяжести и любого ускорения ракеты относительно инерциального пространства. Как только определено ускорение, ввод выходных сигналов акселерометра в счетно-решающее устройство позволяет произвести интегрирование для определения скорости и дальнейшее интегрирование для получения информации о положении ракеты. Счетно-решающее устройство учитывает также изменение ускорения силы тяжести в функции высоты.

В типовой бортовой инерциальной системе измерительная ось акселерометров обычно перпендикулярна вертикали, чтобы избежать вычисления ускорения силы тяжести до больших порядков точности. Когда ракета движется над поверхностью Земли и направление местной вертикали изменяется относительно инерциальной платформы, в гироскопы подаются сигналы крутящего момента для корректировки положения платформы и сохранения перпендикулярности системы. Такая система называется системой ориентирования по местной вертикали.

Другая система называется инерциально ориентированной системой. В этой системе платформа сохраняет неизменную ориентацию по отношению к инерциальному пространству.

Как уже упоминалось, гироскопы, которые используются в системах инерциального наведения, бывают двух основных типов: гироскопы с тремя степенями свободы и гироскопы с двумя степенями свободы. В гироскопах первого типа используется свойство гироскопа сохранять ось вращения ротора неподвижной в инерциальном пространстве до тех пор, пока это состояние не нарушит внешняя сила. Если вращать корпус гироскопа, то ось вращения гироскопа отклоняется по отношению к корпусу, и это отклонение можно преобразовать в электрический сигнал с помощью таких датчиков, как потенциометры.

Гироскоп с двумя степенями свободы лучше с точки зрения ухода его оси, чем гироскопы с тремя степенями свободы, ибо у него меньше карданных подвесов и его легче уравновешивать. В системе наведения ракет «Тор», «Юпитер», «Редстоун» и «Титан» применяются гироско-

пы с двумя степенями свободы, так же как и в системах наведения ракеты «Поларис» и подводной лодки-ракетоносца.

Обычный гироскоп с двумя степенями свободы, применяемый в баллистических ракетах, разработан на базе прибора Дрейпера, или поплавкового интегрирующего гироскопа (HIG). Этот гироскоп является таким устройством, в котором демпфирование производится с помощью вязкого материала. Ротор гироскопа, ось которого установлена на шарикоподшипниках, помещается в герметическом кожухе, который плавает в вязкой жидкости. Поэтому трение подшипников шарнирной подвески исключается и, как следствие, степень случайного ухода оси гироскопа гораздо меньше. Входная ось перпендикулярна выходной оси и оси вращения ротора. На выходном валу установлены микросин-генератор вращающего момента и сигнальный микросин-генератор.

Акселерометры имеют несколько основных элементов. Ими являются инерционное тело, пружинная подвеска, индикатор линейного или углового смещения и демпфер. В акселерометре масса, реагирующая на ускорение, вынуждается к движению в одной плоскости. Такие датчики, как сигнал-генератор, переменная индуктивность или переменный конденсатор, дают выходной электрический сигнал, удобный для ввода в счетно-решающее устройство. Управление действующим усилием или вращающим моментом обеспечивается с помощью роторов гироскопов, микросин-генераторов вращающего момента и других устройств. Оборудование, используемое в баллистических ракетах, должно измерять ускорение с большой точностью в широком диапазоне ускорений. Маятниковый интегрирующий гироскоп, который впервые был применен в качестве интегрирующего акселерометра в системе наведения ракеты «Фау-2», был значительно усовершенствован и обеспечивает высокую степень точности. Это линейное устройство представляет собой точный интегратор и находит применение в системах наведения баллистических ракет.

Из-за высоких порядков точности, требуемых в баллистических ракетах, цифровые счетно-решающие устройства выгоднее вычислительных устройств непрерывного действия. Это особенно справедливо в МБР, у которых дальность полета сильно зависит от погрешностей

в векторе скорости к моменту выгорания топлива. В современных цифровых счетно-решающих устройствах вместо вакуумных ламп используют полупроводниковые устройства, что позволило в значительной степени уменьшить габариты и вес счетно-решающих устройств.

Представление о точности, требуемой от системы наведения МБР, можно получить из следующего примера. Если представить, что при дальности ракеты 8000 км в конце активного участка полета необходима скорость 6000 м/сек, то изменение этой скорости всего на 0,3 м/сек даст отклонение от цели около 1600 м. Скорость ракеты поэтому должна быть очень точно измерена системой наведения для внесения необходимой корректировки в вектор скорости в конце активного участка полета.

Систему наведения необходимо настроить до того, как ракета покинет стартовый стол, чтобы придать стабилизированной платформе заранее определенную ориентацию. Это особенно важно сделать в отношении азимута. Если отклонение по азимуту будет составлять не более 1 сек, то боковое отклонение МБР от цели не превысит 45 м. Баллистические ракеты дальнего действия точно устанавливаются по азимуту перед стартом. Для этого на стабилизированной платформе ставится отражающая поверхность и наблюдается отражение от этой поверхности при заданном курсе, определенном относительно небесной сферы. Гиростабилизированная платформа регулируется до тех пор, пока отражение не возвращается точно в визир прибора. Эта система применялась в ракете «Тор», называется она системой установки на нуль. Можно измерять также и угловые смещения отражаемого изображения от линии визирования и подавать информацию об этом смещении в систему наведения.

Примером типичной инерциальной системы наведения для баллистической ракеты является система «Ачи-вер», разработанная и выпускаемая фирмой «АС Спарк Плаг» для ракеты «Тор».

На стабилизированной платформе помещаются три стабилизирующих гироскопа и три гирокомпенсатора. Эта платформа окружена тремя кольцами карданного подвеса для предотвращения движения блока системы наведения при отклонении ракеты от курса.

Кольца карданного подвеса должны быть обработаны со столь малыми допусками, что температура режущих головок станков должна регулироваться с точностью до 1°C .

Второй частью системы является электронное счетно-решающее устройство, которое быстро решает сложные уравнения наведения и подает команды в систему

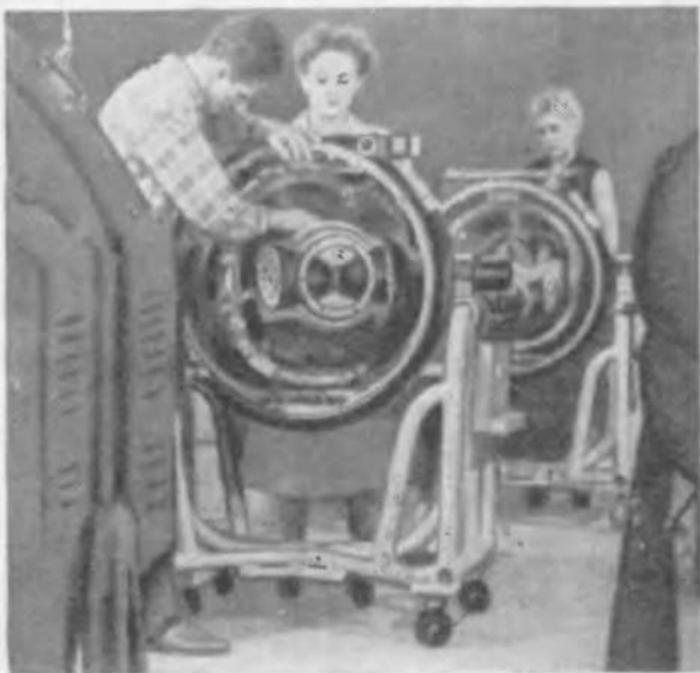


Рис. 33. Блок наведения, изготавляемый отделением «АС Спарт Плаг» фирмы «Дженерал моторс», является составной частью системы наведения «Ачивер», используемой в БРСД «Тор». На снимке показана сборка полусферической карданной системы

управления, когда ракета отклоняется от своего курса.

Обе эти части системы помещаются отдельно друг от друга. Акселерометры и стабилизированная платформа составляют часть полусферической карданной системы (рис. 33). Счетно-решающее устройство и его электронное оборудование помещаются на панели с сотовым заполнителем.

Третьей частью системы наведения является наземное вспомогательное оборудование, с помощью которого

бортовые компоненты системы настраиваются перед взлетом ракеты.

Три типа данных вводятся в систему: сначала информация о местонахождении цели, затем информация о точке запуска и, наконец, счетно-решающее устройство получает информацию о времени взлета, после этого система наведения управляет ракетой. Для вычисления скорости и положения ракеты относительно трех осей инерциального пространства, определяемых с помощью стабилизированной платформы, вместе с акселерометрами используются точные часы.

Система наведения является важной составной частью ракетного комплекса; она стоит очень дорого. Подсчитано, что стоимость системы наведения типовой БРСД составляет 25% стоимости ракеты. Самым дорогим элементом в системе наведения являются гироскопы. Рассмотрение процесса производства гироскопов пояснит, почему так получается.

Изготовление систем наведения в серийном производстве связано с чрезвычайно точной механической обработкой, и сборка компонентов системы требует особой чистоты производственных помещений. Механическую обработку во многих случаях приходится делать с точностью 0,5—1,25 мк. Представление о требуемой точности можно получить из того, что даже отпечаток пальца на поверхности гироскопа для инерциальной системы может нарушить балансировку гироскопа, и ракета отклонится от своего курса.

При производстве гироскопов с деталей должны быть удалены каждый заусенец и каждая неровность. На практике иногда требуется больше времени на то, чтобы убрать заусенцы с детали гироскопа, чем на первичную ее обработку. В процессе удаления заусенцев используется обдувание песком, паром и металлическими частицами. При работе с точными деталями фирмой «АС Спарк Плаг» используются микроскопы с 30-кратным увеличением для обнаружения и удаления шероховатостей отполировкой с помощью тонких зубоврачебных инструментов.

Окончательная сборка гироскопов осуществляется также с помощью микроскопов. Все детали, инструмент и зажимные устройства чистятся ультразвуком перед использованием. Все лица, работающие в особо чистой

зоне, проходят через камеру, где их обдувают потоком воздуха, имеющим скорость 48 км/час. Во время работы в этой зоне они носят нейлоновые шапочки, халаты и чехлы на обувь. В интересах поддержания чистоты запрещено применять для записей волокнистую бумагу. Женщинам-работницам приходится отказываться от лакировки ногтей и пользования пудрой.

В течение двух лет работы над системой наведения ракеты «Тор» ее вес был уменьшен на 75%. В малогабаритном виде эта система применяется также на ракете «Поларис».

Система наведения обнаруживает отклонения и дает корректируочные сигналы в систему управления баллистической ракетой. Автоматическая система управления внутри баллистической ракеты управляет не только траекторией полета, но также и работой маршевой двигательной установки и условиями входа в атмосферу головной части ракеты.

При следовании ракеты по заданной траектории важной переменной величиной является положение ракеты в пространстве. Для обнаружения отклонения ракеты от требуемого положения используется позиционный гироскоп, и его сигнал подается в систему управления положением ракеты (систему стабилизации), которая создает восстанавливающий момент. Ракета поворачивается вокруг своего центра тяжести в направлении, корректирующем отклонение. Этот гироскоп иногда называется также гироскопом положения.

Если бы использовался лишь один позиционный гироскоп, то ракета колебалась бы в обе стороны от заданного правильного положения. Поэтому другой гироскоп, называемый скоростным, применяется для регулирования величины восстанавливающего момента, чтобы она была пропорциональна скорости поворота ракеты. Когда ракета приближается к своему правильному положению, скорость поворота уменьшается, чтобы избежать перескакивания через требуемое положение.

Эту же самую систему можно использовать для управления полетом ракеты путем переориентации позиционного гироскопа: в него сперва вводится сигнал ошибки, а затем ракета поворачивается в нужном направлении, до тех пор пока не получится нуль ошибки.

Блок-схема такой упрощенной системы управления приводится на рис. 34, на котором показаны органы управления лишь по одной оси.

Ракета в полете обладает тремя степенями свободы и может вращаться вокруг трех ортогональных осей, которые берут начало в ее центре тяжести. Ось крена проходит по длине ракеты, ось рыскания лежит в пло-

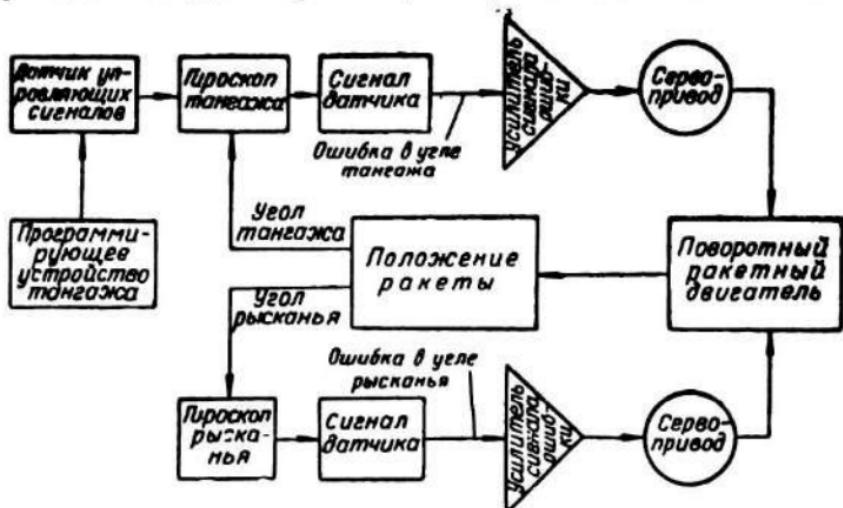


Рис. 34. Блок-схема простейшей системы управления баллистической ракеты по одной оси. На схеме показана система управления тангажом с обратной связью, в которой для определения положения ракеты используются гирокопы и поворотный ракетный двигатель для изменения положения ракеты. Программирующее устройство тангажа постепенно наклоняет ракету из вертикального положения в момент запуска до расчетного значения угла тангажа в момент отсечки топлива

скости траектории, а ось тангажа перпендикулярна плоскости траектории. Система управления положением ракеты должна удерживать ракету на курсе в соответствии с программой, обеспечивающей выход ракеты на траекторию баллистического полета. Таким образом, система управления должна удерживать ракету в вертикальной плоскости, проходящей через стартовый стол и цель, и должна поворачивать ракету вокруг оси тангажа запрограммированным путем так, чтобы она легла в заданном направлении в момент прекращения работы двигателей. Для управления поворотом ракеты вокруг каждой оси необходимы позиционный и скоростной гирокопы.

Управление положением ракеты отличается от наведения. Управление положением обеспечивает определенную ориентацию ракеты в пространстве в данное время. Наведение обеспечивает достижение ракетой заранее определенного места.

Три распространенных метода управления положением летательного аппарата, снабженного ракетным двигателем, различаются способами создания момента вокруг центра тяжести летательного аппарата, чтобы вызвать вращение вокруг этого центра. Требуются небольшие силы, если момент имеет большое плечо. Такими методами являются использование аэродинамических сил, отклонение вектора тяги маршевого ракетного двигателя и применение вспомогательных устройств, создающих тягу.

Аэродинамический метод создания поворачивающей силы применялся на ракете «Фау-2», но он неудобен для современных баллистических ракет дальнего действия. Наиболее приемлемыми методами для баллистических ракет являются вспомогательные устройства тяги и отклонение вектора тяги маршевой двигательной установки.

В качестве вспомогательных устройств для создания тяги можно использовать небольшие ракеты на твердом или жидком топливе, отбор газа из маршевого ракетного двигателя, выхлоп газовой турбины, газогенераторы. Направление вектора тяги маршевого двигателя можно изменять с помощью газоструйных рулей, дефлекторов и поворотных насадок на сопле и путем установки камеры ракетного двигателя на карданном подвесе.

В баллистических ракетах, снабженных жидкостным ракетным двигателем, применялись специальные верньерные двигатели, представляющие собой небольшие жидкостные ракетные двигатели, а также использовалось отклонение вектора тяги маршевого двигателя. В ракете «Тор», например, применяются два верньерных двигателя фирмы «Рокетдейн» с тягой по 450 кг каждый для управления по крену и поворотная камера маршевого двигателя для управления по тангажу и рысканию. Подобным же образом в ракете «Атлас» применяются два верньерных двигателя и поворотные маршевые двигатели.

В баллистических ракетах, снабженных ракетным двигателем твердого топлива, могут применяться сопловые дефлекторы и поворотные сопловые насадки. Преимущество этих устройств по сравнению с газовыми рулями заключается в том, что торможение и возмущение реактивной струи происходит только в момент корректировки положения ракеты. Сопловой дефлектор является очень эффективным устройством. Он устанавливается на карданном подвесе для получения надежной и простой системы, которая не требует большой мощности от вспомогательной силовой установки. Управляющая сила при этом почти прямо пропорциональна отклонению кольца, что упрощает задачу управления. Если маршевый двигатель твердого топлива имеет одно сопло, то необходимы дополнительные устройства управления по крену. При наличии многих сопел у маршевого двигателя (что, кажется, получило широкое распространение на баллистических ракетах) управление по крену можно получить путем отклонения реактивной струи маршевого двигателя и тем самым обойтись без верньерных двигателей для управления положением ракеты.

Камеры жидкостных ракетных двигателей с регулировкой направления вектора тяги имеют ось вращения у распылительной головки. Для крепления силового привода приходится устанавливать достаточно прочные опоры в хвостовой части камеры ракетного двигателя. Очень большим затруднением при использовании поворотных камер ЖРД является проблема подачи топлива под высоким давлением по гибким соединениям. Для этой цели используются сильфонные соединения.

Следует указать, что инерциальный тип системы наведения необходим также для подводных лодок — носителей БРСД. Значительная работа в этой области была проделана отделением «Отонетикс» фирмы «Норт Америкэн Авиэйшн». Инерциальной навигационной системе лодки приходится фиксировать свою стартовую позицию под водой с высокой точностью, необходимой для доставки боевой части баллистической ракеты на цель. Как упоминалось ранее, для бортового счетно-решающего устройства требуется информация о точном положении стартового стола. Чтобы подводная лодка оставалась скрытой от противника и не подвергалась нападению с его стороны, она должна передвигаться под водой,

и, вероятно, ей придется идти извилистым путем до того места, где она сможет запустить баллистическую ракету по заданной цели. Инерциальная навигационная система лодки должна следить за ее движением и сообщить координаты стартовой позиции аппаратуре наведения ракеты перед запуском.

В 1946 г. BBC США признавали, что решение проблемы наведения является такой же сложной задачей, как создание ракет и двигателей для них. От гироскопов и акселерометров, предназначенных для инерциальных систем, требовалась в сотни раз большая точность, чем имевшаяся в то время точность этих приборов. Первым крупным достижением в этой области явилась система навигации XN-1 для самолета С-47, разработанная фирмой «Норт Америкэн Авиэйшн», которая была установлена на самолете С-47 в 1950 г. В ней имелись все основные элементы инерциальной системы: акселерометры, стабилизированная платформа и бортовое счетно-решающее устройство. Система была успешно испытана в полете, и на ее базе был изготовлен автоштурман XN-2, в котором использовался следящий астронавигационный телескоп для корректировки отклонений стабилизированной платформы, вызванных уходом осей гироскопов. В ходе испытаний этой системы, проводившихся свыше двух лет, был отработан прототип автоматической навигационной системы. Она позволила самолетам взлетать в условиях облачности и совершать полеты, ориентируясь по звездам, в условиях даже яркого солнечного освещения. В апреле 1955 г. был совершен полет через всю территорию США из Лос-Анжелоса на базу BBC США Патрик в штате Флорида с применением астроинерциальной навигационной системы.

К сожалению, подводные лодки, вооруженные ракетами «Поларис», не могут использовать звездные ориентиры для регулировки своих стабилизированных платформ. Пришлось разрабатывать систему, совершенно независимую от наземных ориентиров и звезд, которой предстояло работать в течение многих дней. Используя в основном систему наведения, которая была разработана для межконтинентального самолета-снаряда «Навахо» с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, на экспериментальном корабле BMC США «Компас Айленд» установили корабельный вариант этой систе-

мы. Она оказалась удачной. Подобная система была установлена на атомной подводной лодке «Наутилус». Система прошла всестороннюю проверку при переходе подводной лодки через Северный полюс в 1958 г. После завершения первого этапа испытаний на корабле «Компас Айленд» и успешных испытаний на лодке «Наутилус» отделение «Отонетикс» получило крупный заказ на проектирование и изготовление автономной навигационной системы для подводных лодок, вооружаемых ракетами «Поларис».

Конструкция клапанов имеет большое значение для ракеты, так как управление многими процессами осуществляется с помощью специализированных клапанов; некоторые из них приводятся в действие электрическими сигналами, другие — пневматическими или гидравлическими сигналами. Помимо клапанов, управляющих подачей топлива в маршевый двигатель и последовательностью процессов течения топлива в двигателе, имеется множество клапанов, связанных с пневматической системой, как, например, система наддува топливных баков или управление устройствами, регулирующими направление тяги. В ракете имеются редукторы давления, соленоидные сопловые клапаны, а также клапаны для выпуска газа в реактивных системах ориентации ракеты, когда она движется в космическом пространстве после отсечки маршевого двигателя.

Для ракеты «Атлас», например, пришлось проектировать редукционный клапан для системы наддува топливного бака, отличающийся большой точностью и очень малой утечкой. Наддув тонкостенных баков должен быть достаточно высоким для предупреждения кавитации на входах насосов, но не чрезмерным, чтобы не допустить разрушения стенок баков. Низкая степень утечки вызывалась условиями хранения ракет, а также была необходима для поддержания высокого давления в баках во время перевозки ракет. Фирма «Телекомпьютинг» спроектировала такой редукционный клапан с чрезвычайно низкой степенью утечки. Тонкостенная конструкция баков ракеты «Атлас» обусловила необходимость удаления редукционных клапанов на расстояние до 18 м от того места, где они были необходимы, так как клапаны должны устанавливаться на достаточно прочном основании. Дистанционный замер давления создал

трудности, связанные с инерцией газового столба. К тому же из-за перемещения клапанов в район двигателей пришлось их проектировать с учетом работы в условиях высоких температур и сильной вибрации.

Клапан для баллистической ракеты должен обладать высокой точностью и хорошей чувствительностью, работать в условиях динамических нагрузок и критических режимов, а также и при самых тяжелых внешних условиях, вызываемых ударными перегрузками, вибрацией и резким изменением температур. Часто эти клапаны должны работать в весьма агрессивных жидкостях, и потому к выбору уплотнений для них необходимо подходить с большим вниманием.

Для обеспечения баллистической ракеты электрической энергией и для создания давления в гидравлической и пневматической системах необходим вспомогательный источник энергии. Мощность этого вспомогательного источника энергии должна быть достаточной для приведения в действие силовых приводов, регулирующих направление тяги двигателя, для подачи электрического тока в датчики, электронные блоки, телеметрическую систему, систему подрыва ракеты и для работы механизмов взвешения и установки взрывателя в боевой части. Энергия требуется на некоторых ракетах для бортовой системы радиосвязи с Землей, а также для работы систем наведения и управления.

Существует ряд возможностей получения вспомогательной энергии для баллистической ракеты. К ним относятся атомные устройства, топливные элементы, солнечная энергия, термоэлектрические генераторы, газовые турбины и батареи элементов. Из названных только два последних нашли практическое применение. В газогенераторе сжигается твердое или жидкое топливо для получения горячего сжатого газа, который расширяется в турбине и передает свою энергию рабочему колесу газовой турбины. Газовая турбина приводит в действие генераторы электрической энергии и насосы гидравлической системы. В газогенераторах, работающих на жидком топливе, может применяться унитарное топливо или топливо, состоящее из двух компонентов. Многие турбогенераторы баллистических ракет используют газы сравнительно невысокой температуры, но в последнее время были разработаны турбогенераторы, использую-

щие газы высоких температур, получаемые при сгорании основного топлива ракеты. Эти источники имеют очевидное преимущество по сравнению с газогенератором, для которого необходимо нести отдельный запас топлива.

Серьезным недостатком газовой турбины является то, что в ней имеются такие движущиеся части, как подшипники и механические приводы, что снижает ее надежность. Для получения высоких к. п. д. вспомогательные турбогенераторные установки необходимо проектировать в расчете на небольшую длительность работы. Большинство вспомогательных силовых установок в баллистических ракетах должно работать в течение нескольких минут, но при этом работать надежно.

Излюбленным типом вспомогательного источника питания для баллистических ракет являются электрические аккумуляторы; имеется несколько их разновидностей. В некоторых ракетах используются взрывные устройства одноразового действия, в которых небольшие заряды твердого топлива воспламеняются электрическим током и продукты сгорания служат для приведения в действие переключателей и клапанов, перерезания кабелей, а также для отделения ступеней. Это же взрывное устройство используется для быстрой активации электролитических батарей, т. е. для того, чтобы заставить электролит войти в сухую батарею, когда необходима энергия. В баллистических ракетах с РДТТ часто используют этот тип быстродействующей системы, которая допускает хранение на складе свыше пяти лет.

На баллистических ракетах обычно применяются серебряно-цинковые аккумуляторы. Они могут давать большую мощность в течение короткого периода времени и имеют относительно долгий период разряда. Эти аккумуляторы дают энергию 135 вт/час на 1 кг веса. Они применяются в ракетах «Атлас», «Титан», «Поларис», «Юпитер» и «Минитмэн». Сначала на ракетах «Атлас» и «Титан» предполагалось установить турбогенератор, работающий на горячем газе, но в 1959 г., после сравнительного изучения турбогенераторных установок и аккумуляторных батарей, проведенного фирмой «Кук Баттериз» (филиал фирмы «Телекомпьютинг»), BBC решили использовать аккумуляторные батареи в качестве вспомогательных источников питания для этих двух ракет. Это объясняется тем, что аккумуляторная

батарея требует в 30 раз меньше времени на выдачу в сеть энергии, весит в 2 раза меньше турбогенераторной установки и по своей природе имеет в 10 раз большую надежность. Стоит она в четыре раза меньше, а ее обслуживание обходится в 15 раз дешевле. Для нее не требуется дорогостоящего обслуживания и нет необходимости в специально подготовленном персонале.

Боевая часть является полезной нагрузкой ракеты и ее главным элементом. Все другие элементы ракетного комплекса должны работать ради того, чтобы боевую часть можно было взорвать вблизи от цели. В конструкции боевой части необходимо предусматривать полнейшую безопасность даже при неумелом обращении с нею. Ни при каких обстоятельствах не должна она детонировать случайно, даже если ее обстреливает противник. Безопасность должна обеспечиваться и тогда, когда ракета взрывается на стартовом столе или терпит катастрофу на территории дружественной страны после взлета. Логичной является также блокировка самых важных электрических цепей, чтобы не допустить из-за ошибки обслуживающего персонала преждевременного взрыва боевой части в ходе предстартовой проверки. Однако, оградив боевую часть всеми мерами безопасности, проектировщик должен обеспечить полную гарантию взрыва боевой части в соответствии с указанием на это.

Конечно, вся техническая информация по этим вопросам является весьма секретной, иначе противник может применить контрмеры и взорвать боевую часть преждевременно. Все же можно рассмотреть некоторые основные положения. Основными этапами действий боевой части являются работа предохранителей, введение взрывателя, установка взрывателя и детонация. В период работы предохранителей боевая часть должна быть абсолютно безопасной и неспособной к взрыву. Это такой период, когда ракета находится на стартовом столе и проходит предстартовую проверку, а также период неудачного полета ракеты после старта, когда офицер безопасности может подорвать ракету на полигоне, но при этом ее боевая часть не взорвется.

Затем следует период, когда взрыватель подготавливается к срабатыванию. Это период взведения взрывателя и подготовки боевой части для приема сигналов, которые заставят ее взорваться. Наконец, наступает пе-

риод установки взрывателя, в течение которого боевая часть подготовлена к взрыву и только ждет сигнала от своего взрывателя. Детонация есть инициирование экзотермической химической или ядерной реакции для высвобождения энергии боевого заряда.

Об эффективности боевой части баллистической ракеты судят по величине давления, создаваемого у цели ее взрывом. Любая ошибка при прицеливании сместит центр взрыва от цели. Минимальное значение давления, обеспечивающее поражение цели, определяет эффективный радиус поражения.

Система предохранителей, взведения и установки взрывателя в баллистической ракете дальнего действия «ощущает» определенные точки на траектории полета ракеты и, проходя через них, совершает заданные ей последовательные операции: сначала взведение взрывателя, затем установка взрывателя и, наконец, детонация боевой части.

В бортовое счетно-решающее устройство поступают входные сигналы от различных датчиков, установленных на ракете. Например, можно использовать барометрическое устройство для снятия предохранителей, когда ракета поднимется над плотными слоями атмосферы. Сначала счетно-решающее устройство должно определить, находится ли ракета на правильной траектории, обеспечивающей достижение намеченной цели. Если она следует по такой траектории, то можно снять предохранители и взвести взрыватель, а затем перейти к установке взрывателя при условии, что другие заданные параметры проверены и признаны правильными. Процедуру взведения взрывателя можно использовать также для обеспечения срабатывания системы автоматического подрыва ракеты, если счетно-решающее устройство решит, что ракета не в состоянии достичь намеченной цели.

Тип установки взрывателя баллистической ракеты зависит от поставленной задачи, размеров цели и высоты, на которой должна взорваться боевая часть над целью. Он также зависит от мощности боевого заряда. Сильное торможение головной части ракеты и аэродинамический нагрев поддаются измерению, и этими условиями можно воспользоваться для взведения и установки взрывателя. Инерционная установка взрывателя позволила бы головной части ракеты «почувствовать»

торможение, создаваемое сопротивлением при входе в плотные слои атмосферы, и вызвать детонацию при достижении некоторой заранее определенной величины торможения. Для обеспечения детонации боевой части на заданной высоте над целью можно применить реле времени. При выполнении некоторых боевых задач может применяться ударный взрыватель или же неконтактный взрыватель может дополняться ударным взрывателем.

Очень важное значение в баллистической ракете имеет ее надежность. Мы видели, что все баллистические ракеты состоятся из многих самостоятельных систем. Предположим, что существует 50% вероятности того, что ракета будет действовать удовлетворительно, без каких-либо неисправностей в ее основных системах, например в конструкции корпуса, системе наведения или в двигателе. Если таких главных систем имеется шесть, то для обеспечения 50% вероятности успешного полета ракеты необходимы системы, надежность которых в отдельности составляет 90%.

Однако каждая из этих систем состоит из компонентов, многие из которых имеют очень большое значение. Чтобы вся система была в полете надежной, эти компоненты должны иметь надежность по меньшей мере на 99,9%. А это значит, что неисправных компонентов не должно быть более одного на каждую тысячу.

Проверка компонентов в лабораторных условиях, подтверждающая, что они удовлетворяют техническим требованиям, не является достаточным показателем их надежности. Компоненты необходимо также проверять в условиях работы всей ракеты, так как совместная работа одного компонента с другим может уменьшить надежность отдельных компонентов. Времени, отводимого на летные испытания, недостаточно, чтобы доказать надежность компонентов только летными испытаниями. Чтобы иметь достаточный резерв времени для испытаний, отдельные системы и весь комплекс оружия приходится проверять на земле. С помощью наземных испытаний, имитирующих условия полета, можно довести подсистемы до высокой степени надежности.

Однако летные испытания все же необходимы даже на ранних этапах разработки, так как взаимодействие систем в полете должно быть изучено и его нельзя пред-

сказать, исходя только из результатов наземных испытаний.

Для удовлетворения требований надежности, предъявляемых к МБР «Титан», проводится всесторонняя проверка ракет на линии сборки и проверка отдельных систем в серийном производстве. Испытания проводятся по принципу сборки здания из блоков: сначала проверяются компоненты, затем подсистемы и, наконец, полная система после ее установки в ракете. Все закупаемые электрические детали, электросхемы и электрические узлы проверяются на электрическом испытательном стенде.

Реле присоединяются к испытательным схемам, которые имитируют электрические нагрузки в ракете. Точные измерительные приборы на панелях переключений показывают время, напряжение в обмотке, переходные сопротивления и величину нагрузки. Датчики приборов для летных испытаний требуют очень стабильного эталонного напряжения, которое поступает от стабилизованных источников питания с магнитными усилителями. Эти датчики подвергаются точной проверке в отношении допускаемой нагрузки, регулировки, стабилизации, смещения и невосприимчивости к изменениям в линиях питания. Подобным образом проверяются прецизионные счетчики, проводные и кабельные схемы.

У компонентов пневматических и гидравлических систем проверяется на испытательных стендах их полное соответствие техническим требованиям и рабочим условиям. На этих стенах возможно создать давление до $1050 \text{ кг}/\text{см}^2$. На пульте управления установлены прецизионные манометры, датчики времени, вольтметры, амперметры для проверки работы компонентов. Датчики давления проверяются на другом, опрессовочном, стенде, приборы которого одновременно производят их калибровку.

Многочисленные антенны в системах управления и телеметрии требуют проверки по многим характеристикам. Некоторые испытания проводятся на полногабаритных частично макетированных изделиях, которые изолируются от оборудования, создающего помехи. Другие испытания проводятся в экранированных помещениях. Проверяются диаграмма направленности, коэффициент

трансформации стоячей волны, импеданс и пробивное напряжение.

После испытаний компоненты устанавливаются в ракете и соединяются, образуя подсистемы и полные системы. Затем они проверяются снова на работоспособность. Это испытание проводится при горизонтальном положении ступеней ракеты на сборочной линии. Напорные системы промываются сильной струей и опрессовываются; электрические цепи проверяются непрерывно; проверяется последовательность работы клапанов и смены их положений. Приводятся в действие реле, и проверяется последовательность работы силовых приводов.

Когда ракета «Титан» собрана полностью, ее перевозят на стенд для вертикальных испытаний. Каждая собранная ракета проверяется на изолированном испытательном стенде, чтобы исключить воздействие испытаний других ракет, проводимых на соседних испытательных стенах. Здесь проводится проверка работы всех систем ракеты — управления, наведения и телеметрии, проверка на помехоустойчивость и степень усиления сигналов, замеры давления и контролируется последовательность выполнения операций. Здесь же проводится предстартовый отсчет времени с имитированием работы двигателя и соблюдением последовательности полетных условий.

Стенд для вертикальных испытаний имеет высоту тринадцатиэтажного здания; в этом здании размещаются четыре камеры для испытания серийных ракет и пять камер для проведения опытных испытаний. В каждой камере имеются многочисленные неподвижные рабочие площадки, на которых помещаются испытательные приборы и вспомогательное оборудование, необходимое для проведения испытаний. Для сравнимости результатов испытаний и повышения надежности на всех этапах серийного производства и изготовления опытных ракет пользуются идентичным оборудованием. Это относится к сборочному цеху, вертикальным испытательным стенам, стенам для проведения статических испытаний, построенным в районе Денвера, и пусковым установкам на мысе Канаверал.

Подобным образом многие компоненты для ракет «Юпитер» и «Редстоун» проверяются фирмой «Крайс-

лер» по 8—12 раз, когда они встраиваются во все более сложные агрегаты, каждый из которых подвергается тщательным испытаниям. В качестве примера, иллюстрирующего эти многократные испытания, можно взять пневматический дроссельный клапан высокого давления с электроприводом. Сначала он испытывается гидравлически при давлениях, значительно превышающих его расчетный диапазон рабочих давлений. Затем проводятся испытания его жесткости при включении электропривода. Проверяются характеристики дросселирования и вычерчиваются тарировочные кривые. Когда установлено, что клапан работает хорошо, он становится частью пневматической системы вместе с баллоном высокого давления, регулятором и некоторыми трубопроводами. Затем пневматическая система проходит функциональную проверку, калибруется и вместе с другими агрегатами образует хвостовой узел ракеты. Хвостовой узел подвергается длительным испытаниям и калибровке и, наконец, присоединяется к корпусу ракеты. После этого проводятся длительные и всесторонние испытания в период окончательной проверки ракеты перед поставкой ее ВВС.

Испытания, проводимые внутри 18-м стальной башни на ракетном заводе, имитируют аэродинамические нагрузки, встречаемые ракетами «Редстоун» и «Юпитер» при действительных запусках. Эти испытания являются частью программы непрерывных исследований, целью которой является оценка работы конструкции ракеты и прочности обшивки до проведения испытательных запусков ракеты. Было установлено, что такие лабораторные испытания способствовали достижению высокой степени надежности у ракет «Юпитер» и «Редстоун». Имитирование перегрузок при испытаниях позволяет изготовителям обнаружить любой недостаток в конструкции, не прибегая к запускам ракеты. Любые условия нагрузки и давление, соответствующие действительному полету ракеты, как, например, сила ветра, тяга, изгибающие перегрузки, можно дублировать на вертикальном испытательном стенде.

Каждая ракета, проходящая испытания на стенде, заполняется подходящей жидкостью для имитирования плотности жидкого кислорода и горючего. В баках для горючего создается давление, соответствующее давле-

нию, испытываемому в полете. Сила тяги заменяется нагрузкой, приложенной у основания ракеты, а изгибающие нагрузки прилагаются в различных точках вдоль корпуса ракеты. Такое комбинированное приложение нагрузок позволило определить, что прочность конструкции ракет «Юпитер» и «Редстоун» была почти в полтора раза больше, чем требовалось для условий действительного полета.

Специальные записывающие устройства на испытательном стенде измеряют и записывают напряжения и прогибы при различной величине нагрузки, вплоть до ее максимального значения, и таким образом регистрируется работа конструкции. Для записи нагрузок и прогибов используется около 400 датчиков.

После завершения программы статических испытаний наименее прочные элементы конструкции подвергались дальнейшим испытаниям на заводе. Для окончательной оценки каждого конструктивного элемента из него вырезались образцы материала, которые сначала проверялись на рентгеновской установке, а затем растягивались до разрушения.

К наиболее важным испытательным устройствам, используемым фирмой «Крайслер» при работе над ракетами «Редстоун» и «Юпитер», относятся: легкие портативные рентгеновские установки; вертикальный стенд; вибростенд, который имитирует сильную вибрацию ракетного двигателя; центрифуга, которая за счет центробежной силы создает ускорения, во много раз превышающие ускорение силы тяжести, и, таким образом, имитирует нагрузки, происходящие от ускорения ракеты; стальная барокамера для имитирования условий, существующих за пределами верхних слоев атмосферы; конусообразная печь, состоящая из многих тысяч квадратных инфракрасных ламп для имитирования условий нагрева при входе в плотные слои атмосферы; холодильные камеры; камера имитирования океанских брызг и другие камеры, имитирующие климат любой части света, где ракетам, возможно, придется взлететь.

Имеются также электронные весы для определения центра тяжести каждой ракеты путем взвешивания как отдельных секций, так и всей ракеты. Точное определение положения центра тяжести необходимо для установления правильной траектории полета.

Пришлось спроектировать специальное оборудование для изготовления баллистических ракет. Например, сборка хвостовой части ракеты «Юпитер» в вертикальном положении позволила сборщикам работать одновременно на нескольких уровнях. Большая раздвижная звездообразная поворотная опора служит для фиксирования цилиндрических секций ракеты «Юпитер», когда они свариваются вместе. Для установки двигателя по оси корпуса ракеты использовался теодолитный визир и поворотное устройство с гидравлическим приводом, медленно и непрерывно поворачивающее корпус ракеты, по мере того как его секции свариваются при сохранении точной центровки.

Итак, мы видели, как собирается баллистическая ракета. Теперь мы подошли к ее полезной нагрузке — носовому конусу, или головной части, рассмотрение которой составляет содержание следующей главы.

ГЛАВА

5

ГОЛОВНАЯ ЧАСТЬ РАКЕТЫ

Полезная нагрузка любой баллистической ракеты включается в ее головную часть, возвращающуюся в плотные слои атмосферы. У боевых баллистических ракет головная часть служит для размещения боевого заряда и его защиты при полете через космическое пространство и во время входа с высокой скоростью в атмосферу. Головная часть баллистической ракеты, называвшаяся одно время носовым конусом, является ее важнейшей частью.

Обычно головная часть ракеты отделяется от корпуса после активного участка полета баллистической ракеты и затем следует по баллистической траектории в пространстве по направлению к цели. На нисходящей ветви баллистической траектории скорость головной части ракеты возрастает вследствие ускорения силы тяжести; она снижается в атмосферу с настолько высокой скоростью, что аэродинамический нагрев создает исключительно высокие температуры.

Головная часть ракеты состоит из нескольких компонентов, или узлов, в том числе полезной нагрузки, каркаса, теплового экрана. С точки зрения назначения, самым важным компонентом является полезная нагрузка и ее боевая часть. Вспомогательное оборудование боевой части состоит из предохранительного устройства, аппаратуры взведения и срабатывания взрывателя, системы стабилизации, которая корректирует полет на конечном участке траектории и заставляет головную часть ракеты занять правильное положение при входе

в плотные слои атмосферы, и источников электроэнергии для этих устройств.

Система предохранения, взведения и срабатывания взрывателя делает боевую часть безопасной, пока головная часть не достигнет определенной точки на своей траектории, а затем вводит взрыватель боевой части с таким расчетом, чтобы он сработал в заданной точке на конечном участке траектории, которая определяется исходя из мощности заряда и характера запланированного нападения. Сама боевая часть может быть термоядерным устройством или обычным фугасным устройством, в зависимости от стратегического или тактического назначения ракеты и от задачи, выполняемой ракетой.

В полезную нагрузку могут входить также механизм отделения головной части от корпуса ракеты, верньерный двигатель для регулировки скорости после отделения и средства создания помех для введения в заблуждение обороны противника. В более совершенных ракетах могут устанавливаться также небольшие ракетные двигатели для обеспечения маневренности при наведении на цель или для изменения траектории и введения в заблуждение средств обороны противника.

На опытные ракеты устанавливаются специальные головные части, предназначенные для спасения информации, накопленной приборами, помещающимися внутри головной части. Пришлось при этом искать способы преодоления помех при передаче радиосигналов через оболочку из ионизированных газов, создаваемую высокой скоростью головной части. Были спроектированы катапультируемые приборные капсулы для спасения накопленной информации. В полезную нагрузку опытных ракет входят приборы, киносъемочные камеры, датчики давления и температур, самописцы, телеметрические передатчики и спасательное оборудование.

Вторым важнейшим компонентом головной части является каркас. Он служит опорой для различных узлов и агрегатов, составляющих полезную нагрузку, и сохраняет неизменным их взаимное расположение во время разгона на активном участке траектории и во время торможения на конечном участке траектории. Каркас, по существу, представляет собой силовой набор, который противостоит аэродинамическим и другим нагрузкам и явлениям вибрации во время выполнения задачи.

Он является также опорой для теплозащитного экрана. Как и для других частей баллистической ракеты, проблема снижения веса каркаса имеет большое значение. Любое без необходимости повышение веса головной части влечет за собой увеличение стартового веса ракеты.

Обшивка или экран, защищающие каркас и заключенную внутри головной части полезную нагрузку во время входа в плотные слои атмосферы, является в основном теплозащитным устройством, предназначенным для того, чтобы не допустить проникновения внутрь головной части тепла, возникающего при передаче кинетической энергии головной части окружающему воздуху. Защитный экран можно проектировать различными методами. Он может, например, действовать как барьер на пути теплового потока или может быть спроектирован для поглощения определенного количества тепла без повышения температуры экрана сверх необходимого уровня.

Подобные барьеры можно создавать, используя системы пористого охлаждения, изоляции или абляции (смыва расплавившегося материала). При пористом охлаждении вещество вытесняется изнутри сквозь пористые стенки на поверхность теплозащитного экрана. Теплота парообразования уменьшает теплопередачу внутрь носовой части из окружающего воздуха. Изоляция состоит из керамического покрытия, которое препятствует теплопередаче вследствие своей низкой удельной теплопроводности. При абляции используется плавление, испарение или разложение изолирующего материала для поглощения тепла, а также для изменения пограничного слоя, с тем чтобы он задерживал передачу тепла в головную часть.

Теплопоглотители изготавливаются из материала, обладающего высокой теплоемкостью. Такая обшивка способна поглощать большие количества тепла без чрезмерного повышения температуры полезной нагрузки.

Нагрев при входе в плотные слои атмосферы происходит из-за огромного количества кинетической энергии, которой обладает головная часть ракеты, когда она входит по баллистической траектории обратно в атмосферу. Головная часть ракеты движется так быстро, что молекулы воздуха не в состоянии получить преду-

преждение о ее приближении и не могут уйти с дороги. Воздух становится сжатым, нагревается и затормаживает головную часть ракеты.

Во время входа в атмосферу на скоростях выше 16 000 км/час условия полета головной части ракеты приближаются к условиям полета метеора. Половины кинетической энергии головной части, превращенной в тепло и поглощенной головной частью ракеты, было бы достаточно для превращения ее в пар, из какого бы материала она ни была сделана. Представление об огромных количествах энергии, выделяющейся при входе в атмосферу, можно получить из того, что носовой конус типовой МБР обладает таким же количеством кинетической энергии, какое имеет товарный поезд длиной 64 км, мчащийся со скоростью 96 км/час.

Поэтому проблемы, связанные с входом в атмосферу, очень серьезны. Первые теоретические исследования были затруднены тем, что не имелось подходящей аэродинамической теории для расчета удельного теплового потока в верхних слоях атмосферы при высоких скоростях. Не было достаточно точной информации о том, как будет вести себя воздушный поток. Было, однако, ясно, что огромное количество кинетической энергии, которым обладает возвращающаяся в плотные слои атмосферы боевая часть со всем вспомогательным оборудованием, необходимо рассеивать, допуская лишь минимальную передачу тепловой энергии через обшивку.

В начале входа в атмосферу головная часть ракеты находится в зоне свободного молекулярного потока. Почти вся кинетическая энергия молекул воздуха при их движении относительно головной части ракеты передается головной части. На малых высотах средняя длина пути свободного пробега молекул воздуха уменьшается настолько, что поток, обтекающий тело, проходит через переходную область скользящего течения к области турбулентного течения. Для сведения к минимуму подвода тепла в головную часть ракеты ее торможение должно начинаться в нижних слоях атмосферы, что желательно также и с точки зрения защиты боевой части от средств ПВО противника. Но это приводит к большому повышению температуры обшивки и усилиению торможения.

Приток тепла из окружающего воздуха в головную

часть ракеты может вызвать расплавление, разбрызгивание металла, окисление и другие повреждения обшивки головной части. Дальнейший приток тепла приведет к тому, что повышение температуры внутри носовой части может вывести из строя аппаратуру управления или системы взведения и срабатывания взрывателя и даже уничтожить боевую часть.

Когда были разработаны самолеты, которые могли летать со сверхзвуковыми скоростями, воздух пришлось считать несжимаемым. При гиперзвуковых скоростях во время входа в плотные слои атмосферы следует учитывать еще один фактор. Воздух нельзя больше рассматривать как идеальный газ. Молекулярный вес и удельные теплоемкости не являются постоянными величинами. Гиперзвуковой диапазон скоростей, в котором должны действовать носовые части баллистических ракет, соответствует числам Маха от 4 до 20.

Головная часть ракеты с тупым носом создает присоединенный скачок уплотнения, позади которого скорость воздуха относительно головной части становится дозвуковой. Участок, лежащий между скачком уплотнения и пограничным слоем, называется ударным слоем. В этом слое воздух имеет такую высокую температуру, что он ионизируется и диссоциирует. Его вязкость, диффузия, теплопроводность и радиационные свойства отличаются от таких же свойств обычного воздуха.

При $M=10$ температура в ударном слое равна 3000° К и атомы кислорода диссоциируют. При $M=17$ температура составит 6000° К (как на поверхности Солнца) и происходит диссоциация молекул азота. Если бы воздух в ударном слое поглощал тепло, как черное тело, проблема входа в плотные слои атмосферы была бы неразрешимой. К счастью, этого не происходит. Поведение воздуха, отличающееся от поведения идеального газа, также помогает осуществить вход в атмосферу головной части ракеты. Если бы воздух вел себя как идеальный газ, то температура ударного слоя при $M=17$ равнялась бы 16000° К вместо фактических 6000° К.

Головная часть МБР обладает энергией порядка 5500 ккал/кг. Эта энергия была бы достаточной для превращения в пар любого известного конструкционного материала, если бы она целиком рассеивалась в самой головной части ракеты. Для обеспечения безопасного

входа в атмосферу необходимо найти пути отвлечения этой энергии от головной части и ее передачи окружающей атмосфере.

Первое изучение этой проблемы показало, что если применять тупоносую головную часть ракеты, то большая часть энергии может быть поглощена ударной волной, которая образуется при гиперзвуковых скоростях полета. Расчеты показали, что таким образом можно рассеять до 99% энергии входящего в атмосферу тела. Остающийся 1% энергии, составляющий 55 ккал/кг, может быть поглощен некоторыми материалами без их расплавления.

Как упоминалось ранее, имеются два основных метода защиты боевой части: один — применить устройства, поглощающие тепло, другой — допустить абляцию материала головной части ракеты.

При первом методе конвекционная и лучистая теплота, исходящая от газов и плазмы, окружающих головную часть во время короткого периода времени входа в атмосферу, поглощается экраном. Теплоемкость материала такого экрана достаточно высока, чтобы не допустить слишком большого повышения температуры. Тепловая энергия передается поверхности головной части не только за счет проводимости и диффузии через полограничный слой, окружающий головную часть, но также вследствие лучистой теплопередачи от горячих газов ударного слоя. К счастью, в большинстве случаев применения баллистических ракет подвод тепла происходит главным образом вследствие конвекции, а не излучения.

Во время входа в атмосферу тупоносая головная часть ракеты окутывается оболочкой сильно нагревенного, ионизированного и диссоциированного воздуха. Удельный тепловой поток к защитному устройству теплопоглощающего типа может достигать 5425 ккал/м²·сек в зоне полного торможения, где температуру газа в ударном слое можно считать равной 6000° К. В первом защитном экране теплопоглощающего типа для носовой части МБР, разработанном фирмой «Дженерал электрик», в качестве теплопоглощающего материала применялась медь. Поверхность меди была покрыта тонкой пленкой никеля, которая была тщательно отполирована для уменьшения подвода тепла в виде излучения. В ракете «Поларис» использовался теплопоглощающий экран из

бериллия, который обладает более высокой теплоемкостью, чем медь, но все же не совсем хорош с точки зрения температурных напряжений в этом материале.

При использовании экрана теплопоглощающего типа возникает трудная проблема. Максимальная скорость поглощения тепла экраном имеет верхний предел. Если перейти этот предел, поверхность начинает плавиться и покрывается раковинами, как это бывает с метеоритами. Объясняется это тем, что существует максимальная скорость, с которой тепло может передаваться теплопоглощающему устройству через его поверхность при температурном градиенте, становящемся настолько неизначительным, что температура поверхности экрана возрастает до точки плавления теплопоглощающего материала.

Найдено, что максимальная скорость поглощения тепла увеличивается с увеличением отношения начального веса головной части ракеты к произведению коэффициента аэродинамического сопротивления и площади, создающей лобовое сопротивление¹. При проектировании головной части ракеты с теплопоглощающим экраном это отношение необходимо выбрать так, чтобы подвод тепла был ниже предельного значения. Но это отношение имеет важное значение с точки зрения скорости входа в плотные слои атмосферы. Большие значения отношения обеспечивают быстрый вход в атмосферу и высокую точность попадания. Поэтому при разработке теплопоглощающих экранов приходится идти на компромиссное решение, чтобы обеспечить необходимую точность попадания. Форма типовой головной части теплопоглощающего типа приводится на рис. 35.

Вторым методом защиты головной части ракеты, который стал приобретать все большее значение, является абляция или массообмен. Тепловая энергия поглощается поверхностью экрана, который отдает свое вещество в газовый поток, обтекающий носовую часть ракеты. Материал поверхности плавится, испаряется или сублимируется. Не только изменение состояния экрана обеспечивает поглощение поступающего тепла, но также и сам материал, удалаемый из экрана, входит в пограничный слой и, изменения его характеристики, уменьшает тепло-

¹ Известного как баллистический параметр. — Прим. автора.

передачу через него. Аблирующие тепловые экраны, таким образом, защищают носовую часть ракеты несколькими способами. Теплонаправление блокируется массообменом, который утолщает пограничный слой. Подвод тепла к головной части уменьшается, так как некоторая часть поступающей тепловой энергии используется для изменения состояния материала, из которого изго-

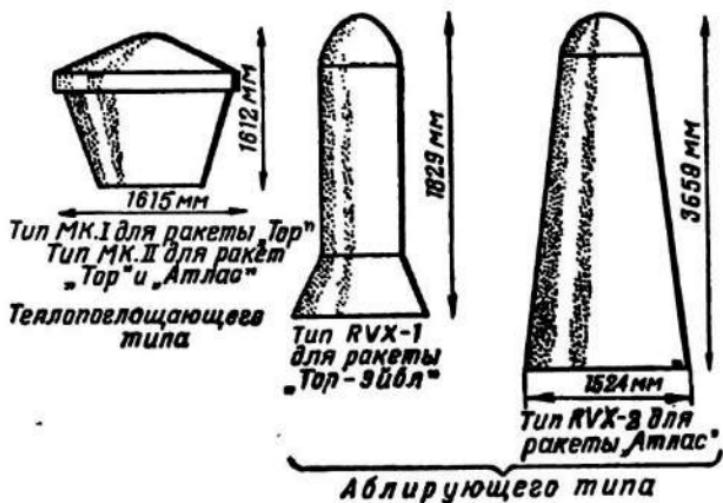


Рис. 35. Форма первых образцов головных частей баллистических ракет теплопоглощающего и аблирующего типов

тovлен тепловой экран. В более совершенных системах поглощается еще больше тепла при использовании для экранировки материалов, которые претерпевают эндотермические изменения в своем составе.

Для охлаждения головной части ракеты может применяться охладитель, выступающий сквозь поры в ее передней части, который будет отбрасываться воздушным потоком назад от носа и обволакивать всю поверхность головной части. При испарении этого охладителя поглощается тепло. Такой тип охлаждения можно получить также, когда аблирующий материал в носу головной части заставляют переходить в жидкое состояние и растекаться по всей поверхности головной части ракеты, как вязкую жидкость, которая дополнитель но поглощает тепло в процессе испарения или разложения. Стекло имеет достаточно высокую вязкость для этой

цели, но требует присадок для улучшения его радиационных свойств.

Хотя материалы, используемые в боевых головках ракет, являются совершенно секретными, некоторые подробности о них были сообщены в печати. Такими материалами могут быть чистые пластики, пластики, усиленные стеклотканями, кремнезем, окислы, углерод и графит. Пластики показали удовлетворительные аблирующие характеристики. Было разработано несколько специальных пластиков, которые быстро отдают массу в пограничный слой вместе с такими эндотермическими реакциями или разложением, как теплопоглощающая деполимеризация тефлона или пиролиз фенольного нейлона. Тефлон является также хорошим теплоизолятором и, таким образом, служит в качестве теплового экрана, хотя абляция его происходит довольно быстро.

Успешное применение абляции зависит от выбора материалов, которые должны разлагаться в условиях сильного нагрева при входе в плотные слои атмосферы. Этот тип экрана полностью отличается от конструкции теплопоглощающего типа. В МБР теплопередачу можно понизить до 50% подбором таких материалов, которые разлагаются и входят в пограничный слой при охлаждении массообменом. К. п. д. процесса охлаждения массообменом увеличивается при использовании веществ, которые испускают газы с низким молекулярным весом в пограничный слой.

Такие материалы, как углерод и графит, могут служить в качестве тепловых экранов благодаря своей низкой теплопроводности и высокой точке плавления. При использовании на баллистических ракетах они реагируют с атмосферой и горят с поверхности, но из них трудно изготавливать большие экраны.

Преимущество аблирующих тепловых экранов заключается в том, что для них не существует предела нагрева. Поэтому они более эффективны, чем экраны теплопоглощающего типа, и гораздо успешнее используются для головных частей МБР, у которых скорость входа в плотные слои атмосферы выше, чем у БРСД.

Количество тепловой энергии, передаваемой поверхности головной части ракеты, меньше, когда торможение происходит на малых высотах в атмосфере. Но это требует более сильного торможения и больших скоро-

стей теплопередачи. Торможение на малых высотах предпочтительно также в интересах защиты боевой головки, поэтому головные части ракет приходится проектировать на большие скорости теплопередачи. В этом отношении аблирующий тип гораздо выгоднее, и он нашел применение в последних конструкциях головных частей ракет.

При проектировании и изготовлении головных частей ракет использовались достижения таких наук, как аэробаллистика, аэротермодинамика, магнитогидродинамика, гиперзвуковая аэrodинамика и современная физика. Пришлось заняться исследованиями в совершенно новых областях науки, а в процессе производства ввести такие допуски, с которыми раньше никогда не встречались.

Помимо большой мощности теплового потока, который может достигать $5500 \text{ квт}/\text{м}^2$, головная часть ракеты должна выдерживать динамические удары и торможение при возвращении в атмосферу с огромной скоростью. Более того, она должна иметь высокую надежность как с точки зрения работы оборудования, так и с точки зрения удовлетворения требований безопасности и обеспечения взрыва своей боевой части.

В начале работ по созданию баллистических ракет очень мало было известно об условиях, с которыми встретится возвращающееся в атмосферу тело. Были разработаны и введены в действие совершенно новые устройства для проведения гиперзвуковых испытаний. Проблемы, относящиеся к конструкции, теплопередаче, абляции, составу воздуха при высоких температурах, влиянию формы тела на вход в плотные слои атмосферы, пришлось тщательно изучить.

До того как появились гиперзвуковые аэrodинамические трубы и когда еще не были готовы для запуска большие баллистические ракеты, пришлось применить временные экспериментальные системы. Одним из способов испытаний было использование многоступенчатых ракет с двигателями на твердом топливе, которые могли разгонять модели носовых конусов в верхних слоях атмосферы до гиперзвуковых скоростей (рис. 36).

Исследования физических явлений, связанных с входом в атмосферу, были проведены национальным комитетом по аeronавтике и исследованию космического про-

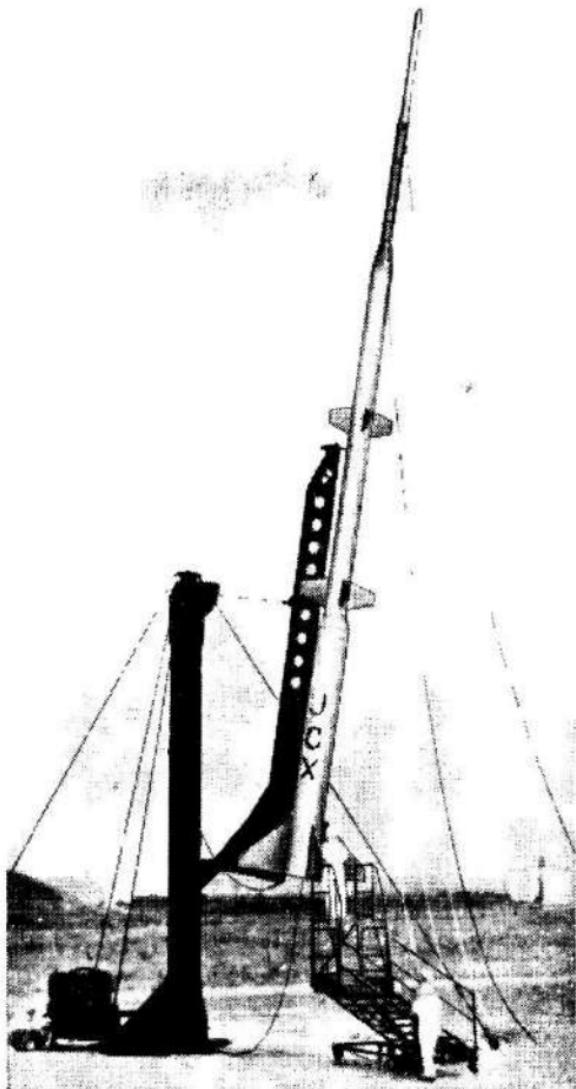


Рис. 36. Многоступенчатая ракета с РДТТ для испытания моделей головной части ракеты. Такие ракеты позволяют разгонять модели головной части до скоростей, соответствующих входу головной части МБР в атмосферу. Они сыграли большую роль в разработке необходимых теплозащитных устройств

странства (NASA) и управлением перспективного планирования научно-исследовательских работ министерства обороны США на полигоне Уоллопс-Айленд (штат Виргиния).

Используя ракеты «Онест Джон», «Ника» и «Ланс» с двигателями на твердом топливе, составляли экспериментальные шестиступенчатые ракеты. Перечисленные ракеты применялись в качестве первых трех ступеней.

Последние ступени помещались в обособленном корпусе. В них использовались ракетные двигатели твердого топлива Т-40 и Т-55 фирмы «Тиокол» и сферический ракетный двигатель, спроектированный и построенный исследовательским центром имени Ленгли.

Первые три ступени поднимали летательный аппарат на максимальную высоту около 320 км. После полета по инерции запускались последние три ступени для разгона экспериментальной части ракеты в направлении к поверхности Земли со скоростью, соответствующей числу $M=22$. Огромные скорости на нисходящей ветви траектории заставляли нагреваться головную часть, но до ее сгорания в атмосфере значительную информацию получали с помощью оптического слежения, радиолокации и телеметрии. До середины июля 1959 г. с помощью таких ракет на полигоне Уоллопс-Айленд было запущено свыше 3000 аэродинамических моделей и испытано много типов головных частей ракет.

Полноразмерные модели головной части ракеты устанавливались на тележки с ракетными двигателями и испытывались на рельсовых стенах. Другие модели помещались впереди больших ракетных ускорителей и сбрасывались с самолетов на большой высоте для разгона их в нижних слоях атмосферы.

Типичная экспериментальная ракета X-17 фирмы «Локхид» с двигателями на твердом топливе имела высоту четырехэтажного дома. Использование в ней трех ступеней помогло решить многие проблемы входа в атмосферу. Почти все запуски экспериментальной ракеты X-17 (на 97%) были успешными. Они не только способствовали выполнению программы разработки головной части ракеты, но продемонстрировали также надежность больших ракет с двигателями на твердом топливе, что имело большое значение в начале работы по программе «Поларис».

Фирма «Локхид» провела тысячи испытаний головной части в процессе работы по программе «Поларис». Помимо испытаний с помощью экспериментальных ракет и испытаний на рельсовых стендах, были проведены испытания головной части в аэродинамических и ударных трубах, при этом проверялся как теплопоглощающий, так и аблирующий тип защитного экрана.

Когда развернулась работа по программе создания баллистических ракет, такие устройства, как плазменные генераторы, смогли создавать температуры до $14\,000^{\circ}\text{K}$ и были получены постоянные тепловые потоки высокой мощности. Воздушно- и водостабилизируемые электрические дуги создавали потоки диссоциированных частиц воздуха, нагретых до температуры в два раза большей, чем температура поверхности Солнца, и движущихся со скоростями, сравнимыми со скоростью входа МБР в атмосферу. Один из крупнейших плазменных генераторов был введен в действие в 1958 г. отделением ракетно-артиллерийских систем фирмы «Дженерал электрик». Большая стабилизируемая воздухом электрическая дуга, помещенная в камеру диаметром 457 мм и высотой 914 мм, работала на трехфазном переменном токе мощностью 15 000 квт. Использование больших плазменных потоков дает много выгод. Во-первых, можно испытывать большие модели головных частей ракет и таким образом более правильно определять влияние масштабного эффекта. Во-вторых, можно точнее имитировать скорость входа в атмосферу.

В стабилизированной дуге (в отличие от обычной электрической дуги) плазменный столб регулируется с помощью сжимающей оболочки из жидкости или газа. Эта оболочка направляется тангенциально в камеру и образует в центре пустотную полость или вихревое поле, в котором создается дуга. Плазменный столб ограничивается размерами вихревого поля, поэтому увеличение тока в этом случае приводит к значительному повышению температуры дуги в отличие от обычных дуг, где увеличенный ток заставляет дугу только расширяться и распространяет тепло в большей зоне, не приводя к необходимому повышению температуры.

Испытания условий входа в атмосферу производились также в ударных аэродинамических трубах, в которых можно обдувать модели потоком горячего воз-

духа, имеющим скорость от $M=15$ до $M=25$. Фирма «Дженерал электрик» изготавлила ударную трубу диаметром 152 мм и длиной 36,5 м для проведения аэродинамических исследований. Ударная труба снабжена расширяющимся соплом и большим резервуаром для помещения испытываемого образца. Воздух, приводимый в движение взрывом газа, при температуре 10 000° К и давлении 351,5 кг/см² проходил через расширяющееся сопло и обтекал испытываемый образец. Фотоснимки воздушного потока производились с помощью аппаратуры шлиркинематографии.

Головные части ракет испытываются также в камерах с лучистыми источниками тепла. Фирмой «Крайслер» были применены сотни кварцевых нагревательных ламп в нагревательной печи для испытания носовых конусов ракеты «Редстоун».

В лаборатории Эверетта фирмы «Авко Меньюфекчуринг» похожая на пушку ударная труба диаметром 101,6 мм и длиной 30 м использовалась для изучения сильно нагретых газов. Создавалась и пропускалась по всей длине трубы ударная волна. Труба приводилась в действие при подаче сильно сжатого газа или с помощью взрыва смеси кислорода и водорода, регулируемой гелием или азотом. Толстостенная камера высокого давления заряжалась сжатым газом. Из остальной части трубы, отделляемой от камеры высокого давления металлической диафрагмой, воздух выкачивался. Когда в камере создавалось высокое давление с помощью механического насоса или взрыва газовой смеси, диафрагма разрывалась и ударная волна двигалась по трубе. Фотоснимки волны делались через небольшие окна в стенах трубы с использованием электронной съемочной камеры и сопоставлялись с показаниями датчиков давления. Скорости в этой трубе превышали 28 800 км/час, т. е. соответствовали $M=25$.

Так как при разрыве диафрагмы создавалась реакция, похожая на отдачу орудия, то для поглощения этой отдачи ударная труба устанавливалась на колесах и откатывалась на небольшое расстояние.

Используя ударную трубу и другое оборудование, фирма «Авко», которая занималась разработкой головной части для МБР «Титан», получила новые данные о теплопередаче во время входа в атмосферу и об энер-

гии, излучаемой горячим газом, окружающим головную часть ракеты. Были определены электрические и химические свойства воздуха при высоких температурах.

В головной части, созданной фирмой «Авко» для ракеты «Титан», использовался экран теплопоглощающего типа. Поверхность этого экрана была обработана с большой точностью и затем покрыта никелем и отполирована до зеркальной гладкости. Гладкая поверхность головной части ракеты не только сохраняла ламинарное обтекание, но также обеспечивала низкий уровень радиационной теплопередачи. В этой головной части фирма «Авко» применяла разработанную ею систему (DARAC) для управления входом головной части в атмосферу и установки ее в такое положение, при котором подвод тепла был минимальным.

Теплопоглощающие головные части, созданные в результате исследований фирм «Авко» и «Дженерал электрик», появились в виде тел тупой формы, имеющих высокое отношение полного лобового сопротивления к весу головной части, которое необходимо для решения проблемы нагрева при входе в атмосферу. Теоретически считалось, что тупая форма создает защитный скачок уплотнения, который находится впереди быстро двигающейся головной части ракеты. Этот скачок уменьшает скорость набегающего потока, и частицы воздуха приходят в соприкосновение с поверхностью головной части ракеты, имея дозвуковую скорость. Таким образом, температура входа в атмосферу понижается.

Отделение ракет и космических летательных аппаратов фирмы «Дженерал электрик» начало проводить исследования и разработки по программе баллистических ракет в июне 1955 г. В июне 1957 г. BBC дали фирме заказ стоимостью 158 млн. долларов на разработку головных частей для ракет «Тор» и «Атлас». К декабрю 1957 г. были изготовлены головные части для боевых ракет и было запланировано их серийное производство. В феврале 1958 г. БРСД «Тор» взлетела с мыса Канаверал, имея головную часть боевого типа, т. е. спустя 30 месяцев после того, как начались научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы в этой области. В следующем месяце BBC предложили фирме «Дженерал электрик» начать производство головной части для ракеты «Тор», и в декабре 1958 г. две

ракеты «Тор» с головной частью боевого типа были запущены в один и тот же день: одна — с мыса Канаверал (на восточном побережье), другая — с базы Ванденберг (на западном побережье).

Головная часть должна проектироваться с таким расчетом, чтобы вес конструкции, органов управления и теплозащитного экрана был минимальным. Фирма «Дженерал электрик» при разработке головной части приняла модульный способ проектирования. Преимущество этого способа заключалось в том, что относительно легко можно было изменять узлы внутри головной части. Типовую головную часть можно подразделить на пять модулей, охватывающих основные функции. К этим модулям относятся: полезная нагрузка в виде приборного блока или боевой части, теплозащитный экран, каркас теплозащитного экрана, шасси для монтажа оборудования и днище. При разработке головных частей типов I и II (для ракет «Тор») применялись медные теплопоглощающие экраны, но для последующих типов головных частей, таких, как RVX-1 (для ракет «Тор-Эйбл»), RVX-2 (для ракет «Атлас»), тип III (для ракет «Атлас») и SARV (спасение биологических объектов со спутника), использовались аблирующие теплозащитные экраны.

Головная часть типа II была первой, полностью стабилизированной головной частью ракеты с экраном теплопоглощающего типа. В ней использовались инфракрасная система самонаведения, система ориентации по Солнцу и реактивные насадки, работающие от сжатого газа. Головная часть типа II имела максимальный диаметр 1615 мм и длину от вершины конуса до основания задней секции 1612 мм. Свыше 50 головных частей типа II было испытано в полетах на мысе Канаверал; последнее летное испытание БРСД «Тор» с головной частью типа II состоялось 29 февраля 1960 г. Эта головная часть была установлена на первых баллистических ракетах «Тор» и «Атлас», размещенных в Англии и США.

Работа по исследованию аблирующего теплозащитного экрана началась в декабре 1957 г. под руководством отдела баллистических ракет командования научно-исследовательских работ ВВС США. Для летных исследований использовались ракеты «Тор-Эйбл» и «Ат-

лас». Необходимо было исследовать, как быстро материал экрана подвергается абляции во время входа в плотные слои атмосферы. С этой целью внутри теплоизолирующего слоя монтировался электрический проводник. Когда происходила абляция материала, проводник постепенно разрушался и изменял сопротивление электрической цепи. Величина сопротивления передавалась с помощью телеметрической системы наземным станциям. На подобном принципе работал и обгорающий датчик.

Армия США начала исследования аблирующей носовой части еще в 1954 г. и вела эти работы в течение пяти лет. Было проведено свыше 3000 испытаний, имитирующих скоростной вход в атмосферу. В полете были проверены одна масштабная модель и два полноразмерных варианта головной части БРСД «Юпитер» со спасением из Атлантического океана. Испытание масштабной модели было проведено на ракете «Юпитер»-С в августе 1957 г. Испытания ракеты «Юпитер» с двумя вариантами головной части были проведены в мае и июле 1958 г. В них находились телеметрическое оборудование и взрыватели ракеты, которые перенесли вход в атмосферу так хорошо, что их можно было использовать позже в других полетах.

Для исследования головных частей по программе BBC была создана ракета «Тор-Эйбл». В ней были использованы в качестве первой ступени БРСД «Тор» и в качестве второй ступени — вторая ступень ракеты-носителя спутника «Авангард». С помощью ракеты «Тор-Эйбл» головная часть нового типа (рис. 37) была вы-



Рис. 37. Головная часть типа RVX-1, установленная на ракете «Тор-Эйбл», подготавливается к испытательному полету на мысе Канаверал

ведена на баллистическую траекторию. Таким же образом была достигнута для головной части скорость полета МБР. Летом 1958 г. был осуществлен вход в атмосферу, и телеметрические данные показали, что головная часть вела себя удовлетворительно. Однако при этих запусках головные части спасти не удалось.

Впоследствии при использовании ракет «Тор-Эйбл» предпринимались попытки спасти головные части. Хотя к тому времени удалось спасти полезную нагрузку ракеты «Юпитер»-С, эта система спасения не была пригодна для головной части МБР, имеющей гораздо большую дальность. Новая система спасения была спроектирована фирмой «Дженерал электрик». Аблирующие теплозащитные экраны поставляли как фирма «Дженерал электрик», так и фирма «Авко». В конце весны и начале лета 1959 г. были проведены успешные запуски и было осуществлено спасение головных частей. Спасенные головные ча-



Рис. 38. Головная часть типа МК-III ракеты «Атлас». Это боевая головка ракеты «Атлас», и поэтому система спасения в ней не предусмотрена

сти показали, что аблирующие МБР оказались практическими.

Головная часть типа МК-III (рис. 38) была в общем подобна головной части ракеты «Тор-Эйбл». Она имела длину свыше 3 м и состояла из конусообразного носа с закругленной вершиной, цилиндрической средней части и длинной, сильно выступающей хвостовой юбки. Эта головная часть была установлена на второй модификации боевой ракеты «Атлас».

На заключительном этапе работы по этой программе

были осуществлены запуски ракеты «Атлас» с большой головной частью, имеющей диаметр 1524 мм и длину 3657 мм, на межконтинентальную дальность. Эта головная часть ракеты весила свыше тонны (рис. 39). Первый запуск из этой серии испытаний, предпринятый с мыса Канаверал 17 марта 1959 г., окончился неудачей, так как система наведения оказалась неисправной. Повторный запуск 18 мая окончился взрывом ускорителя через одну минуту после старта, при этом головная часть отделилась от ракеты, пошла прямо вверх, а затем упала в море недалеко от берега, получив небольшое повреждение. Третья попытка последовала 21 июля 1959 г., и запуск оказался успешным. Ракета «Атлас» разогнала головную часть до скорости, необходимой для обеспечения межконтинентальной дальности, и она пролетела всю эту дальность. Головная часть хорошо отделилась от огромного ускорителя. Последовавшие вход в атмосферу и спасение головной части окончились успешно.

Для этих испытаний головная часть была изготовлена из материала «авкоит» — спеченного металла с керамикой, разработанного фирмой «Авко». Аблирующий материал, сделанный на кремниевой основе, стекал со сферической вершины назад и растекался по всей конической части во время входа в атмосферу. По программе «Атлас» испытывались различные материалы, предназначавшиеся для каркаса головной части. Была определена толщина слоя обгорания этих материалов.

Головные части с экранами аблирующего типа да-



Рис. 39. Головная часть типа RVX-2 для испытания аблирующих покрытий. Вес ее свыше 1000 кг

вали значительную экономию в весе по сравнению с экранами теплопоглощающего типа.

При проведении испытаний головных частей необходимы устройства для спасения записей приборов. Чтобы установить, что происходит с головной частью, было необходимо с помощью телеметрии передавать на наземные станции информацию о температурах воздуха при торможении и о степени обгорания аблирующих экранов. К сожалению, при входе в атмосферу головная часть окружена оболочкой нагретого и ионизированного воздуха, который блокирует радиопередачу, и получение информации становится ненадежным делом. В дальнейшем информация, накопленная в этот период, записывалась малогабаритным прочным самописцем на магнитной ленте. В спасаемой приборной капсуле, разработанной фирмой «Дженерал электрик» для BBC, помещалось записывающее устройство «Ампекс» MR-100. Спасаемая сферическая капсула, сделанная из полиуретана, была покрыта аблирующим материалом. В капсуле помещались также батареи питания, сигнальная бомба, банки с красителем и веществом для отпугивания акул (рис. 40). Капсула была достаточно легкой и могла плавать, пока ее не подберут спасательные команды. В полете спасаемая сферическая капсула находилась в головной части ракеты (рис. 41).

После того как головная часть проходила этап основного торможения и нагрева, сферическая капсула катапультировалась. Скорость головной части все еще была достаточно велика и вызывала абляцию части ее внешней поверхности, но сферическая капсула падала медленнее, чем сама головная часть. Подробные данные о том, что происходило внутри головной части, записывались на магнитной ленте до момента катапультирования капсулы на высоте в несколько тысяч метров над океаном. Когда сферическая капсула достигала океана, взрывалась сигнальная бомба для подачи сигнала ожидающим кораблям. Затем в океан выливались краситель и вещество, отпугивающее акул, и начал работать в качестве маяка небольшой передатчик.

Таким образом спасались сферические капсулы при запусках ракет «Атлас» и «Тор». В нескольких полетах для фотографирования процесса отделения головной части от ракеты внутри капсулы помещались кинока-

меры. На ракете «Тор» головная часть присоединяется к передней части ракеты с помощью трех защелок. Специальная киносъемочная камера с 16-мм пленкой, изготовленная фирмой «АСР электроникс», была спроектирована так, что могла хорошо выдерживать перегрузки,

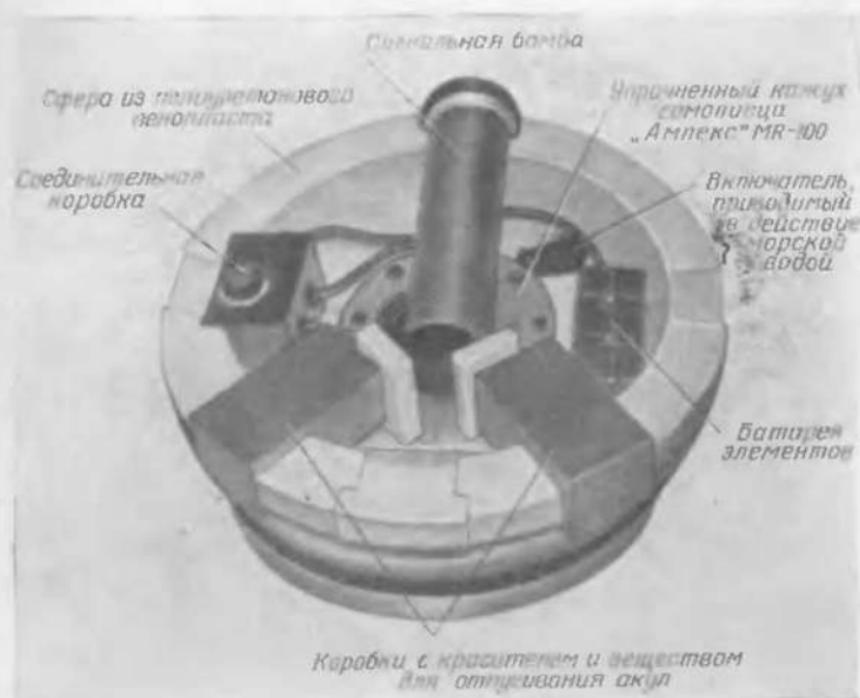


Рис. 40. Кapsула, разработанная фирмой «Дженерал электрик», для спасения записывающего устройства «Ампекс» МР-100 во время входа в атмосферу. Разрез капсулы, сделанной из полиуретана, дает возможность видеть ее оборудование

создаваемые ускорением, и обеспечивать сохранность пленки, пока она находится в океане. Для фотографирования в капсуле имелось кварцевое окно. Фотоснимки давали ценную информацию об ориентации головной части ракеты после ее отделения от ракеты.

Для ракет «Тор-Эйбл» позднее была разработана более совершенная система спасения. Контейнер с аппаратурой спасения устанавливался у основания головной части ракеты. При отделении головной части от ракеты появлялся сигнал для включения в работу системы спасения. Во время входа в атмосферу при определенном

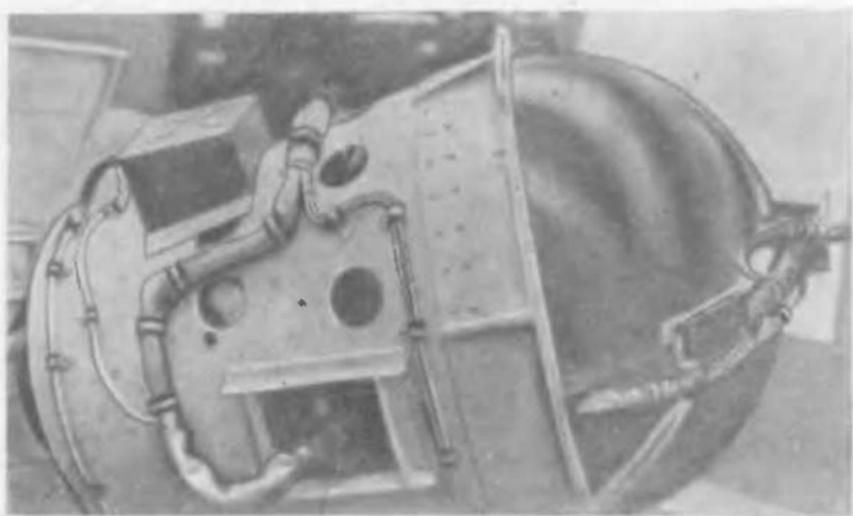
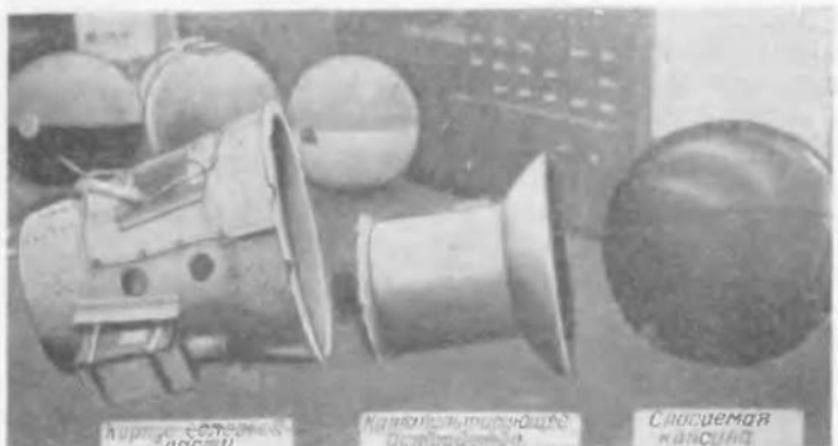


Рис. 41. Размещение спасаемой сферической капсулы в головной части баллистической ракеты дальнего действия. В конструкцию головной части входит катапультирующее устройство для спасаемой капсулы. *Вверху:* три основных узла головной части, показанные отдельно друг от друга; *внизу:* эти же узлы в собранном виде

значении торможения приводилось в действие реле времени с таким расчетом, чтобы дно головной части сбрасывалось на высоте около 6,5 км над океаном. Выбрасывался тормозной парашют, и головная часть затормаживалась до звуковой скорости. Затем открывался

парашют, и скорость снижения головной части в момент касания воды составляла 100—160 км/час.

Во время снижения на парашюте приборный контейнер отделялся от обшивки головной части, но оставался прикрепленным к ней тросами. Это делалось потому, что обшивка все еще имела высокую температуру и ее необходимо было отделить от контейнера с приборами в момент выбрасывания и наполнения воздухом поплавка. Этот поплавок состоял из резиновой внутренней камеры и имел прорезиненный нейлоновый чехол. Из-за более сильного торможения поплавок поднимался выше купола парашюта во время снижения.

Перед самым падением в воду реле времени вызывало сбрасывание сигнальной бомбы, которая взрывалась на заранее определенной глубине. Для облегчения поиска с помощью радиолокатора выбрасывались также металлизированные бумажные ленты. После падения под действием морской воды аккумуляторная батарея начинала давать ток радиомаяку и мигающей лампе. Зеленый краситель и отпугивающее акул вещество выпускались в океан. Спасение головной части таким способом осуществлялось на дальностях, превосходящих дальность МБР.

Каждый этап программы спасения головной части был автоматизирован и начинался по сигналу механического реле времени, которое могло инициировать до десяти последовательных действий в интервале от десяти секунд до долей секунды. Для инициирования действий в основном использовались переключатели пиротехнического типа, имеющие более высокую надежность. Преимущество этой системы спасения заключалось в том, что она обеспечивала спасение не только приборов, но также всей головной части ракеты, что позволяло изучать воздействие нагрева на теплозащитный экран тщательно и без спешки. Этот способ успешно использовался для спасения головных частей ракеты «Атлас», имеющих большие размеры, на межконтинентальных дальностях.

ГЛАВА

6

ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Баллистическая ракета нуждается в обширной системе материального и организационного обеспечения. Ей необходимы стартовые столы и ракетные базы, портальные краны для обслуживания и проведения предстартовой проверки, блокгаузы, оборудование слежения, испытательные сооружения, ремонтные мастерские и базы снабжения. Ей необходима поддержка со стороны различных отраслей промышленности. Для создания и обслуживания баллистических ракет необходимы люди, поэтому приобретает большое значение привлечение и обучение людей для проектирования, производства и эксплуатации этой системы оружия.

Большая сложность задачи привела к необходимости применить метод параллельной разработки системы оружия. При таком методе работа над всеми элементами системы проводится одновременно, чтобы в кратчайший срок достигнуть боевой готовности оружия. Обычно на создание новой системы оружия требуется 8—10 лет. Столь долгий срок был неприемлем для баллистической ракеты. Метод одновременной разработки всей системы заставлял идти на сознательный риск. Например, сооружение боевых ракетных баз пришлось начать до проведения запусков первых экспериментальных ракет, для того чтобы все элементы комплекса были готовы приблизительно к одному и тому же сроку. Программа была успешно осуществлена. БРСД «Тор» достигла стадии боевой готовности через три года после подписания первого контракта на проектирование и разработку этой системы оружия.

Материальное обеспечение баллистической ракеты можно для удобства подразделить на несколько четко различающихся участков. Первый участок — выполнение программы испытаний. Для этого необходимы ракетные полигоны и проведение летных испытаний с целью оценки опытных образцов ракет. Второй участок — комплекс электронных и электромеханических устройств, необходимых, чтобы держать баллистическую ракету дальнего действия на стартовом столе в готовности к немедленному запуску. Третий участок — эксплуатационное обслуживание и служба тыла, в функции которой входит ремонт неисправных ракет, поставка запасных частей и новых ракет. Наконец, сама ракетная база: следует ли разместить ее на грунте, сделать подвижной или защитить бетоном от действия ядерного взрыва?

Большинство испытаний баллистических ракет дальнего действия проводится на Атлантическом ракетном полигоне, находящемся в ведении ракетного испытательного центра BBC на базе BBC Патрик (штат Флорида). В октябре 1946 г. был создан комитет, чтобы выбрать подходящее место для испытаний ракет дальнего действия. После изучения ряда возможных вариантов комитет выбрал мыс Канаверал в штате Флорида из-за его изолированного расположения, близости авиационной базы ВМС на Банана-ривер (теперь база BBC Патрик) и почти неограниченных возможностей расширения полигона над Атлантическим океаном в юго-восточном направлении. Группы островов позволили создать на них станции слежения за ракетами.

В июле 1947 г. BBC получили указание расширить этот полигон. Одновременно начались переговоры о сооружении станций слежения на Багамских и Антильских островах. К середине 1949 г. на мысе Канаверал началось сооружение стартового комплекса. В мае 1950 г. этот испытательный полигон для ракет дальнего действия перешел в ведение BBC.

Первая ракета с мыса Канаверал была запущена 24 июля 1950 г. В этот день немецкая ракета «Фау-2», имея в качестве второй ступени армейскую ракету «ВАК-Капрал», взлетела со стартового стола.

Сооружение станций слежения за полетом на нисходящей ветви траектории началось в начале 1951 г. К 1957 г. были заключены соглашения с Великобритани-

ей, Доминиканской республикой и Бразилией о создании всех двенадцати существующих в настоящее время основных станций слежения (рис. 42). Одновременно были переоборудованы в плавучие станции слежения несколько океанских судов, которые были расставлены между островом Сент-Люсия и островом Фернандо-де-Норонья и от острова Фернандо-де-Норонья до острова Вознесения.

Испытательный ракетный полигон ВВС стал ареной многих начинаний США в области ракетной техники. Там были запущены на полную дальность первая БРСД и первая МБР. С него был выведен на орбиту первый американский искусственный спутник Земли, и первое спасение носового конуса МБР было осуществлено на этом полигоне.

Авиатранспортной компании «Пан Америкэн энд Уорлд Эруейс» и фирме «Рейдио Корпорэйшн оф Америка» было поручено обслуживать трассу полигона и стартовый комплекс на мысе Канаверал. Они обслуживали оборудование и сооружения, готовили испытания ракет на дальность и осуществляли замеры с помощью наземных средств, дополняющих информацию, переданную бортовой аппаратурой ракет; им же была поручена разработка всей необходимой аппаратуры для испытания новых образцов ракет. Все головные изготовители ракет и субподрядчики имели на полигоне свои полевые базы; многие правительственные организации, которые прямо или косвенно участвовали в программе постройки ракет, также имели свои представительства на испытательном ракетном полигоне ВВС.

При проведении любых испытаний вопросам безопасности на полигоне придавалось особое значение. Быстроходные спасательные катера патрулировали в районе мыса Канаверал и предупреждали мелкие суда о предстоящем проведении летных испытаний. Подобным же образом очищался от кораблей район нисходящей ветви траектории вблизи от предполагаемой точки падения, когда намечался запуск ракет. Коридор между запретной зоной (шириною 5 км вокруг мыса Канаверал) и районом падения ракеты в Атлантическом океане патрулировался авиацией и просматривался радиолокаторами для обеспечения безопасности судов и самолетов, оказавшихся поблизости. На основе сообщений, поступавших от

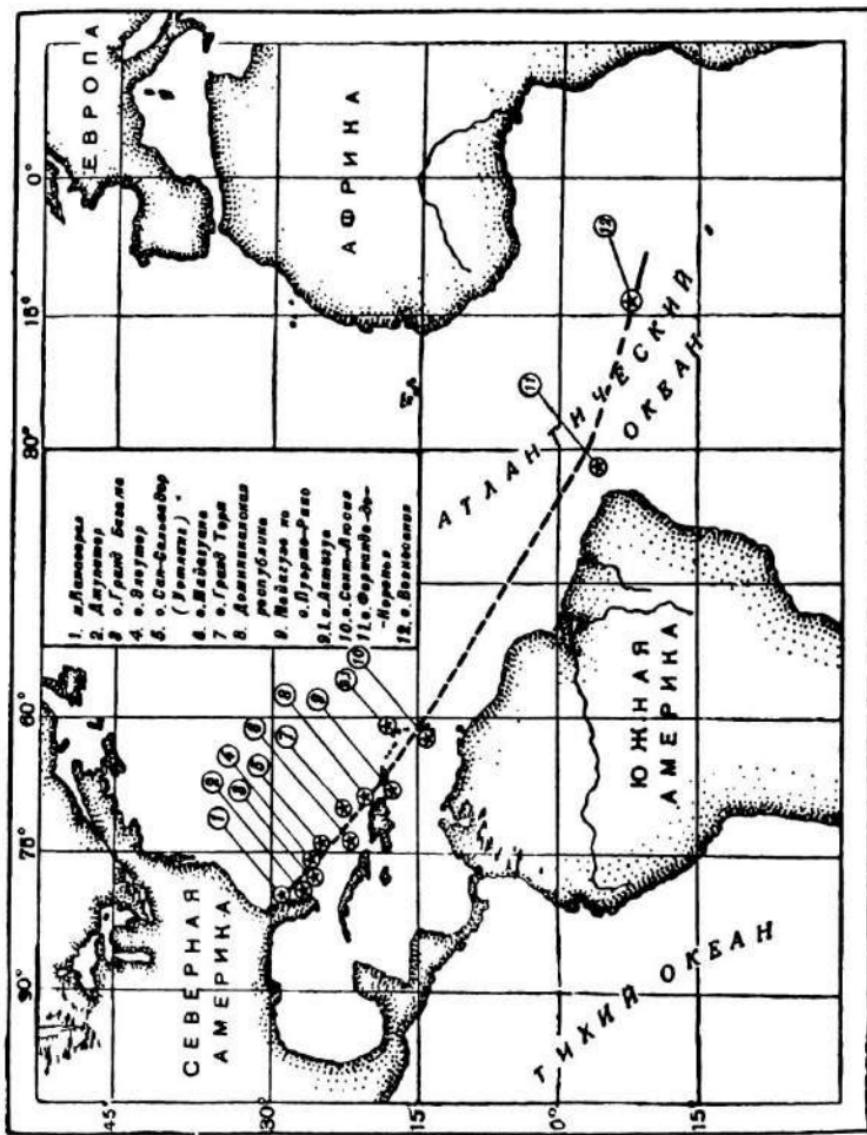


Рис. 42. Карта Атлантического ракетного полигона ВВС США, имеющего трассу 8000 км. На карте показано звездочками расположение станций слежения

этих поисковых подразделений, офицер безопасности на полигоне разрешал запуск ракеты.

По команде офицера безопасности установленное на ракете специальное устройство подрывает ракету, как только ее поведение начинает угрожать безопасности.



Рис. 43. Во время полета баллистической ракеты на Атлантическом ракетном полигоне офицер безопасности на полигоне следит за траекторией полета ракеты по ее следу на планшетных устройствах. Он может дать команду о подрыве ракеты, если она отклонится от заданного курса

Во время полета баллистической ракеты этот офицер следит за ее траекторией по радиолокационным планшетам (рис. 43). Если ракета отклоняется от заданной траектории, он принимает меры к ее уничтожению путем посылки радиосигнала в устройство подрыва внутри ракеты. На карте полигона вычерчивается ограничительная линия, которую ракета не должна пересекать во время полета. Наносятся также две линии, определяющие пространственный коридор, в котором должна лететь ракета. Ракета, пересекающая любую из этих линий, уничтожается офицером безопасности на полигоне обычно подачей сигнала подрыва ракеты.

Когда безопасность на испытательном полигоне обес-

печена и все станции слежения доложили, что они готовы к испытаниям, дается старт ракете. Как только она полетела вдоль полигона, приборные станции, расположенные вдоль трассы полета, начинают накапливать информацию о характеристиках ракеты. Осуществляется это в основном радиолокаторами, фотокамерами, приборами оптического слежения и телеметрическими системами. Когда вся информация собрана, она посыпается в центр обработки данных, где ей придается форма, удобная для анализа, после чего информация направляется конструкторам ракеты.

На мысе Канаверал имеются стартовые площадки с блокгаузами, радиопередатчик и приемная станция, телеметрические приемные станции, радиолокатор, помещение для сборки ракет, лаборатории для проверки аппаратуры наведения, установка для получения жидкого кислорода, фототеодолитные и фотосъемочные станции, электроподстанции, помещения для обслуживающего персонала. Станции слежения вплоть до Пуэрто-Рико связаны с мысом Канаверал подводным кабелем. Связь с более удаленными станциями осуществляется с помощью радиотелетайпа.

В стартовый комплекс обычно входят все обеспечивающие средства на ограниченном участке, которые необходимы для предстартовой проверки и запуска. К ним относятся пункт управления, стартовый стол и другие стационарные средства. Само пусковое устройство представляет собой подвижное или стационарное механическое устройство, которое служит жесткой опорой для ракеты и устанавливает ее в нужном положении перед стартом.

Стартовый стол представляет собой стационарную или полустанционарную опору для вертикального старта ракеты. Во время предстартовой проверки и предстартового отсчета питание ракеты электроэнергией осуществляется с помощью кабеля, имеющего быстроразъемное соединение с ракетой. Оборудование внутри ракеты испытывается и проверяется, пока ракета еще соединена с пусковым устройством. Цепи наземного питания отсоединяются в момент взлета ракеты или перед этим монитором.

Типичным стартовым комплексом на мысе Канаверал является стартовый комплекс ракеты «Атлас» (рис. 44)

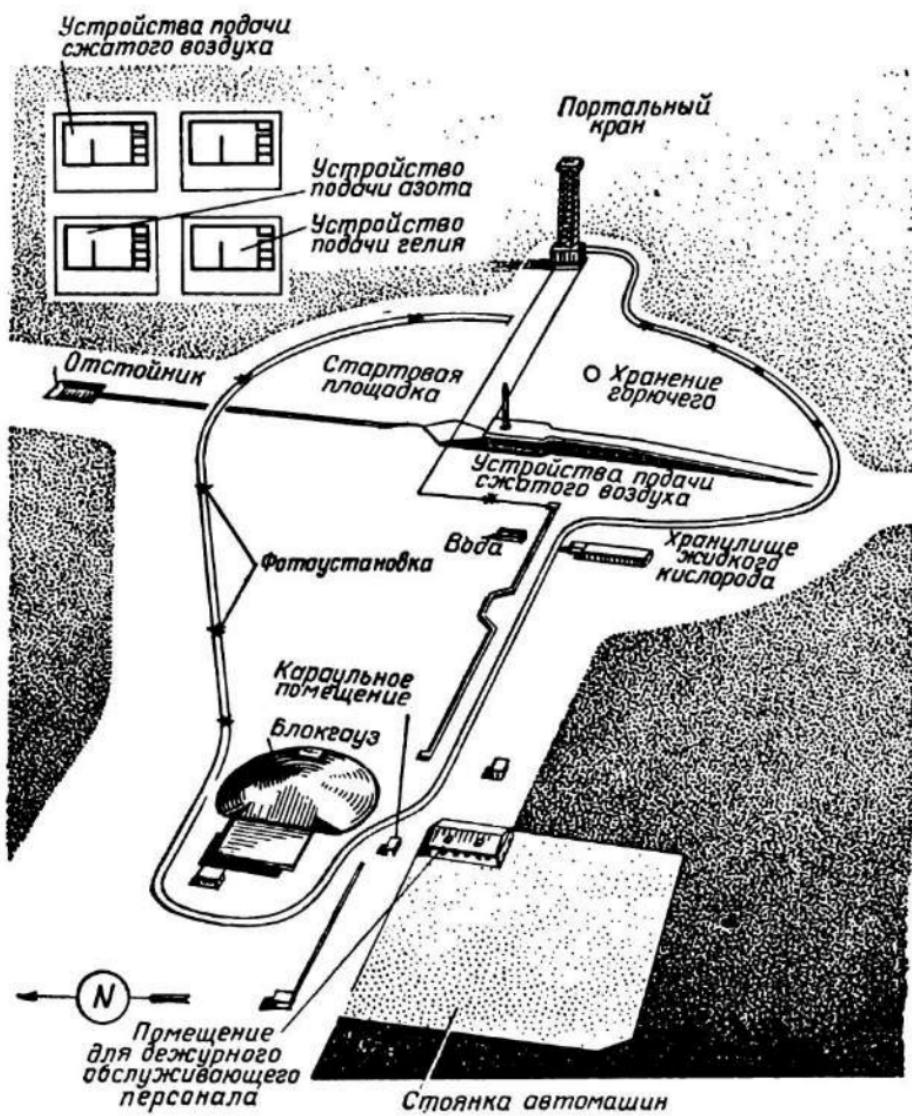


Рис. 44. Типовой стартовый комплекс для ракет «Атлас» на мысе Канаверал

с передвижным порталым краном, с помощью которого производится весь комплекс предстартовых операций. Пункт управления для ракеты «Атлас» показан на рис. 45. Находясь поблизости от пускового устройства, пункт управления должен размещаться в весьма прочном сооружении — блокгаузе, толщина стен которого 1,8—3 м, а его сводчатая железобетонная крыша покры-



Рис. 45. Блокгауз пункта управления стартового комплекса ракет «Атлас» на мысе Канаверал. Его стены имеют толщину 1,8 м, а сводчатая крыша из железобетона покрыта трехметровым слоем песка. Из крыши выступают перископы для наблюдения за ракетой, находящейся на стартовом столе

та трехметровым слоем песка. Четыре трубы, проходящие через бетонную крышу в верхней части свода, служат для установки объективов перископов, с помощью которых наблюдают за ракетой в момент старта и в течение первых нескольких секунд после взлета.

На пункте управления помещаются специальные системы дистанционного управления запуском ракеты и автоматическое устройство управления предпусковыми операциями.

Комплекс предпусковых операций представляет собой запрограммированную по времени последовательность действий и проверок, которые должны быть сделаны в течение нескольких часов до запуска экспериментальной ракеты. При этом проверяются переключения и клапаны, прогреваются и запускаются отдельные системы, проверяется готовность стартового оборудования и станций слежения, производится заправка ракеты топливом. Автоматическое устройство управления предпусковыми операциями начинает действовать за 90 мин до старта, и его работа длится в течение 100 мин. Оно приводит в действие кинокамеры, отдельные системы внутри

самой ракеты, радиоприемные и передающие станции, самописцы на пункте управления стартовым комплексом и на центральном пункте управления; кроме того, это устройство обеспечивает последовательность действий по заправке ракеты топливом и, наконец, дает сигнал старта ракеты. Устройство может автоматически приостановить отсчет времени, если какая-нибудь операция не была завершена должным образом. Оно может также разрешить отсчет времени при какой-либо критической операции (как, например, заправка топливом), хотя и возникает необходимость приостановить отсчет времени; в этом случае устройство приостанавливает отсчет после завершения критической операции. Прекращение отсчета представляет собой паузу между последовательными операциями при запуске или испытании ракеты. Паузы могут учитываться устройством (например, чтобы обеспечить взлет в заданное время) или не суммироваться с отсчетом времени (например, при непогоде или неисправности оборудования).

Несколько человек имеют ручные выключатели, с помощью которых они могут приостановить отсчет. К ним относятся офицер безопасности на полигоне, офицер безопасности на стартовой площадке, старший инженер по испытательному оборудованию полигона и ведущий инженер по ракете.

Все функции на мысе Канаверал координируются центральным постом управления, который включает службу безопасности на полигоне и на трассе и службу безопасности ракет в полете. Из центрального поста управления связь поддерживается со всеми станциями слежения, расположенными вдоль полигона, и с пунктами управления стартовых комплексов. На этом центральном посту находится генератор сигналов отсчета времени, который работает до и после окончания работы автоматического устройства управления предпусковыми операциями, размещаемого на пункте управления стартового комплекса. Это необходимо, исходя из большой продолжительности отсчета времени при запуске опытных ракет, у которых зачастую выполнение комплекса предпусковых операций занимает восемь, а иногда и 16 час, если встречаются трудности. Расположение центрального поста управления и стартовых комплексов показано на рис. 46.

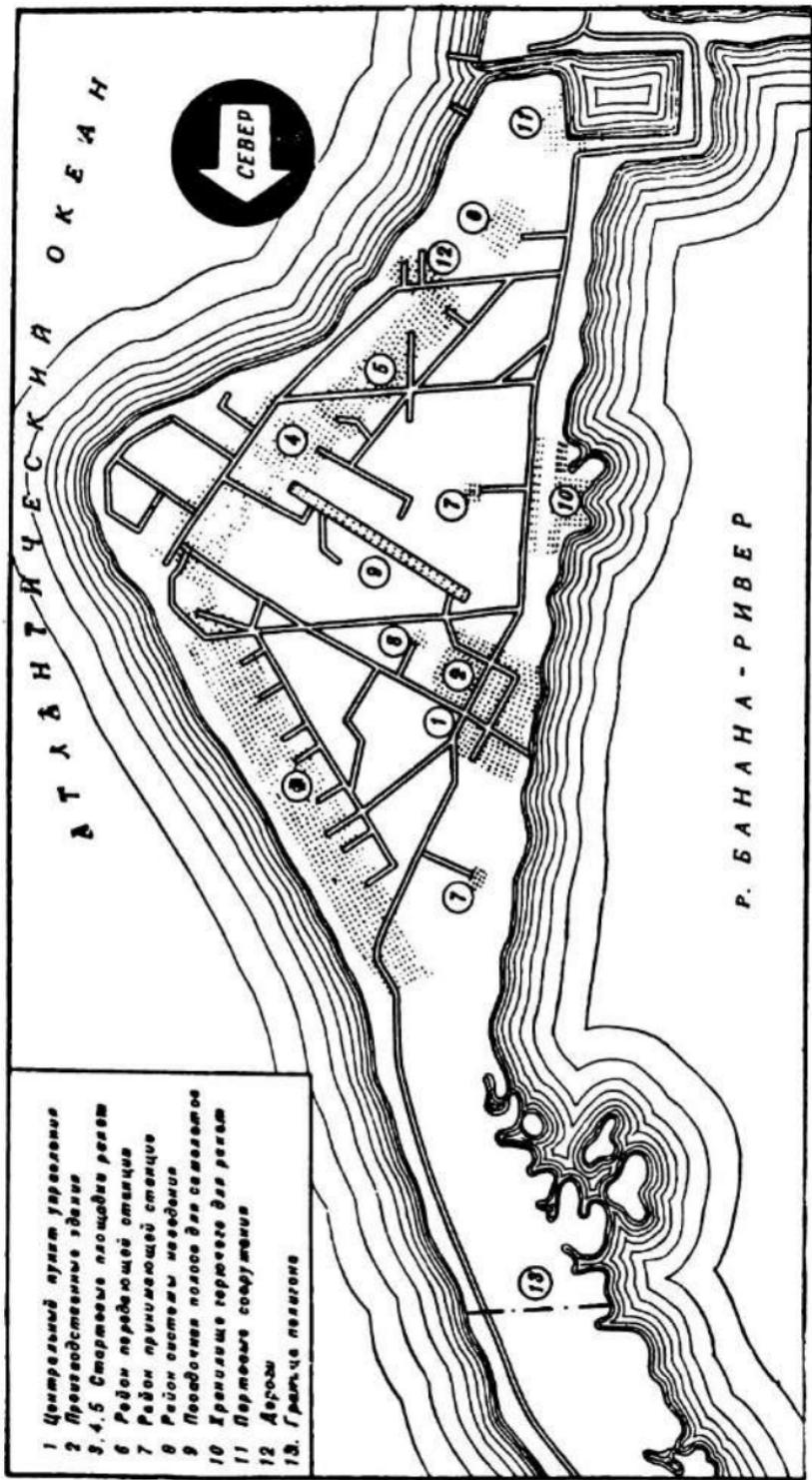


Рис. 46. Расположение основных объектов и сооружений на мысе Канаверал

Для слежения за ракетами используется радиолокатор AFMTC модели II, который может следить за целями на удалении нескольких сотен километров. Для автоматического отображения на планшете данных воздушной обстановки используются выходы потенциометров и синхронизирующих устройств радиолокатора. Выходные



Рис. 47. Установка антенн радиолокатора и киносъемочных камер на мысе Канаверал, используемых для слежения за баллистическими ракетами

сигналы бортового счетно-решающего устройства ракеты принимаются и записываются на перфорированной бумажной ленте для последующего ввода в цифровое вычислительное устройство при необходимости. Отклонения ракеты от плоскости траектории и случайные ошибки регистрируются с помощью кинокамер, установленных на антенных радиолокаторов, которые фотографируют полет ракеты через отверстие в параболической радиолокационной антенне (рис. 47).

Более точное слежение обеспечивается радиолокаторами дальнего действия типа AN/FPS-16. Эти радиолокаторы устанавливаются на нескольких станциях слежения вдоль трассы полигона.

Следжение за ракетой сразу же после запуска и на некотором удалении от места запуска можно осуществлять с помощью оптических систем. Их информация точнее радиолокационной, но оптические системы можно применять лишь в хорошую погоду. Два следящих телолита позволяют получить информацию об азимуте и угле



Рис. 48. Большая оптическая установка ROT1 для фиксирования текущих координат (длиннофокусный телескоп с киносъемочной камерой), которая может фотографировать баллистические ракеты на значительном удалении от полигона и процесс отрыва ступеней. Эта установка находится в 48 км к югу от стартовой площадки на мысе Канаверал

возвышения ракеты и, следовательно, определить положение ракеты на трассе полигона. Однако эти вычисления делаются не в реальном масштабе времени. Оптическая установка ROT1 для фиксирования текущих координат ракеты представляет собой устройство (рис. 48), состоящее в основном из длиннофокусного телескопа с киносъемочной камерой. Эта оптическая система использовалась для съемки отрыва ускорителя ракеты «Атлас»; она также сфотографировала второй советский

спутник с достаточной ясностью, позволившей увидеть его относительные размеры. Устройство имеет 609-мм апертуру и фокусное расстояние, изменяющееся от 254 до 1270 см, и управляется двумя операторами; обнаружение и захват цели обеспечиваются с помощью ведомого радиолокатора. Наклонная дальность радиолокатора используется также для регулировки фокуса телескопа.

Увеличение дальности ракет обусловило применение более высоких частот радиоспектра и использование телеметрических сигналов для слежения. Импульсные радиолокационные следящие устройства требуют широких полос частоты, но в телеметрических устройствах может применяться канал с узкой полосой пропускания для целей слежения. Телеметрическая система слежения позволяет обнаруживать ракеты на гораздо больших расстояниях.

В последнее время значительный интерес был проявлен к использованию телеметрических сигналов для целей слежения. Пять антенн телеметрической системы автоматического слежения TLM-18 (рис. 49) были установлены на Атлантическом ракетном полигоне. Эти антенны работают с небольшим взаимным перекрытием и обеспечивают слежение по всей трассе полигона. Они следят за телеметрическими сигналами и дают усиление на 24–28 дБ выше, чем антенны ненаправленного действия, использовавшиеся ранее для телеметрического приема.

Типичная спиральная антенна для приема телеметрических сигналов показана на рис. 50. Принимаемые телеметрические сигналы записываются на магнитной ленте и затем воспроизводятся для обработки и анализа информации. В одном испытании ракеты часто применяется до 600 каналов, и для записи телеметрических сигналов требуется несколько километров магнитной ленты.

Соблюдение безопасности при летных испытаниях ракет требует тщательного слежения с обеспечением точной и надежной информации. Для измерения текущих координат ракеты с точностью до 3 см на расстояниях в сотни километров была спроектирована система «Азуза». В ней используется двухсторонняя система передачи микроволн между наземной станцией и бортовым при-



Рис. 49. Антенна телеметрической системы автоматического слежения представляет собой 18-м чашу на стальной башне высотой 11,6 м. Следящая антenna TLM-18, установленная на Атлантическом ракетном полигоне, может следить за баллистическими ракетами на значительном расстоянии

емоответчиком баллистической ракеты. Эти сигналы дают точную информацию о скорости и положении ракеты. Полученные данные затем подаются в счетно-решающее устройство, которое вычисляет, где приземлится ракета, если в этот момент отсечь ее двигатель.

Система «Азуза» полностью автоматизирована. Она использует передачи на модулированной незатухающей волне, сравнение фаз между излучаемым и переизлученным сигналами для определения наклонной дальности и систему параболических антенн. Косинус угла пеленга определяется измерением разностей фаз сигнала. Это

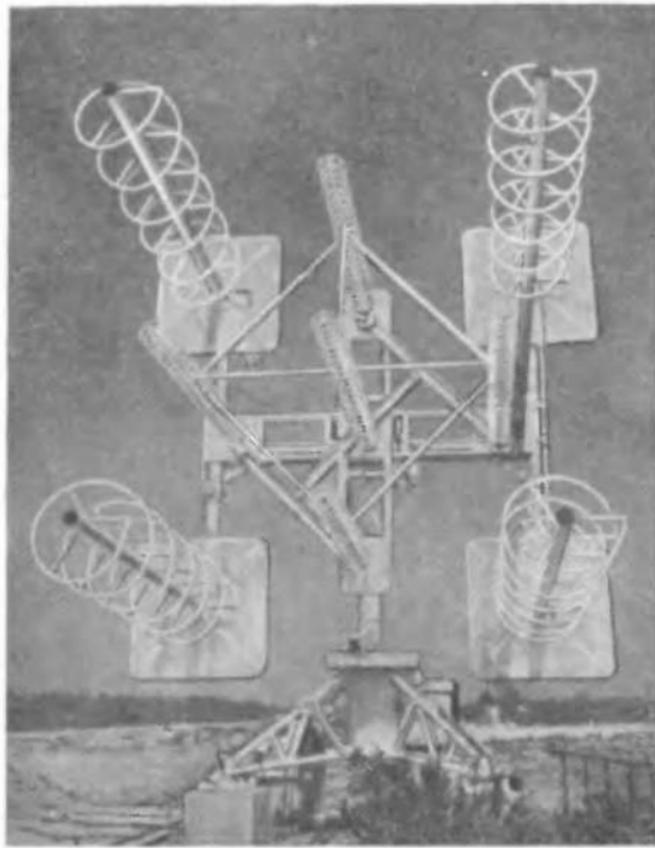


Рис. 50. Спиральная антenna для приема телеметрических сигналов от баллистических ракет. Антenna, изготовленная фирмой «Рантек», установлена на мысе Канаверал

сферическая система, имеющая квазибиконическую диаграмму направленности.

Система состоит из восьми наземных станций, расположенных крестообразно, и приемоответчика на борту ракеты. Приемоответчик получает сигналы от наземной станции и, отвечая на эти сигналы, передает первоначальную необработанную информацию.

Другая система корреляционного слежения и определения дальности сокращенно называется СОТАР. Она представляет собой электронную систему слежения, использующую всенаправленные антенны и приемоответчик на ракете для определения координат ракеты в по-

лете. Применяется также система DOVAR, представляющая собой допплеровский маяк для определения скорости и положения ракет. Эта система состоит из наземной передающей станции и ряда наземных приемных станций, которые работают согласованно с приемоответчиком на ракете. Система получает информацию о положении и скорости ракеты, используя эффект Доппеля, заключающийся в том, что частота радиоволны, доходящей до радиоприемника, заметно изменяется, если происходит изменение расстояния между передатчиком и приемником в течение интервала приема.

На западном побережье США находится Тихоокеанский полигон для испытания баллистических ракет (рис. 51). Руководство Тихоокеанским ракетным полигоном в январе 1958 г. было возложено министерством обороны на ВМС. Полигон состоит из прибрежной испытательной полосы, простирающейся на 800 км вдоль побережья Калифорнии и на 400 км в сторону океана. Главные наземные сооружения полигона расположены на мысе Мугу, а технические средства обслуживания — на мысе Аргельо. От полигона на тысячи километров в глубь Тихого океана простираются коридоры для испытания БРСД и МБР. Для исследования процедуры запуска, слежения за ракетами по трассе и получения информации от баллистических ракет дальнего действия и искусственных спутников Земли используется наземная аппаратура и корабли, оснащенные испытательной аппаратурой. Тихоокеанский ракетный полигон является испытательной базой для искусственных спутников Земли.

Хотя ВМС осуществляют руководство полигоном, его технические средства используются также другими родами войск, правительственными учреждениями и фирмами, занимающимися изготовлением ракет и космических летательных аппаратов. Управление Тихоокеанским полигоном аналогично управлению Атлантическим ракетным полигоном BBC и армейским ракетным полигоном в Уайт Сэндз (штат Нью-Мексико). Тихоокеанский ракетный полигон не дублирует эти полигоны, а дополняет их, имея такие технические средства, которых нет на других полигонах.

Тихоокеанский ракетный полигон является частью комплекса, который охватывает все полигоны на западном

побережье США, включая военно-морскую станцию для испытания вооружения в Иньокерне, базу BBC Эдвардс, базу BBC Ванденберг (штат Калифорния), и протягивается по Тихому океану к островам Эниветок, Уэйк и Гуам. База BBC Ванденберг занимает северную часть территории прежней базы Кемп-Кук. Она является учебным центром для обучения расчетов БРСД и МБР и базой для запуска боевых МБР. Комплекс мыса Аргельо занимает южную часть территории прежней базы Кемп-Кук. Основной станцией слежения является Транкуиллон-пик с двумя радиолокаторами наведения, дальность действия которых достигает 1600 км. Для получения подробной информации о полете ракет на дальностях 80—110 км используются большие оптические устройства вместе со скоростной киносъемочной камерой Митчелл, делающей 32 или 64 кадра в секунду.

При испытании ракет в полете получают три типа данных. Характеристики траектории получают путем математической обработки измерений, сделанных с помощью приборов; таким образом, например, вычисляются координаты ракеты, ее скорость и ускорение.

С помощью оптических приборов получают изображение объекта с указанием момента времени. По данным этих наблюдений получают сведения, представляющие значительный технический интерес, об отделении ступеней, работе двигателей, ориентации носового конуса в момент отделения, характеристиках входа в атмосферу и т. д.

Документальные данные содержат изображения объекта без указания времени. Они представляют собой фотоснимки исторического значения, снимки для печати и для учебных пособий.

На испытательных и опытных ракетах устанавливается дополнительное оборудование, которое обеспечивает слежение за ними и передачу информации на Землю. Например, для системы слежения «Азуга» требуется бортовой запросчик-ответчик. При использовании киносъемки для определения скорости вращения ракеты вокруг продольной оси на ее корпус краской наносились полосы.

Наблюдение за запуском осуществляется с помощью фиксированных кинокамер с дистанционным включением и очень высокой скоростью съемки. Для съемки ракеты после старта используются управляемые вручную

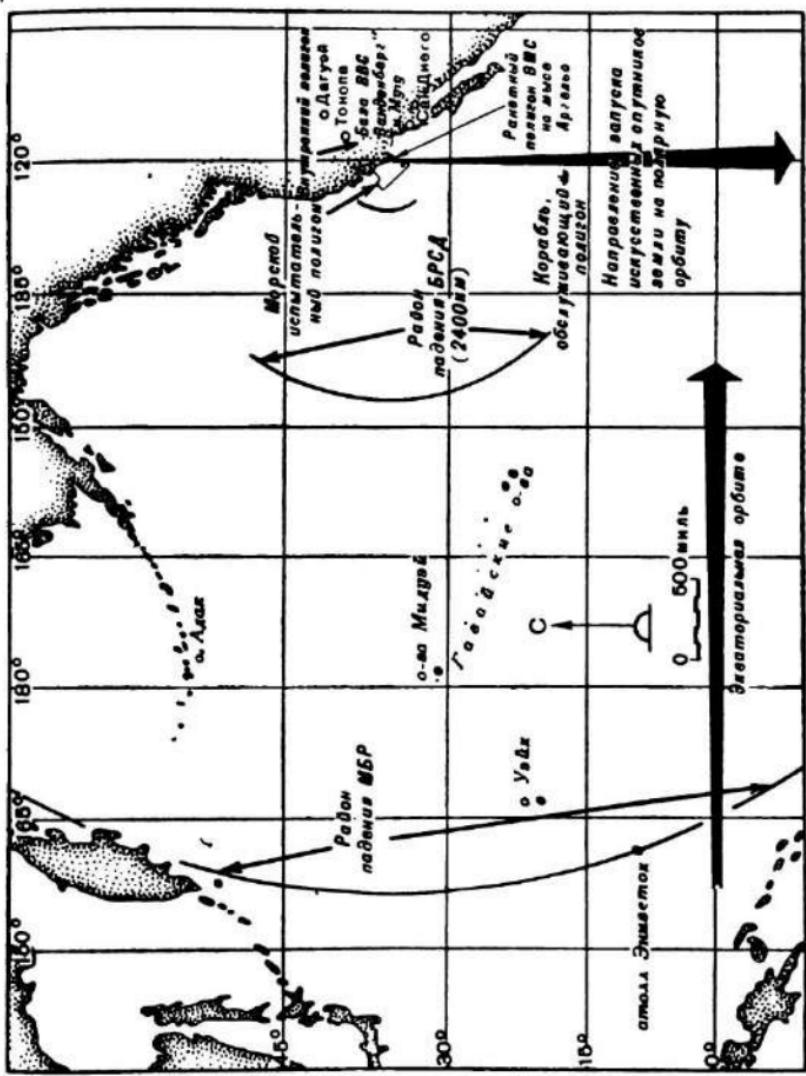


Рис. 51. Тихоокеанский ракетный полигон, предназначенный для запуска собственных спутников Земли на полярные и экваториальные орбиты, а также для испытаний БРСД и МБР

камеры, установленные на турелях с силовым приводом. Для слежения на больших расстояниях, вплоть до момента отделения ступеней, применяется комбинация кинокамеры и следящего телескопа с большим фокусным расстоянием, как, например, оптическая установка ROTI.

Следящими приборами высокой точности являются фотооптические устройства. В группу этих приборов входят кинотеодолиты «Аскания» и «Контрав». С помощью этих приборов получают запись на пленке, которая требует расшифровки. Приближенные данные можно получить вычислением значений азимута и угла возвышения. Для получения более точных данных вычисленное отклонение от плоскости траектории корректируется после расшифровки записей, полученных на пленке.

Более точные метрические данные получают с помощью специальных киносъемочных камер (рис. 52). В этом случае камера установлена стационарно, а ракета снабжена мигающей лампой, которая дает возможность определить ее положение по отношению к «неподвижным» звездам. Недостатком этой системы является некоторое снижение точности в дневное время.

При испытании ракеты «Тор» на ней был установлен импульсный источник света с мощностью импульса 200 вт/сек, который был виден на расстоянии более 320 км от станции слежения. В программе испытаний армейских ракет «Редстоун» и «Юпитер» применялись осветительные заряды, разработанные арсеналом Пикатинни.

Осветительные заряды выбрасывались ракетой на расстояние 15—20 м и при взрыве обеспечивали горение в течение 0,01 сек. Горение зарядов было видно на расстоянии более 640 км. Однако такие устройства представляют опасность для ракет типа «Атлас», имеющих тонкую обшивку.

Импульсные лампы применяются обычно в сочетании с баллистическими камерами, которые дают очень точные текущие координаты ракеты по отношению к звездам.

Процесс разделения ступеней и отделения носового конуса можно сфотографировать с помощью бортовых камер, спасаемых вместе с другим оборудованием, которое устанавливается в экспериментальной головной части ракеты.

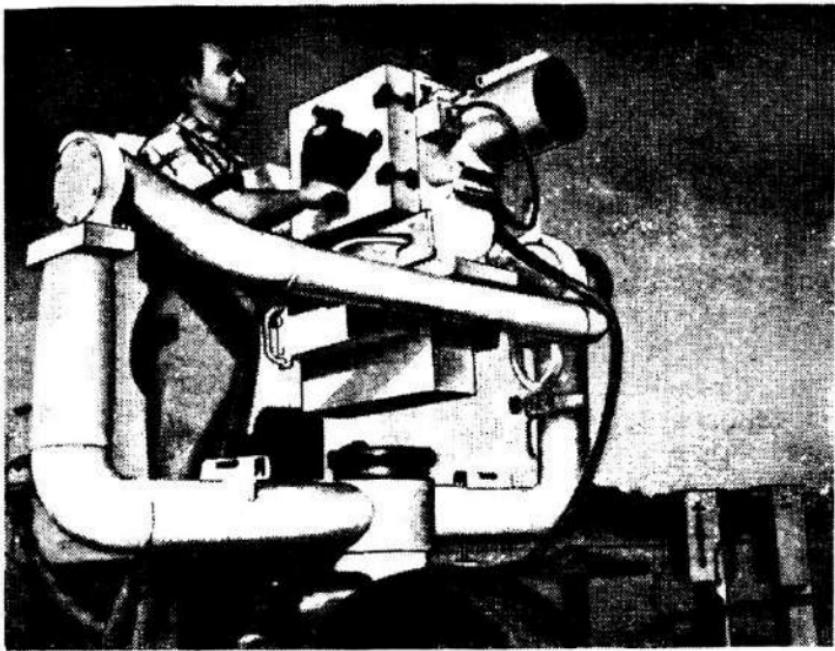


Рис. 52. Специальная киносъемочная камера CZR-1, установленная на карданном подвесе. С помощью этой камеры делаются снимки положения ракеты по отношению к звездам

Предполетные огневые испытания ракеты представляют собой испытания короткой продолжительности с работающей на полную тягу двигателевой установкой при закреплении ракеты на пусковом устройстве. Такие испытания проводятся для определения готовности к запуску как самой ракеты, так и стартового оборудования. Летными испытаниями называется фактический запуск ракеты для определения специальных характеристик и боевых свойств ракеты.

Каждое летное испытание имеет четко определенные цели. При испытании баллистических ракет наибольший интерес представляет период полета ракеты с работающим двигателем и вход в атмосферу. Исследование полета по баллистической траектории не представляет особого значения, так как основные законы такого полета хорошо известны. При проведении летных испытаний на борту ракеты устанавливается такое приборное оборудование, которое должно дополнять данные, получае-

мые от приборов, установленных на Земле. Данные бортовых приборов посредством телеметрических устройств постоянно передаются наземным приемным станциям, за исключением тех периодов, когда проводить телеметрические измерения трудно, например во время входа в атмосферу. В этих случаях данные записываются на магнитную ленту и спасаются вместе с приборным отсеком.

Несмотря на то что в некоторых случаях приходится прекращать испытательные полеты ракет из соображений безопасности на полигоне или при неисправностях ракеты, грозящих катастрофой, большинство задач летных испытаний при этом выполняется. Очень часто анализ данных, регистрируемых вплоть до появления неисправности в ракете, удовлетворяет требованиям, поставленным перед испытанием, а иногда эти данные дают дополнительную информацию, так как с их помощью можно установить причину непредвиденных неисправностей и устранить ее. Даже запуски, кажущиеся непосвященному наблюдателю явно неудачными, могут в итоге оказаться успешными. Например, во время первых запусков ракет «Тор» и «Атлас», когда они взорвались в воздухе, пролетев лишь несколько тысяч метров, были получены ценные данные.

Целью летных испытаний ракет является главным образом выявление слабых мест в конструкции ракеты и в ее узлах, которые не могли быть определены при стендовых испытаниях. Помимо ракетных испытательных полигонов, разработка баллистических ракет требует создания лабораторий, оснащенных новейшей аппаратурой, и строительства испытательных установок на заводах и ракетных базах.

Сами по себе испытания не определяли успех разработки баллистических ракет, но они сыграли большую роль в быстрейшем достижении ими боеспособного состояния. Программа испытаний BBC США основывалась на двух основных принципах. Первый из них заключался в том, чтобы не проводить испытаний специальных, опытных, образцов ракет. Поступившая на вооружение ракета должна иметь те же узлы и вспомогательные системы, которые применялись на испытательных ракетах, за исключением модификаций и изменений, внесенных в результате испытаний. Более того, как для опытных об-

разцов, так и для серийных ракет должно использоваться одно и то же производственное оборудование. Статистика неисправностей, имевших место при использовании боевых ракет и наземного оборудования, показывает, что в этом случае результаты были лучше, если сравнивать их с ракетными системами, в процессе создания которых использовались специально изготовленные ракеты для исследовательских и опытных работ.

Второй принцип предусматривал проведение всех испытаний по возможности на самых начальных этапах. Поэтому большая часть программы испытаний состояла из испытаний компонентов и узлов, причем каждая деталь испытывалась отдельно, до установки ее на ракету.

Значительная экономия времени и средств была достигнута за счет того, что летные испытания проводились лишь в тех случаях, когда было невозможно воспроизвести условия полета при наземных испытаниях, и только тогда, когда испытания отдельных узлов показывали, что все возможные причины неисправностей ликвидированы и данное оборудование можно установить на ракете, предназначенней для летных испытаний.

Для испытаний опытных образцов баллистических ракет требуется огромное количество вспомогательного оборудования. Однако и после того как ракета принята на вооружение, вспомогательное оборудование необходимо для ее обслуживания. Оно является более сложным по конструкции и требует большей затраты средств, чем сама ракета. Баллистическую ракету нужно держать в состоянии боевой готовности, а это означает в свою очередь, что готовность ракеты к запуску должна постоянно проверяться.

Ввиду сложности конструкции ракеты — ракета «Атлас», например, имеет свыше 300 000 точных деталей — она не является таким техническим устройством, которое можно оставить без внимания на несколько недель и думать, что оно будет действовать исправно. Большая баллистическая ракета должна надежно охраняться от диверсионных действий противника, от механических повреждений и возникновения неполадок в системе электрооборудования. Баллистические ракеты должны размещаться на соответствующих базах, располагающих оборудованием для проверки их боевой готовности, выявления и установления причин неисправностей. Базы должны

иметь запасные части и содержать персонал для ремонта, заправки ракеты топливом, наладки системы наведения, определения программы полета ракеты до цели и запуска ракеты. Не все представляют, что для испытательного запуска необходимо очень тщательное планирование и программирование по времени предстартовых операций. Возьмем для примера подготовку к запуску ракеты «Юпитер» на Атлантическом ракетном полигоне. Программа испытаний складывается из четырех основных этапов: 1) испытания на выявление радиопомех, 2) имитирования летных испытаний, 3) подготовительных мероприятий накануне дня запуска, 4) операций в день запуска.

Испытания на выявление радиопомех с работающим двигателем начинаются с выполнения серии подготовительных этапов.

1. Проверка радиочастотных каналов; сначала первого канала телеметрической связи, затем радиолокационного маяка, потом радиолокационной системы DOVAR (допплеровский маяк для определения скорости ракет) и командного управления.

2. Подготовка фермы обслуживания для испытаний.

3. Прогревание передатчика командного управления.

4. Прогревание радиолокационных станций.

5. Персонал занимает свои места для проведения измерений при испытаниях на выявление радиопомех.

Рабочие этапы испытаний проводятся приблизительно в такой последовательности по времени:

X — 25 мин — весь персонал, кроме специальных наблюдателей, покидает ферму обслуживания и стартовый стол и укрывается в блокгаузе;

X — 18 мин — ответственному за испытания докладывают о том, что с точки зрения безопасности стартовая площадка подготовлена для проведения испытаний;

X — 14 мин — проверяется работа радиолокаторов по окончании испытаний; операторы докладывают о работе радиолокаторов и возникших помехах в функции отсчетного времени X;

X — 12 мин — 1) при необходимости с центрального поста управления подается команда о выключении двигателя,

- 2) при необходимости с центрального поста управления подается команда о подрыве ракеты;

$X - 10,5$ мин — все станции наблюдают ВЧ-прием с целью выявления помех во время оставшейся части испытаний;

- $X - 4$ мин — 1) при необходимости с центрального поста управления подается команда о выключении двигателя,
2) при необходимости с центрального поста управления подается команда о подрыве ракеты;

$X - 3$ мин — прекращение работы радиолокационного маяка на полигоне;

- $X - 2$ мин — 1) выключается командная линия связи,
2) выключаются радиолокационные передатчики;

$X - 0$ мин — персонал, ответственный за безопасность на стартовой площадке, открывает блокгауз и разрешает расчету возвратиться к ракете.

После выполнения этих операций проводятся вспомогательные испытания, при которых ферма обслуживания закреплена, и испытания на этом заканчиваются. Однако радиочастотные каналы, используемые во время испытаний, не выключаются до тех пор, пока не поступит распоряжение об этом от ответственного за испытания.

Второй этап программы испытаний — это имитация летных испытаний. И снова огневому испытанию предшествует серия подготовительных испытаний. Эти подготовительные испытания проводятся до времени $X - 60$ мин, после чего начинается программируемый отсчет времени.

1. За три часа до времени $X - 0$ ¹ все оборудование блокгауза включается на полную мощность.

¹ В США принята следующая система отсчета времени при запуске ракет:

$X - t$ — время, оставшееся до момента запуска двигателя;

$X - 0$ — начало операций по запуску двигателя;

$X + t$ — время, истекшее с момента запуска двигателя;

$T + 0$ — момент отрыва ракеты от стартовой установки;

$T + t$ — время нахождения ракеты в полете. — Прим. ред.

2. Примерно в это время проверяются радиочастотные каналы телеметрического и радиолокационного оборудования, командного управления и радиолокационной системы DOVAR.

3. Проверяются киносъемочные камеры, установленные на всей трассе полигона.

4. Приводится в рабочее состояние автоматическое устройство управления предпусковыми операциями на мысе Канаверал.

5. Проверяется из блокгназа стартовая цепь ракеты.

6. Проверяется из блокгназа схема запрещения старта ракеты.

7. Прогревается оборудование наземной радиолокационной станции.

8. Прогревается оборудование станции командного управления.

При $X - 65$ мин ответственным за испытания, находящимся в блокгназе, производится проверка готовности начать предстартовый отсчет в $X - 60$ мин. На центральном пункте управления включаются в работу пульты выключения двигателей и подрыва ракеты; в блокгназе приступает к выполнению своих обязанностей офицер безопасности; в рабочее положение переводятся радиолокационные станции и киносъемочные камеры по всей трассе полигона.

В $X - 60$ мин начинается программируемый отсчет времени:

$X - 55$ мин — 1) включается командная линия связи,
2) все занимают свои места для проверки работы системы командного управления;

$X - 53$ мин — 1) по указанию центрального пункта управления подается команда об отсечке двигателя,
2) по указанию центрального пункта управления подается команда о подрыве ракеты,
3) переключаются передатчики и команды повторяются;

$X - 48$ мин — повторяются операции момента $X - 53$ мин;
 $X - 35$ мин — включаются радиолокационные передатчики на мысе Канаверал и на побережье Флориды;

X — 30 мин — все занимают свои места для проверки радиолокационных маяков в следующем порядке с сообщением результатов проверки в блокгауз:

- 1) по команде проверяется радиолокационный маяк на побережье Флориды (сигнал «да — нет»),
- 2) по команде проверяются радиолокационные маяки на побережье Флориды и мысе Канаверал и производится считка информации, если позволяют время и условия;

X — 4 мин — персонал, ответственный за безопасность на стартовой площадке, проверяет правильность показаний приборов пульта управления;

X — 1 мин — персонал, ответственный за безопасность на стартовой площадке, следит за появлением светового сигнала о подготовке ракеты к запуску и выключает устройство запрещения запуска двигателя;

X — 0 мин — подается команда о включении системы наддува.

После момента времени **X — 0** последовательность операций следующая: дренажные клапаны бака жидкого кислорода закрываются и начинается наддув бака с горючим. По окончании наддува бака с горючим начинается наддув бака с жидким кислородом. По окончании наддува бака с кислородом ракета переводится на питание от бортовых источников.

Вслед за этим происходит воспламенение топлива в маршевом двигателе и двигатель выводится на режим.

При закреплении ракеты на стартовом столе ее полет имитируется в такой последовательности:

T + 0 сек — в момент отрыва ракеты от стартового стола на центральном пункте управления включаются часы;

T + 10 сек — выключаются наземные радиолокационные станции;

T + 75 сек — из центрального пункта управления подается сигнал о выключении радиочастот;

T + 80 сек — прекращается подача сигнала выключения радиочастот;

T + 90 сек — из центрального пункта управления подается команда о подрыве ракеты; офицер безопасности на стартовой площадке следит за индикаторными лампочками подрыва ракеты;

T + 100 сек — прекращается подача сигнала о подрыве ракеты;

T + 350 сек — все операции на полигоне прекращаются.

На этом испытания заканчиваются, но так же, как и во время испытаний на радиопомехи, все использовавшиеся радиочастоты не выключаются до распоряжения ответственного за испытания, находящегося в блокгаузе.

Выполнение третьего этапа программы испытаний баллистической ракеты производится накануне дня фактического запуска и включает следующие мероприятия:

1) на ракете устанавливается, но не подсоединяется подрывное устройство;

2) заполняются баллоны сжатым воздухом (давление до 350 атм);

3) очищаются окна блокгауза;

4) проверяется действие фермы обслуживания или портального крана;

5) проверяется установка взрывных болтов.

Наконец наступает день запуска, когда в действительном полете выявляются результаты многочисленных контрольных проверок и перепроверок испытываемой ракеты.

Предстартовый отсчет начинается за 12 час до отрыва ракеты от пускового стола. В момент *X — 720 мин* включается аварийная энергоустановка и на стартовую площадку доставляется противопожарный инвентарь для обеспечения безопасности при заправке ракеты топливом. Вокруг стартовой площадки на видных местах вывешиваются объявления, запрещающие курение, и весь персонал, за исключением бригады по заправке топливом, покидает стартовую позицию.

В *X — 450 мин* начинается проверка радиочастотных каналов различного радио- и радиолокационного оборудования. Телеметрическое оборудование проверяется с *X — 450 мин* до *X — 260 мин*, а затем с *X — 40 мин* до момента запуска. Система командного управления проверяется с *X — 430 мин* до *X — 410 мин*, а затем с *X — 40 мин* до момента запуска. Радиолокационные

станции проверяются с X — 450 мин до X — 400 мин, с X — 300 мин до X — 260 мин и с X — 40 мин до момента запуска. Радиолокационная система DOVAR проверяется с X — 450 мин до X — 260 мин и с X — 40 мин до момента запуска. Следующие системы «Микролок» и «Минитрек» проверяются с X — 270 мин до момента запуска.

В X — 410 мин при необходимости пополняются баллоны со сжатым гелием (до создания давления 350 atm) и затем фактически начинается предстартовый отсчет:

X — 300 мин — 1) включаются радиолокационные передатчики на мысе Канаверал и на побережье Флориды,

2) подается команда о проверке радиолокатора на побережье Флориды;

3) подается команда о проверке радиолокатора на мысе Канаверал;

X — 270 мин — оператор фермы обслуживания докладывает о том, что он находится на третьем ярусе фермы, и занимает свое место;

X — 265 мин — на стартовую площадку доставляется прицеп с оборудованием для измерения радиации;

X — 250 мин — 1) проверяется удаление прицепа с оборудованием для измерения радиации в район блокгауза,

2) устанавливается местное радиомолчание до X — 40 мин;

X — 215 мин — проверяются последние метеорологические сводки;

X — 100 мин — 1) в случае необходимости делается официальное сообщение о предстоящем запуске,

2) офицер безопасности на стартовой площадке удостоверяется в удалении предохранительной чеки взрывателя;

X — 95 мин — 1) прогревается оборудование наземной радиолокационной станции, но излучение радиочастот отсутствует,

2) прогревается оборудование станции командного управления,

3) прогревается оборудование наземной телеметрической станции полигона;

X — 85 мин — начинается отведение платформ фермы обслуживания; они отодвигаются, по мере того как технический персонал заканчивает проверку ракеты на различных ярусах; первой отводится платформа № 4, а затем отводятся платформы № 3, 1 и 2; эта операция заканчивается к моменту **X — 65 мин**;

X — 65 мин — во вспомогательном помещении открывается клапан подачи углекислого газа;

X — 50 мин — ферма обслуживания отодвигается от ракеты на расстояние около 6 м;

X — 45 мин — весь персонал предупреждают о необходимости покинуть стартовую установку и площадку перед испытанием ВЧ-оборудования;

X — 40 мин — в промежуток времени между **X — 40 мин** и **X — 33 мин** одновременно делаются контрольные проверки радиолокационной и командной систем в следующей последовательности:

1) включаются радиолокационные передатчики; по команде проверяется на сигнал «да — нет» радиолокационная станция на побережье Флориды; проверяются по команде на сигнал «да — нет» радиолокационные станции, установленные на мысе Канаверал и на побережье Флориды; снова проверяется по команде на сигнал «да — нет» радиолокационная станция на мысе Канаверал; наконец, радиолокационные передатчики выключаются,

2) включается линия командной связи; из центрального пункта управления подаются команды об отсечке двигателя и подрыве ракеты; выключаются передатчики и испытание повторяется, затем еще раз выключаются передатчики и испытание опять повторяется;

X — 30 мин — 1) ферму обслуживания отводят на площадку, расположенную на достаточно большом расстоянии от ракеты,

- 2) прицеп с оборудованием для измерения радиации отводят от блокгауза в безопасное место;
- X — 25 мин — офицер безопасности на стартовой площадке проверяет системы воспрещения запуска двигателя и старта ракеты;
- X — 21 мин — все транспортные средства удаляются из района блокгауза;
- X — 18 мин — проверяется телеметрическое оборудование полигона;
- X — 15,5 мин — весь персонал должен покинуть район испытаний, включая вспомогательное помещение и окружающую территорию;
- X — 15 мин — включается телеметрическое оборудование полигона для записи на ленту калибровочных отметок;
- X — 10,5 мин — включаются радиолокационные станции, установленные на побережье Флориды и на мысе Канаверал;
- X — 10 мин — прекращается запись на ленту калиброчных отметок телеметрического оборудования полигона;
- X — 9 мин — включается оборудование телеметрической записи полигона;
- X — 8,5 мин — после предполетной записи на ленту калибровочных отметок выключается оборудование телеметрической записи полигона;
- X — 4 мин — офицер безопасности на стартовой площадке проверяет правильность работы пульта управления;
- X — 45 сек — офицер безопасности на стартовой площадке следит за сигнальной лампочкой запуска;
- X — 30 сек — 1) включается оборудование телеметрической записи полигона,
2) выключается устройство запрещения запуска двигателя;
- X — 0 сек — подается команда запуска, закрываются дренажные клапаны бака с жидким кислородом и начинается наддув бака с горючим;
- X + 3 сек — заканчивается наддув бака с горючим;

- X + 10 сек* — заканчивается наддув бака с жидким кислородом;
X + 12 сек — отключаются кабели и цепи наземных источников питания;
X + 14,5 сек — маршевый двигатель выводится на режим;
X + 15,75 сек — ракета отрывается от стартового стола.

С момента отрыва ракеты (*T+0 сек*) начинает осуществляться программа полета и включаются хронирующие устройства на центральном пункте управления. В момент *T + 500 сек* в работу включаются станции слежения, расположенные на трассе полигона.

При летных испытаниях баллистических ракет проверка и испытания различных систем занимают несколько дней, а предполетный отсчет времени длится несколько часов. Для запуска ракет, принятых на вооружение, такие сложные приготовления не нужны, так как у них нет такого оборудования, как у опытных ракет. Предполетные испытания боевой ракеты имеют уплотненный график и включаются в регламентные работы технического персонала, который поддерживает ракету в состоянии постоянной боевой готовности. Предстартовый отсчет времени боевой ракеты продолжается около 15 мин.

Все современные ракеты имеют сложную конструкцию, а конструкция баллистической ракеты дальнего действия отличается чрезмерной сложностью. К сожалению, сложность не обеспечивает надежности, тем не менее от этих дорогостоящих ракет дальнего действия с ядерным боевым зарядом требуется успешное выполнение задачи (с возможно большим процентным отношением к общему числу запущенных ракет). Поэтому на совершенствование наземного вспомогательного оборудования тратится не меньше средств, чем на разработку самих ракет.

Примером многообразия наземного вспомогательного оборудования может служить наземное оборудование для двухступенчатой МБР «Титан», имеющей жидкостные ракетные двигатели. Основными видами наземного оборудования являются оборудование для транспортировки и обслуживания, поверочная и контрольная аппаратура и материально-техническое снабжение. Рассмотрим две первые группы наземного оборудования применительно к двухступенчатой ракете «Титан».

После того как изготовление ракеты «Титан» на заводе закончено, сразу возникает необходимость в наземном вспомогательном оборудовании. Еще на заводе каждая ступень ракеты помещается на отдельный прицеп-контейнер, предназначенный для доставки ракеты к месту назначения. Конструкция этих прицепов одинакова, за исключением колес и креплений ракеты. Первая ступень ракеты удерживается на прицепе с помощью опорного кольца в передней его части и жестких креплений, расположенных в задней его части.

Вторая ступень удерживается на прицепе посредством опорных колец, установленных на концах прицепа.

Когда ракета готова для стендовых испытаний, проводимых на заводе в Денвере, ступени ракеты транспортируются к испытательным стендам и помещаются на установку для подъема ракеты в вертикальное положение. Эта жесткая стальная опора соединяется шарнирно с испытательным стендом. Установка в вертикальное положение производится с помощью лебедки с электромотором. Каждая из двух огневых камер на испытательном стенде имеет такие подъемники: один — для полной ракеты, а другой — только для второй ступени. Контейнер-прицеп ставят под подъемник; ступень ракеты крепится внутри подъемника с помощью тросов. Затем контейнер-прицеп вытягивают из-под ракеты. В момент подъема в вертикальное положение ракета поддерживается с помощью тросов. Как только подъемник и ступень ракеты займут вертикальное положение, все крепления, за исключением вертикального подъемного троса, снимаются и ступень опускается на стендовую установку.

Когда на стенде должна испытываться вся ракета, опускается второй подъемник. Первая ступень ракеты «Титан» остается на стенде, а контейнер-прицеп со второй ступенью подвозят к подъемнику. Процесс установки второй ступени такой же, как и при установке первой ступени. Когда подъемное устройство поднимается в вертикальное положение вторично, вторая ступень опускается на первую ступень.

Когда подъемник занимает вертикальное положение, его платформы с помощью гидравлических приводов могут опускаться вниз.

Персонал для обслуживания ракеты поднимается на различные ярусы подъемника лифтом.

Трубопроводы для подачи жидкого азота, жидкого кислорода, жидкости для гидравлических устройств, кондиционированного воздуха, а также кабели оборудования и линии электропитания, которые должны быть подсоединены к ракете во время стендового испытания, удерживаются стрелами кабель-вышки. Во время испытания все эти линии могут быть отсоединенны путем дистанционного управления, а три стрелы кабель-вышки могут быть отведены в сторону от ракеты.

Управление всеми операциями во время стендовых испытаний производится с помощью автоматизированного контрольно-распорядительного устройства (МОС). Это устройство осуществляет управление ракетой, всем наземным оборудованием и системами вспомогательного оборудования как во время стендовых испытаний, так и во время запуска ракеты; с его помощью проводятся также контрольные проверки всех систем. Устройство МОС выполняет семь функций: следит за последовательностью операций, удерживает ракету на стенде, управляет огневым испытанием двигателей, управляет действиями кабель-вышек и подъемного устройства, регулирует подачу воды и обеспечивает согласование операций по времени.

В случае необходимости устройство МОС может также проконтролировать работу любой системы или комбинаций систем до предстартового отсчета времени. В этом случае система проходит через все операции предстартового отсчета. При неполадках контрольное устройство системы посылает сигнал устройству МОС — красную световую вспышку на рабочей панели и устройство МОС автоматически включает схему отмены запуска. Когда неисправность найдена и исправлена, лампочка на рабочей панели гаснет, что означает возможность продолжения предстартового отсчета. Если неполадки возникают во время предстартового отсчета или запуска, посыпается сигнал устройству МОС, которое включает схему отмены запуска или выключает двигатель; таким образом, опасность серьезного повреждения ракеты автоматически предотвращается.

С помощью устройства МОС осуществляется управление основными средствами наземного оборудования посредством световых вспышек, означающих: «все идет по графику», «пуск» или «отмена запуска». Элементы систем управляются световыми сигналами, означающими:

«включено», «работает» или «пуск». Помощью одних переключателей включаются световые сигналы тревоги и сирены, другие переключатели позволяют регулятору системы заправки топливом начинать заправку или слия горючего.

В поверочное и контрольное оборудование МБР «Титан» входит устройство предполетной проверки топливной системы и системы наддува баков I и II ступеней ракеты. Это контрольное устройство регулирует давление газа для обеспечения соответствующей подачи горючего и работы некоторых видов оборудования, не допуская чрезмерного повышения давления. Давление замеряется в верхней части баков с жидким кислородом и горючим и в других точках системы наддува. С помощью этого контрольного устройства регулируется давление на всасывании в насосах жидкого кислорода и горючего. Клапаны, регулирующие устройства, вспомогательные и дренажные клапаны также должны быть проверены, чтобы убедиться в их правильной работе. Об этом сигнализируют индикаторные лампочки. Ручные переключатели, соединенные с лампочками, позволяют оператору дистанционно открывать и закрывать перечисленные выше устройства.

Контрольное устройство топливной системы регулирует работу систем подачи горючего, жидкого кислорода, гелия и азота. Кроме того, оно показывает уровень компонентов в баках, давление, скорость подачи, суммарный расход, температуру и дистанционно включает и выключает перепускные и откачивающие насосы жидкого кислорода и горючего. Эти насосы автоматически выключаются при неисправностях или избыточном давлении.

Устройство предполетной проверки системы безопасности ракеты проверяет как наземную, так и бортовую системы безопасности. Оно посылает поверочные сигналы и наблюдает за сигналами, получаемыми от бортового оборудования, следит за работой наземных и бортовых релейных систем и частотной характеристикой бортовых приемников.

Устройство предполетной проверки системы управления полетом ракеты выполняет пять основных операций. Испытание на заправку и слия дает возможность убедиться в правильной работе бортовой гидравлической системы; во время статических испытаний проверяются усиление сигналов, фазирование, линейность и переходные

помехи позиционных и скоростных гироскопов; во время динамических испытаний проверяется порог, частотная характеристика, влияние вибраций конструкции на границы устойчивой работы системы управления, чувствительность системы управления полетом; при испытании программирующего устройства выбирается необходимая программа тангажа и крена и проверяется работа программирующего устройства системы управления полетом; при испытании по способу «да — нет» сравниваются выходные сигналы ракеты с известными опорными напряжениями. Наземное оборудование включает весь комплекс устройств, необходимых для проверки ракеты путем осмотра и испытаний с целью выявления неисправностей, средства транспортировки ракеты и поверочных устройств на стартовую площадку, а также средства обучения персонала техническому обслуживанию ракет при подготовке их к запуску и осуществлению самого запуска.

Для удобства наземное оборудование можно подразделить на две категории: 1) оборудование для проверки ракеты с целью поддержания ее в состоянии постоянной готовности к запуску и 2) оборудование, необходимое для осуществления запуска ракеты. Оборудование первой категории сложнее, чем второй, и находится не только на стартовых базах, но также в местах технического обслуживания ракет и на заводах-изготовителях. Оно включает, кроме того, средства транспортировки ракеты и ее боевой головки между заводом, базой технического обслуживания и стартовой позицией. Наземное оборудование второй категории состоит главным образом из контрольного оборудования, необходимого для проверки ракеты перед запуском и во время запуска; оно включает, например, устройства для настройки системы управления ракеты и бортовой системы наведения в соответствии с заданной траекторией полета до цели.

Эти две категории оборудования имеют, кроме того, различные конструктивные особенности. Оборудование первой категории может работать сравнительно медленно, выполняя техническое обслуживание по установленшимся нормам. Оборудование второй категории должно очень быстро обеспечить отрыв ракеты от пускового стола. Это оборудование предназначено для быстрой автоматической проверки ракеты, заправки ее топливом, при-

ведения в действие системы наведения, подготовки боевой головки и для осуществления успешного запуска. При запуске немецкой ракеты «Фау-2» этот процесс занимал несколько часов. Теперь все эти операции должны проводиться за 15 мин.

Для осуществления быстрого запуска ракет необходи́ма постоянная проверка, но такие проверки позволяют найти лишь отдельные неполадки систем или их компонентов; они не могут определить момент выхода этого оборудования из строя и тем самым установить, когда ракета, находящаяся в исправном состоянии, может стать непригодной для боевого использования. До тех пор пока такие идеальные результаты проверки не достигнуты, степень надежности ракеты приходится определять приближенно. При проверке можно найти неисправность, но интервал времени с момента последней проверки до возникновения замеченной неисправности выявить нельзя, до тех пор пока не будет накоплен значительный опыт. Задача службы эксплуатации ракетной базы заключается в том, чтобы установить срок годности ракеты для боевого использования и вероятные причины выхода ее из строя.

Известно, что современная баллистическая ракета состоит из ряда систем, которые должны быть проверены каждая в отдельности, а затем в комплексе с другими системами ракеты. Одной из сложных задач при создании конструкции ракеты является требование исключить несовместимость отдельных компонентов и систем; например нельзя допустить влияния на некоторое оборудование электрического или магнитного поля рассеяния; кроме того, следует избегать интерференции между соседними каналами. Это относится также и к контрольным приборам. Они должны быть совместимы со всем оборудованием ракеты и не должны воздействовать на оборудование во время испытаний или по окончании их. Но самое главное заключается в том, чтобы процесс испытаний не понижал надежности ракеты. Это требование чрезвычайно важно в том случае, когда в ракете имеется оборудование с коротким сроком службы. Проверка не должна приводить к сокращению срока его службы. Следовательно, конструирование поверочных систем требует почти такого же внимания, как и конструирование самой ракеты.

Важным обстоятельством для баллистической ракеты является то, что она должна пройти комплекс предстартовой подготовки в определенной последовательности. Это упрощает процесс контрольной проверки, так как последовательность операций может контролироваться автоматически. Испытания баллистических ракет отличаются от испытаний самолетов тем, что здесь отсутствует летчик, который сможет сообщить о неправильной работе органов управления или двигателя, после чего производится осмотр самолета для выявления причин неисправностей. Ракету нельзя испытывать с человеком на борту, особенно ее боевую часть. Но можно осуществить испытание любого этапа работы ракеты вплоть до отрыва от стартового стола и взрыва боевой части, а работа многих систем может быть проверена на моделирующих установках.

В этом и заключается назначение поверочных систем, с помощью которых получают легко обрабатываемые результаты испытаний, дающие ответ в форме «да — нет».

Еще важнее сконструировать систему ракеты так, чтобы персонал, получающий сигналы о работе отдельных элементов, мог бы немедленно выделить неисправные системы или компоненты и заменить их в минимальное время. Эту замену произвести нелегко, зачастую компоненты ракеты приходится устанавливать с очень малыми допусками. При замене деталей для выверки их положения требуется контрольно-измерительное оборудование высокой точности.

Ряд сложных проблем связан с заправкой ракеты топливом. Хотя ракета должна быть подготовлена к пуску за несколько минут, непрактично держать ее на стартовой позиции заправленной жидким топливом в течение многих месяцев или даже лет¹.

Для этого необходимо, чтобы ракета с минимальной задержкой была заправлена многими тоннами компонентов топлива, обладающих высокой химической активностью. Заправка топливом должна быть произведена быстро, но начинать подачу жидкого топлива при полном давлении нельзя: это может повредить трубопроводы и

¹ Двигатели усовершенствованной МБР «Титан» II будут работать на новых, позволяющих длительное хранение, компонентах топлива. — Прим. автора.

топливные баки. Компоненты топлива должны подаваться вначале медленно, до тех пор пока трубопроводы не будут заполнены, и затем давление может быть повышеню, чтобы обеспечить наибольшую подачу. Когда баки заполнены почти полностью, давление должно быть снижено для предотвращения ударного воздействия топлива на верхнюю часть бака, что может вызвать его повреждение.

При использовании жидкого кислорода в качестве окислителя после заправки и до старта ракеты происходят потери кислорода за счет испарения, поэтому для достижения расчетной дальности ракеты необходима дозаправка кислородных баков. В процессе заправки топливом автоматическое устройство должно давать точные показания о ходе всех стадий заправки и сигнализировать о полной заправке баков.

Следующим этапом является наддув баков, чтобы компоненты топлива могли поступить в насосы. Пневматическое и гидравлическое оборудование требует тщательной проверки. О правильном положении всех клапанов, одни из которых обычно должны быть открытыми, а другие закрытыми, сообщается специальными сигналами.

Баллистическая ракета дальнего действия должна иметь почти 100%-ю надежность. Для этого необходимо поверочное наземное оборудование, которое в свою очередь должно быть надежным и безотказным. Для того чтобы программы испытаний, задаваемые системам ракеты, точно выдерживались и для правильной оценки результатов испытаний контрольно-измерительное оборудование должно также тщательно выверяться.

Хотя сторонники ракет, работающих на твердом топливе, считают их ключом к разрешению вопроса о сокращении до минимума времени предстартовой подготовки, преимущество жидкого топлива заключается в том, что они имеют более высокую удельную тягу. Система заправки топливом может быть усовершенствована так, что время заправки будет значительно сокращено. Такие системы быстрой заправки топливом будут применяться, по-видимому, на ракетных базах, защищенных от воздействия ядерного взрыва. Описание таких баз и работы системы быстрой заправки топливом приводится в этой главе далее.

Межконтинентальная баллистическая ракета имеет систему управления полетом, бортовую систему наведения, электрические источники питания постоянного и переменного тока, гидравлическую систему, рулевую систему, пиротехническую систему и двигательную установку. Некоторые из этих систем могут дублироваться в двух ступенях или более многоступенчатой баллистической ракеты. Головная часть также представляет собой сложный конструктивный узел с другими системами. Контрольную проверку и регулировку многих взаимосвязанных систем нельзя выполнить за одну — две минуты. Настройку системы управления полетом и бортовой системы наведения для доставки боевой части ракеты на определенную цель нельзя делать спешно. Все гироскопы, стабилизированная платформа или другие системы ориентирования ракеты в полете не могут быть отрегулированы за время, необходимое для нажатия кнопки на пульте управления. Контрольная проверка и регулировка всех этих систем занимает значительную часть предстартового отсчета времени.

Система заправки топливом должна выполнять свои функции за тот же период времени. Эти операции должны укладываться в один и тот же промежуток времени и не должны перекрывать друг друга. В идеальном случае заправка топливом должна быть закончена и ракета подготовлена к запуску, как только будет выверена система наведения. Если система заправки жидким топливом может быть сконструирована таким образом, что позволит производить заправку в течение такого короткого периода времени, то, несмотря на ее большую сложность и высокую стоимость, применение жидкого топлива, обладающего более высокими характеристиками, будет, вероятно, по-прежнему иметь смысл.

Быстрая заправка топливом зависит от системы трубопроводов и клапанов, которые позволяют ракете хранить на борту максимальное количество топлива. Поскольку боевая ракета должна находиться в состоянии боевой готовности в течение нескольких месяцев, прежде чем она будет поставлена на капитальный ремонт, важно, чтобы при этом она была заправлена максимальным количеством топлива.

В современных проектах баллистических ракет отдаётся предпочтение двухкомпонентным топливам — сочета-

нию жидкого кислорода и углеводородного горючего. С целью упрощения снабжения предпочтение оказывается авиационному керосину, имеющему специальные добавки для использования в ракетах. Жидкий кислород нельзя хранить в баке ракеты, а горючее обычно можно. Например, углеводородное горючее RP-1 можно хранить в течение длительного времени в стальных или алюминиевых, имеющих специальное защитное покрытие баках, если периодически удалять из них вещества, вызывающие загрязнение.

Схема системы быстрой заправки ракет топливом показана на рис. 53. В состоянии боевой готовности ракета стоит вертикально на стартовом столе. Защита от атмосферных воздействий может быть обеспечена специальным сооружением, как у ракеты «Юпитер», или размещением стартовой установки ракеты в подземных или полуподземных укрытиях.

Запас горючего в топливном баке должен обеспечить полет ракеты до ближайшей цели. Остальное горючее, необходимое для достижения ракетой максимальной дальности, может быть залито во время подачи жидкого кислорода. Установленные в ракете баллоны с газом для наддува баков должны иметь неполное давление. Во время задержек при пуске ракеты, после включения двигателя и до выхода его на рабочий режим все баки должны пополняться. Вещества, вызывающие загрязнение, могут периодически удаляться из резервуаров жидкого кислорода путем перекачки его через фильтр. Горючее в баках ракеты и в резервуарах для хранения также может периодически очищаться.

Резервуары для хранения горючего и окислителя имеют емкость, достаточную для одного запуска ракеты с учетом потерь. Резервуар для хранения горючего должен иметь объем, позволяющий произвести слив всего горючего из ракеты в процессе технического обслуживания.

Подача к стартовому комплексу горючего, жидкого кислорода и инертного газа для наддува баков производится по трубопроводам. Для подачи в баки компонентов топлива применяют газ под давлением. Это позволяет получить чрезвычайно высокую скорость заправки и избежать применения тяжелых электромоторов для привода больших механических насосов.

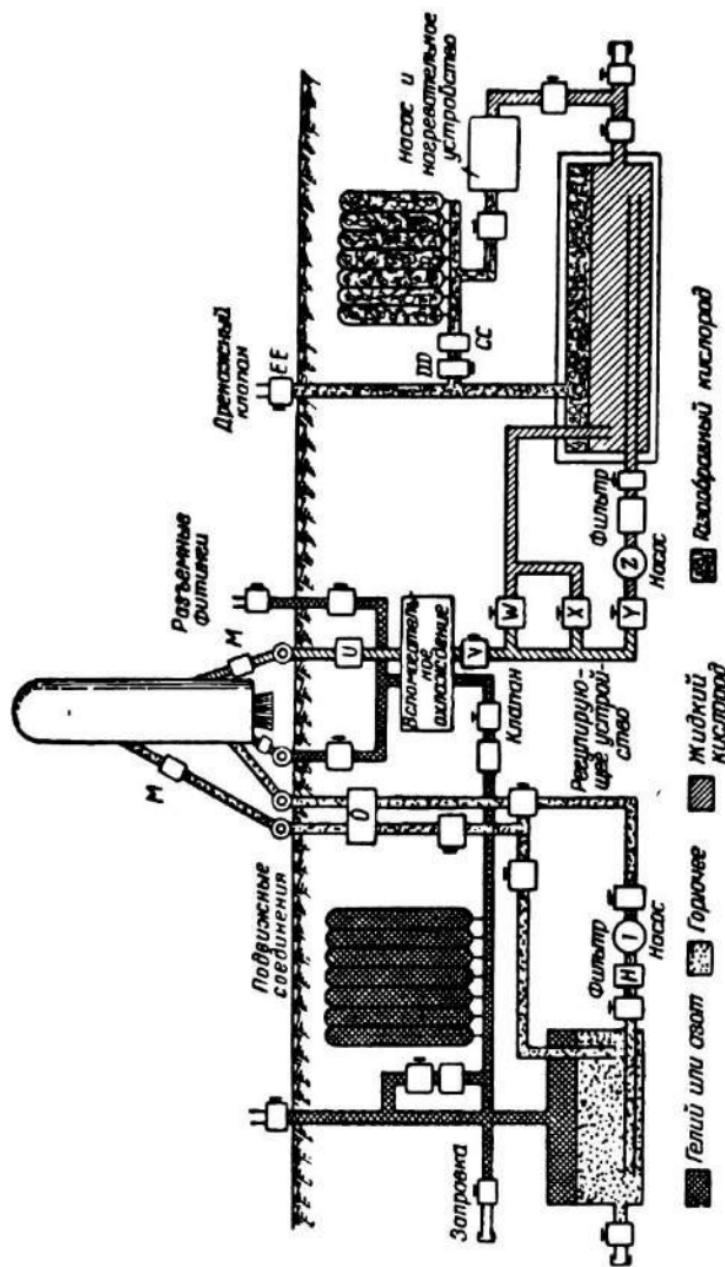


Рис. 53. Система быстрой заправки топливом, предназначенная для баллистической ракеты с ЖРД

Газообразный кислород для наддува резервуара с жидким кислородом во время заправки получают путем нагрева жидкого кислорода, когда он подается из резервных баллонов в резервуар.

Для того чтобы уменьшить потери жидкого кислорода из-за испарения в баках ракеты во время предстартового отсчета или в случае задержки запуска, жидккий кислород перед подачей в баки ракеты следует охлаждать. Если инертный газ, предназначенный для наддува баков, также охлажден перед подачей в баки ракеты, то больший объем газа может содержаться в меньших по размерам и более легких по весу баках. На схеме (рис. 53) показано размещение агрегата для дополнительного охлаждения перед подачей в ракету как жидкого кислорода, так и инертного газа для наддува баков.

При такой системе ускоренной заправки топливом ракета может быть готова к запуску менее чем через пять минут после получения приказа об открытии огня. Процесс заправки топливом должен совмещаться с другими операциями контрольной проверки.

Система быстрой заправки топливом работает следующим образом.

После того как ракета установлена на стартовом столе, три трубопровода для подачи топлива и один для подачи газа подсоединяются к соответствующим разрывным фиттингам, смонтированным заподлицо с обшивкой ракеты. Во время заполнения бака для горючего вычислительное устройство заправочной установки (O) накапливает сведения, необходимые для дозаправки бака с горючим, когда программа полета будет задана системе наведения ракеты. Вполне определенный объем горючего и окислителя необходим ракете для полета на заданную дальность до цели. Это осуществляется с помощью счетно-решающего устройства. Благодаря установке счетно-решающего устройства в системе заправочных трубопроводов можно уменьшить вес топливной системы на борту ракеты. Калибровка системы подачи топлива на борту ракеты позволяет избежать применения устройства, контролирующего выработку топливных компонентов. Когда горючее доставлено к стартовому комплексу, оно с помощью насоса I пропускается через фильтр H по малому контуру в резервуар для хранения. При периодической очистке горючего в топливных баках ракеты насос I про-

качивает горючее через фильтр *H* по комбинированной системе трубопроводов баков ракеты и резервуара. При необходимости насос *I* откачивает также горючее из ракеты. Насос *Z* выполняет то же самое в системе заправки окислителем, очищает резервуар от веществ, вызывающих загрязнение, и при необходимости быстро откачивает окислитель из бака ракеты.

Большие трудности представляет обращение с жидким кислородом при температуре ниже -185°C и высокие скорости подачи его в ракету. Чтобы избежать этих трудностей, последовательность операций должна быть полностью автоматической. По получении сигнала о начале предстартового отсчета времени дренажный клапан *EE* закрывается и газообразный кислород под небольшим давлением поступает в газовую подушку резервуара.

Клапан *V* и клапан *X*, через который происходит подача жидкого кислорода с небольшой скоростью, открываются, и система подачи топлива к ракете начинает охлаждаться (клапан *Y* обычно бывает закрыт). Когда температура системы понизится до необходимого уровня, подается сигнал системе регулирования подачи топлива. Регулятор давления *DD* обеспечит подачу в резервуар газообразного кислорода под давлением нескольких сотен фунтов на квадратный дюйм ($1 \text{ фунт}/\text{дюйм}^2 = 0,07 \text{ кг}/\text{см}^2$). Поток жидкого кислорода начинает нарастать, но все еще проходит через клапан подачи с низкой скоростью *X*.

Когда скорость потока достигнет определенного значения, сигнал, посланный вычислительным устройством системы подачи кислорода *U*, открывает клапан максимальной подачи кислорода *W*, которая составляет по крайней мере $7500 \text{ л}/\text{мин}$. К этому времени вычислительное устройство системы подачи кислорода *U* (так же как и вычислительное устройство *O*) получило информацию о траектории и может своевременно прекратить подачу кислорода на максимальном режиме. Закрывается клапан *W*, и заправка заканчивается через клапан подачи с низкой скоростью.

Последние 5—10% объема жидкого кислорода охлаждаются до температуры от -212 до -240°C , и, следовательно, весь дозаправочный кислород является переохлажденным.

После того как поступает сигнал о подаче дозаправочного кислорода, регулирующее устройство *DD* понижает давление газообразного кислорода в резервуаре. Когда датчик давления в баке ракеты подает сигнал о снижении давления, дозаправка бака происходит при строго необходимом давлении.

Сразу же после отрыва ракеты от стартового стола три трубопровода для подачи компонентов топлива и один для подачи нейтрального газа отсоединяются; обратные клапаны *M* служат для предотвращения утечки компонентов топлива, обладающих высокой химической активностью. Все клапаны и заправочные устройства автоматически приходят в исходное положение.

Хотя задача поддержания больших МБР в состоянии боевой готовности представляет значительные трудности, все же при наличии автоматической системы заправки и при эффективной работе клапанов такая ракета с двигателями, работающими на жидким топливом, может стать прозным оружием.

Теперь рассмотрим функции командования ракетной базы. Командование базы интересует лишь один вопрос: как осуществить запуск боевых ракет в возможно короткие сроки? При наличии электронных счетно-решающих машин и связанных с ними устройств памяти, накапливающих информацию, командир ракетной базы может непрерывно получать самую свежую информацию. Автоматическому счетно-решающему устройству задается программа, предусматривающая прием большого количества входных данных от трех основных подразделений наземного обслуживания ракет: 1) службы перевозки ракет; 2) службы контрольной проверки и технического обслуживания ракет и 3) ракетных расчетов.

Командование ракетной базы не занимается неисправностями в различных системах или отдельных их компонентах, если эти неисправности не снижают надежности ракет. Только те неисправности, которые не могут быть устранены в заранее установленные сроки, передаются на рассмотрение командования базы. Самым важным, с точки зрения руководства, являются тенденции, а не отдельные детали. Командир базы баллистических ракет должен иметь четкое представление о своих боевых возможностях в данный момент и наиболее «узких» местах, что позволит ему принять меры к устранению неполадок и

тем самым поддерживать боеготовность базы на постоянном уровне или постепенно ее повышать. Как только намечается отклонение от заранее намеченных показателей, вычислительный центр должен сообщить об этом командиру базы и обеспечить его всей относящейся к делу информацией, с тем чтобы он смог принять решения, обеспечивающие быстрое возвращение к нормальному положению.

Если же ракетный комплекс по какой-либо причине выходит из строя, командование базы интересуют следующие сведения в их последовательности:

- 1) Ракета не готова к запуску.
- 2) Влияние этого факта на боеготовность всей базы.
- 3) Когда ракета сможет быть подготовлена к запуску?
- 4) Какова тогда будет общая боеготовность базы?

5) Если задержка вызвана неисправностью в работе одного из элементов комплекса, то кто за это отвечает: изготовители ракеты, служба наземного оборудования, служба материально-технического снабжения или ракетный расчет?

6) Выявив причину неисправности, командование базы спрашивает необходимые другие сведения для принятия решения, которое должно обеспечить наиболее быструю нормализацию положения.

Если нельзя осуществить запуск ракеты, но все идет нормально и замена необходимых частей может быть произведена в приемлемый срок на стартовой площадке или в помещении для технического обслуживания ракет на стартовой позиции или в мастерских, то командование базы будут интересовать изменения в боеготовности базы в связи с данным повреждением. Поэтому вычислительный центр должен включить в информацию сведения о том, что ракета находится в ремонте, и предполагаемый срок ремонта. Ремонт ракеты также должен рассматриваться как нормальное явление, однако в некоторых случаях, когда устранение неисправности задерживается, от руководства базы может потребоваться принятие немедленных решений. Например, задержка ремонта простого по конструкции элемента системы может быть вызвана отсутствием необходимого специалиста, запасных частей или тем, что две небольшие неисправности произошли одновременно и одна ремонтная бригада задерживает работу другой.

Главной заботой командования базы баллистических ракет является жесткое соблюдение установленных сроков для отдельных видов работ, измеряемых минутами.

На стартовой позиции постоянно возникает необходимость в дополнительной тренировке, контролем проверки, замене каких-либо частей и транспортировке ракет между стартовой площадкой, помещением для технического обслуживания ракет и мастерскими. Все эти виды деятельности могут привести к задержкам, которые снижают боевые возможности базы. Всякое отклонение от установленных сроков при осуществлении любой из этих функций должно быть немедленно доложено командованию базы. Состояние постоянной боевой готовности требует и постоянной бдительности от командования базы, что в свою очередь заставляет быстро распознавать нежелательные отклонения в работе подразделений и немедленно реагировать на них.

Другой серьезной проблемой в разработке баллистических ракет является необходимость сокращения промежутка времени между созданием опытных образцов ракет и поставкой войскам боевых ракет. Поэтому оснастка для серийного изготовления ракет должна быть создана раньше, чем будет закончена программа опытных работ. Вследствие сжатых сроков, отведенных на разработку, конструктивные изменения неизбежно будут вноситься в боевые ракеты и наземное оборудование для них. Эти постоянные конструктивные изменения хотя и совершенствуют ракетный комплекс, однако ставят руководство базы баллистических ракет в трудное положение. С одной стороны, необходимо иметь в наличии соответствующее количество запасных частей; с другой стороны, эти запасные части делаются ненужными по мере внесения конструктивных изменений в ракетный комплекс.

Поэтому номенклатура и количество запасных частей должны быть минимальными. Иначе получится, что вместо закупки ракет и наземного оборудования для вооруженных сил значительная часть ассигнованных правительством средств пойдет на закупку запасных частей, которые затем будут выброшены как устаревшие.

ВВС США создали на своей базе в Нортоне (штат Калифорния) централизованное управление, в функции которого входят приобретение, определение и техническое обслуживание всех вспомогательных средств для бал-

листических ракет. В конце 1958 г. там установлена вычислительная машина IBM 705-2 с устройством памяти и печатающим оборудованием.

Центр автоматической обработки данных на базе в Нортоне за несколько минут разрешает проблемы материально-технического обеспечения, связанные с МБР «Атлас» и «Титан» и БРСД «Тор». Он помогает также командованию баз решать вопросы, касающиеся снабжения, технического обслуживания, транспортировки и контроля качества баллистических ракет.

Основой этой системы является цифровая вычислительная машина IBM-705 общего назначения, которая широко использовалась в коммерческих и правительственные учреждениях. Сложение и вычитание двух пятизначных чисел эта машина выполняет за 120 миллионных долей секунды, а логические решения принимаются за 34 миллионы доли секунды. Машина имеет 30 устройств записи на магнитную ленту, каждое из которых содержит катушку, на которую намотано 730 м ленты, что позволяет хранить 5 млн. единиц информации. Общая емкость машины обеспечивается 5000 катушек магнитной ленты, на которых может быть записана информация, эквивалентная информации, содержащейся в библиотеке из 10 000 книг среднего размера.

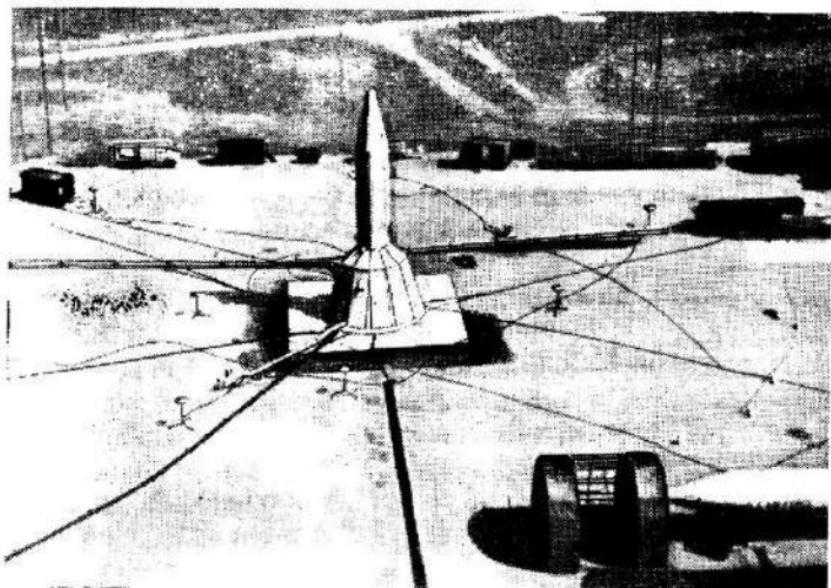
Центр материально-технического обеспечения баллистических ракет в Нортоне контролирует более 100 000 наименований различных запасных частей и узлов баллистических ракет. Поддержание круглосуточной боевой готовности МБР и БРСД представляет большие трудности с точки зрения материально-технического обеспечения, чем любые виды обеспечения, с которыми приходилось встречаться до сих пор вооруженным силам. Если в ракете недостает даже одного небольшого компонента, она не может быть запущена. Наскоро изготовить деталь, как это, бывало, делалось при эксплуатации военных самолетов, нельзя, так как ракеты представляют собой технически сложные системы. Для ракет необходима такая система снабжения, которая сразу же реагирует на выход из строя любого из компонентов ракеты на любой базе, где бы ни была она расположена, и принимает необходимые меры, для того чтобы запасной компонент имелся в наличии.

Электронный центр обработки данных в Нортоне яв-

ляется средством управления в руках уполномоченного BBC по баллистическим ракетам. Счетно-решающее устройство центра позволяет ему устанавливать связь с эскадрильями ракет, складами ракетного оружия и отделами фирм-изготовителей, занимающимися снабжением и техническим обслуживанием. Счетно-решающее устройство центра анализирует запросы, поступающие от ракетных частей, и переадресует их на склады ракетного оружия или при необходимости фирм-изготовителю; одновременно оно выдает заявку на воздушный транспорт. Вся деловая информация быстро передается сетью приемопередатчиков, снабженных телетайпными аппаратами.

Теперь рассмотрим ракетные базы. Они делятся на подвижные и стационарные. Стационарные базы в свою очередь делятся на открытые и подземные. Подвижность ракетной базы достигается тем, что все пусковое оборудование баллистической ракеты устанавливается на транспортерах; вспомогательное оборудование монтируется на прицепах и может легко передвигаться с места на место, быстро устанавливаться на стартовой позиции в рабочее положение, заправлять топливом ракету, производить контрольную проверку всех систем ракеты и осуществлять запуск. После этого колонна машин передвигается на новую стартовую позицию. Немецкая ракета «Фау-2» была системой оружия такого типа. По образцу ракеты «Фау-2» была создана ракета «Редстоун», которая обладает высокой подвижностью. Армия США применила этот же принцип подвижной системы оружия и при создании ракеты «Юпитер», хотя, чем больше размеры ракеты, тем труднее достигнуть хорошей подвижности.

На рис. 54 показана стартовая позиция ракеты «Юпитер» с укрытием в виде лепестков — в закрытом положении и в состоянии боевой готовности. Укрытие защищает двигательный отсек ракеты от неблагоприятных атмосферных воздействий. Транспортируемое наземное оборудование располагается рядом с ракетой. Оно состоит из следующих прицепов: с жидким кислородом, горючим, распределительной электроподстанцией, жидким азотом, гидравлическим и пневматическим оборудованием, электрооборудованием, оборудованием для управления запуском и с дизельными электрогенераторами.



Прицел
с жидким
кислородом

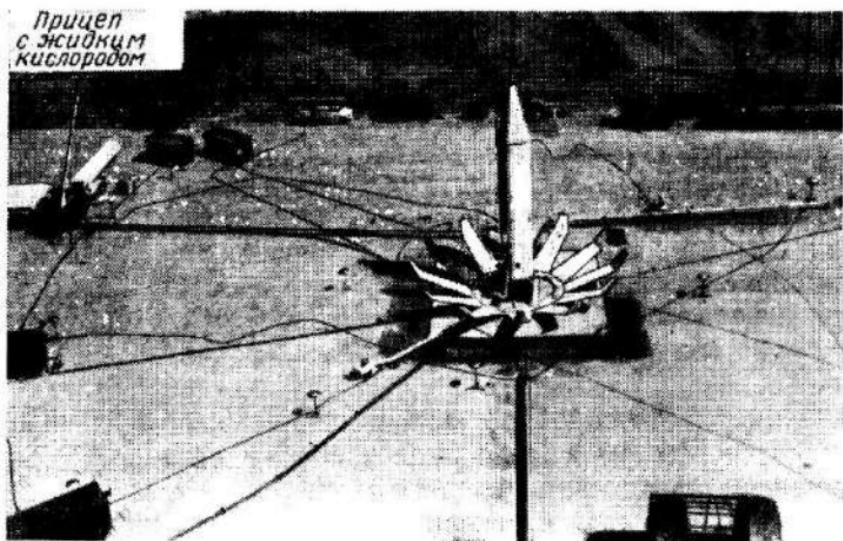


Рис. 54. Стартовая площадка армейских БРСД «Юпитер» управления баллистических ракет армии в Хантсвилле (штат Алабама), предназначенная для учебных целей. Лепестковое устройство, окружающее нижнюю часть ракеты, открывается при запуске ракеты:

вверху — лепестковое устройство закрыто; внизу — лепестковое устройство открыто

Для ракет дальнего действия, двигатели которых работают на твердом топливе, предлагается осуществлять запуск с железнодорожных платформ. Обычное подъемное устройство для установки ракеты в положение для запуска должно монтироваться на платформе, которая легко может быть замаскирована под стандартный железнодорожный вагон, стены и крыша которого будут предохранять ракету от непогоды. Для запуска ракеты платформа будет отцепляться от железнодорожного состава, маскировочная надстройка будет свертываться и перебрасываться на примыкающий вагон, а ракета будет поднята в вертикальное положение для запуска. После запуска платформу можно прицепить к составу и перевезти на другое место для запуска ракет, если это потребуется¹.

Ракета «Тор» считается полуподвижной. Все наземное оборудование вместе с пусковой установкой размещается на прицепах, а сама ракета может перевозиться по автодорогам или по воздуху. Однако для этой системы оружия необходимы и некоторые полустационарные установки: агрегаты для заправки топливом, отражатели струи ракетного двигателя, помещение для технического обслуживания и защитное укрытие для ракеты.

Наибольшей подвижностью из числа баллистических ракет обладает ракета «Поларис», запускаемая с подводной лодки.

Баллистические ракеты больших размеров перевозятся самолетами, так как такой способ предохраняет от повреждений тонкостенную обшивку ракет, которых трудно избежать при перевозке ракет наземным транспортом. Полностью собранные ракеты «Атлас» перевозились самолетами «Дуглас» С-133 «Каргомастер» к базам МБР.

Большие по размерам ракеты трудно использовать на подвижных базах. Для ракет типа «Атлас» требуются стационарные базы. Они хранятся в горизонтальном положении для облегчения технического обслуживания, но для заправки топливом могут быстро устанавливаться в старто-вое положение.

Базы МБР «Атлас»: Ванденберг (штат Калифорния), Уоррел (штат Вайоминг) и Оффут (штат Небраска) — от-

¹ По более поздним сообщениям прессы, США нашли систему запуска ракет с железнодорожных платформ нецелесообразной, и в декабре 1961 г. было принято решение отказаться от применения ее для ракеты «Минитмен». — Прил. ред.

крытого типа. Укрепленные базы для ракет «Атлас» подземного и полуподземного типов (рис. 55) были построены на авиабазах Форбс (штат Канзас), Фэрчайлд (штат Вашингтон), Линкольн (штат Небраска) и Шиллинг (штат Канзас). Все базы для МБР «Титан», построенные на следующих базах BBC: Лоури (штат Колорадо), Элсуорт

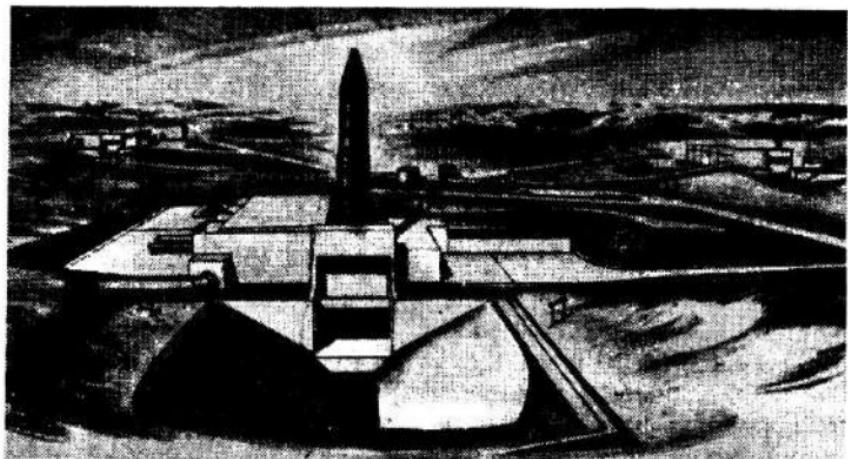


Рис. 55. База ракет «Атлас» с пусковыми сооружениями заглубленного типа. Такие сооружения создаются на некоторых ракетных базах в западной части США

(штат Южная Дакота), Маунтин-Хом (штат Айдахо), Таксон (штат Аризона) и Ларсон (штат Вашингтон), — защищены от действия ядерного взрыва. Ракеты на этих базах хранятся в подземных шахтах.

Первая база ракет «Атлас» Ванденберг имеет несколько пусковых установок, предназначенных для учебных тренировок и испытаний. Первый комплекс сооружений для ракет «Атлас» был построен в январе 1959 г. Строительство второго стартового комплекса было начато в августе 1958 г. и третьего — в мае 1959 г. Каждый стартовый комплекс несколько отличается по своему расположению, чтобы обеспечить подготовку ракетных расчетов для различных ракетных баз в стране.

Летом 1958 г. было принято решение об усилении защиты ракетных баз Форбс и Фэрчайлд от воздействия ядерного оружия. Три типа стартовых позиций ракет «Атлас» имеют следующие основные различия. На позициях

первого типа ракета устанавливается в вертикальное положение и обслуживается с помощью стандартной 13-ярусной башни обслуживания, обычно использовавшейся для баллистических ракет. Второй тип стартовых позиций использовался на базе Уоррен. Ракета находится там в горизонтальном положении, а для запуска створки укрытия раздвигаются, и ракета поднимается в вертикальное положение. В этом случае вся установка находится на поверхности земли.

Строительство стартовых позиций третьего типа было начато на ракетной базе Фэрчайлд и продолжено на базе Форбс. Здесь ракета также находится в горизонтальном положении в коробчатой конструкции. Хотя в таких установках ракета находится частично ниже уровня земли, она защищена сверху земляной насыпью.

Лучший способ защиты баллистических ракет стратегического назначения от воздействия ядерного оружия — поместить их в подземные базы. При этом под землей должно находиться все стартовое оборудование; предстартовая проверка ракеты и заправка ее топливом будут производиться до поднятия ракеты на поверхность земли для запуска. Могут быть созданы и такие подземные базы, на которых ракеты будут запускаться с подземных установок.

В настоящее время все типы ракет дальнего действия разрабатываются, по-видимому, для размещения их на базах, защищенных от действия ядерного взрыва, но естественно, что переход на подземные базы связан с преодолением многих трудностей. Например, вызывает сомнение возможность нормального функционирования ракеты и работы ее расчета после взрыва ядерного устройства на поверхности непосредственно над подземной базой. Мощная взрывная волна может вывести из строя расчет и повредить приборы на ракете и аппаратуру вспомогательного оборудования. Чтобы боевая эффективность подземной ракетной базы не снизилась, она должна быть устойчивой к вибрациям, и проникновение колебаний через землю к подземным сооружениям базы должно быть сведено до минимума.

При отсутствии прямого попадания подземные базы обеспечивают надежную защиту баллистических ракет. Например, при взрыве водородной бомбы с тротиловым эквивалентом 10 мт на расстоянии 24 км от открытой ба-

зы все ракеты будут полностью уничтожены. Та же бомба, взорванная на таком же расстоянии от подземной базы, не принесет ей почти никакого ущерба. Таким образом, существует много веских причин для создания подземных баз, по крайней мере до тех пор, пока баллистические ракеты не будут наводиться на такие цели с большой точностью.

На подземной базе баллистическая ракета находится в вертикальном положении на подъемной платформе или в пусковой шахте. Ракета здесь защищена не только от радиоактивного излучения, вибраций и термического воздействия ядерного оружия противника, но также и от непогоды. Бак для горючего ракеты может быть всегда заполнен, и проверка ракеты будет производиться постоянно. Заправка жидким кислородом начинается по получении приказа. Непосредственно перед запуском открываются защитные крышки шахт.

Первая подземная ракетная база для учебных целей была построена на авиабазе Ванденберг (штат Калифорния). Базовая подземная база была впервые создана на авиабазе Лоури поблизости от Денвера (штат Колорадо). Цилиндрическая вертикальная шахта имеет подземные соединения с отдельными помещениями, где размещены поверочное оборудование и средства технического обслуживания. Весь ракетный комплекс находится глубоко под землей, и обнаружить его с воздуха невозможно.

Ракета хранится в вертикальном положении внутри основной шахты. Верхняя часть этой шахты находится на уровне поверхности земли и защищена железобетонной конструкцией. Отверстие шахты закрывается двумя укрепленными на шарнирах крышками, которые при запуске откидываются вверх. Эта шахта глубиной 47 м имеет мощное подъемное устройство, которое поднимает ракету на поверхность для запуска. Отражатели на подъемном устройстве направляют струю ракетного двигателя в стороны, чтобы газы не попадали в шахту.

В двух дополнительных шахтах размещается оборудование для заправки ракеты топливом и оборудование для обслуживания ракет. Туннели соединяют эти шахты с электрической станцией, постом управления и помещением для хранения топлива, которые также расположены под землей.

Установка ракеты на пусковую платформу во многом сходна с установкой ее на наземной стартовой позиции.

Ракета поднимается в вертикальное положение с транспортера-установщика и помещается на платформу подъемника, после чего подъемник опускает ее в шахту, где она содержится в состоянии постоянной боевой готовности.

Проблема нанесения мгновенного ракетно-ядерного удара может быть решена путем применения МБР на твердом топливе, укрытых в подземных базах. Этому замыслу отвечает МБР «Минитмэн», которая дает возможность сделать еще один шаг на пути к осуществлению идеи «кнопочной» войны, если будет признано, что такой способ ведения войны дает большие преимущества. В идеальном случае ракеты «Минитмэн», имеющие систему постоянной контрольной проверки, должны быть размещены в шахтах, а все их оборудование будет автоматически выверяться с поста дистанционного управления. Расоредоточение пусковых шахт вдоль шоссейных дорог или железнодорожных путей делает их почти неуязвимыми, а при запуске ракет непосредственно со дна шахты отпадает необходимость в подъемном оборудовании. Запуски экспериментальных образцов ракет «Минитмэн» непосредственно из шахт проводились на авиабазе Эдвардс (штат Калифорния) в течение 1959—1960 гг. и прошли успешно.

Ракета «Минитмэн» является простой по конструкции и недорогой; основные элементы конструкции этой ракеты устареют нескоро. Эта система оружия аналогична артиллерийским боекомплектам, состоящим из снарядов и зарядов, которые можно накапливать в готовом виде для последующего их применения. Конструкция ракеты «Минитмэн» такова, что любые технические достижения и усовершенствования на протяжении последующих двух десятков лет могут легко вноситься в эту ракету. Применение твердых топлив значительно сокращает период предстартовой подготовки по сравнению с самой совершенной системой заправки ракет жидким топливом. Техническое обслуживание ракет «Минитмэн» на стартовой позиции сводится до минимума, причем эта ракетная система позволяет автоматизировать контрольную проверку и предстартовую подготовку.

Длительное хранение ракет «Минитмэн» в шахтах требует регулирования условий внешней среды. Стартовые устройства ракет такого типа не нуждаются в обслуживающем расчете, и поэтому их легче защитить от воз-

действия близких взрывов ядерного оружия. Рассредоточение их стартовых позиций делает почти невозможным уничтожение баллистических ракет при нанесении ядерных ударов. Для уничтожения подземных ракетных баз потребуется примерно в 50 раз больше ракет, чем для уничтожения равного количества открытых баз, не защищенных от действия ядерного взрыва.

Стоимость ракеты «Минитмэн» составляет примерно $\frac{1}{10}$ стоимости МБР на жидком топливе. Для ракет «Минитмэн» требуется также в десять раз меньше обслуживающего персонала.

ГЛАВА

7

ПРОТИВОРАКЕТНАЯ ОБОРОНА

До сих пор стратегия США основывалась главным образом на использовании бомбардировщиков дальнего действия. Эти самолеты снабжены вычислительным устройством для бомбометания, которое вместе с новейшими навигационными приборами давало возможность экипажам самолетов сбрасывать ядерное оружие с высоты 25 000 м и поражать даже такие малые цели, как перекрестки дорог. Тем не менее бомбардировщик — носитель атомной бомбы имеет серьезные недостатки. В одной влиятельной английской газете был помещен обзор баз английских стратегических бомбардировщиков, в котором доказывалась их бесполезность. Несмотря на то что английские бомбардировщики «Вэлиент», «Виктор», «Вулкан» будут заправлены горючим, иметь на борту ядерное оружие и будут находиться на аэродромах в состоянии постоянной боевой готовности, они не успеют взлететь за период времени с момента обнаружения самолетов противника до сбрасывания ими первых атомных бомб на эти аэродромы.

Базы стратегического авиационного командования США имеют те же недостатки. Чтобы компенсировать их, бомбардировщики не только держат в состоянии постоянной боевой готовности на земле, но часть их патрулирует в воздухе; в последнем случае они быстрее могут быть направлены к намеченной цели. Сообщалось, что атомные бомбардировщики стратегического авиационного командования США могут стартовать со своих баз через 15 мин.

Максимальное время с момента обнаружения МБР до ее падения на цель составляет 30 мин, и полагаться на этот резерв времени было бы слишком оптимистично. Подготовка к старту бомбардировщика и разбег его занимают по крайней мере 10 мин. С каждой базы могут взлететь максимум шесть самолетов, если допустить, что они стоят по периметру аэродрома и стартуют один за другим. Так как во время полета к цели некоторые самолеты могут быть выведены из строя, то количество поднятых самолетов может оказаться недостаточным для нанесения сокрушительного удара по всем ракетным базам противника, аэродромам и промышленным центрам.

Поэтому кроме бомбардировщиков необходимо включить в состав стратегических вооруженных сил баллистические ракеты, которые должны быть размещены на хорошо защищенных стартовых позициях или в подземных шахтах. В мирное время подземные базы могут быть построены беспрепятственно. Когда они будут построены, новые баллистические ракеты, подобные ракетам «Минитмэн», будут помещены в этих рассредоточенных герметических шахтах, где их нельзя будет уничтожить даже взрывом водородной бомбы, сброшенной вблизи от ракетных баз. Предпусковая подготовка таких баллистических ракет будет проводиться под землей, там же будут производиться полностью автоматизированная проверка и предстартовый отсчет времени. Некоторые ракеты для старта будут подниматься на поверхность, другие будут запускаться прямо из шахт. Соответствующим образом спроектированные огневые позиции ракет будут представлять собой чрезвычайно трудные цели для обычного ядерного оружия. Если все важнейшие вспомогательные средства разместить глубоко под землей, то будут необходимы только несколько узких шахт для доставки с поверхности земли ракет и необходимого оборудования, доступа людей, а также для запуска ракет. Стволы этих шахт будут защищены не только от газовой струи ракетного двигателя, но также от действия ядерного взрыва на поверхности земли или на небольшой высоте над ней.

Часто межконтинентальную баллистическую ракету называют абсолютным оружием. В действительности

баллистическая ракета, запускаемая с земли, имеет ряд ограничений. Одним из них является запуск ракеты со стационарной базы. Если такие базы не будут соответствующим образом защищены, они могут быть легко обнаружены и уничтожены противником. Надежную защиту баз трудно осуществить в короткие сроки. Кроме того, создание подземных баз — это только полумера. Вибрации, вызываемые ядерным взрывом, могут повредить электронную систему наведения ракеты и поверочное оборудование в такой степени, что понизится надежность ракеты.

Баллистические ракеты должны пролететь большое расстояние до намеченных целей. Недавние достижения в создании радиолокаторов дальнего действия, инфракрасного и других методов обнаружения дают возможность создать антиракеты. Тогда даже более совершенные МБР на твердом топливе, базы которых почти неуязвимы для атак, будут встречать серьезные трудности при достижении своих целей.

Выходом из такого затруднительного положения является сокращение времени полета по баллистической кривой путем приближения ракетных баз к территории потенциального противника. Нежелание стран НАТО предоставить свою территорию для размещения американских БРСД «Тор» показывает, насколько трудно осуществить этот способ с политической точки зрения. Кроме того, сравнительно медленный вход в атмосферу БРСД по сравнению с МБР делает головку БРСД более уязвимой целью для средств противоракетной обороны.

Другой выход — сделать огневую позицию мобильной и доставлять ракету на расстояние, позволяющее нанести поражение цели. Осуществить это можно тремя способами, два из которых в настоящее время разрабатываются, а один уже осуществлен. Баллистическая ракета может доставляться к цели не только с выдвинутых ракетных баз, но также самолетами и подводными лодками.

Примером БРСД, запускаемой с самолета, является ракета, разрабатываемая ВВС США по проекту «Болд Орион» и получившая название «Скайболт». Разрабатывается несколько вариантов этой ракеты. Один из них представляет собой двухступенчатую раке-

ту твердого топлива, запускаемую с бомбардировщика, с дальностью около 1600 км¹. В настоящее время большое внимание уделяется разработке ракеты, запускаемой с подводной лодки, так как по сравнению с самолетом или кораблем подводной лодке легче продвигаться в направлении намеченной цели, не будучи при этом обнаруженной.

Запускаемая с подводной лодки вблизи от континентов БРСД сможет легко достигнуть важнейших объектов на территории противника. Кроме того, перехватить БРСД в течение короткого времени полета будет очень трудно.

Возможность запуска ракет с подводных лодок потребовала развертывания работы в двух направлениях. Во-первых, для повышения ударной мощи подводной лодки необходимо, чтобы она могла запускать ракеты, находясь в погруженном состоянии. Во-вторых, такой новый вид наступательного оружия потребовал в свою очередь разработки средств защиты от него. Разработка средств защиты от такого оружия ведется быстрыми темпами, но необходимо преодолеть ряд трудностей с помощью новых технических достижений. Разрабатываются средства борьбы с подводными лодками, и, вероятно, это направление более перспективно, чем борьба с ракетами, запускаемыми с подводных лодок. Если уничтожить носитель ракет, то тем самым будет уничтожена угроза, которую несут с собой ракеты, — этот взгляд все еще правилен.

Современное противолодочное оружие является весьма эффективным. Однако это ни в коей мере не решает всей проблемы. Большинство современных методов обнаружения подводных лодок сводится к ожиданию каких-либо действий с их стороны — только в этом случае они могут быть обнаружены. Очень часто таким действием является использование ими оружия, но в этом случае подводная лодка может быть уничтожена уже после того, как она выполнила свою задачу.

В США строительству атомных подводных лодок

¹ В конце 1962 г. США прекратили разработку самолетной баллистической ракеты «Скайлэйт», которой предполагалось вооружить американские бомбардировщики B-52 и английские стратегические бомбардировщики «Виктор» и «Вулкан». — Прим. ред.

типа «Джордж Вашингтон», являющихся носителями БРСД, придается большое значение. В кругах ВМС распространено мнение, что запускаемые с подводной лодки баллистические ракеты должны постепенно заменить бомбардировщики стратегического авиационного командования. Однако оценка этих баллистических ракет должна производиться в сравнении с МБР второго и третьего поколений, запускаемых с наземных баз. Чтобы сделать это, нам придется рассмотреть три фактора: управление, скорость и точность.

Под управлением подразумевается способ быстрого и надежного запуска ракет, осуществляемого только по решению центрального командного пункта. При необходимости ракеты должны быть запущены за минимальный отрезок времени. Должны быть предусмотрены соответствующие меры, с тем чтобы при любых условиях возможность ошибочного запуска была устранена. Существенное значение имеет обеспечение надежной системы связи между командным пунктом и стартовыми позициями ракет. Наземные базы МБР имеют в этом отношении преимущества, так как они могут использовать проводную связь, хотя и такой способ может оказаться ненадежным под воздействием противника. При наличии полностью автоматизированной системы запуска ракет центральный командный пункт имеет возможность запускать ракеты с помощью дистанционного управления, и в этом случае программа полета задается вычислительным центром.

Что касается подводных лодок — носителей баллистических ракет, то они должны поддерживать радиосвязь со своей базой, однако при таком способе связи противник может создавать помехи или же приведет в действие свои противолодочные средства. Если же радиосвязь не нарушена, то баллистические ракеты могут быть запущены с подводных лодок так же быстро, как и МБР с наземных баз, так как вычислительные устройства, расположенные на подводной лодке, постоянно вводят в систему наведения ракеты новые координаты точки старта по мере изменения местоположения подводной лодки.

МБР, запускаемые с наземных позиций, и БРСД, запускаемые с подводных лодок, по-видимому, имеют одинаковое время реакции (время с момента принятия

решения о запуске до старта), поэтому при сравнении их следует иметь в виду и ряд других факторов. Одним из этих факторов является наличие удобных стартовых позиций. Возможности выбора мест для расположения наземных ракетных баз ограничены. Ракеты, запускаемые с подводных лодок, имеют, по существу, почти неограниченный выбор стартовых позиций в любом месте океана.

Но удобство стартовых позиций еще не является окончательным решением вопроса. Следует учитывать и уязвимость этих позиций.

Базы МБР, даже если они и скрыты под землей, являются уязвимыми при близком попадании ядерных бомб большой мощности. Сохранение наземных баз МБР обусловливается в основном тем, что, поскольку подводному ведению войны в дальнейшем будет уделяться еще больше внимания, чем теперь, в ближайшие годы следует ожидать больших достижений в области разработки средств обнаружения и уничтожения подводных лодок.

Рассчитывать только на огромную ударную силу подводных лодок-ракетоносцев не более практично, чем полагаться на «линию Мажино», состоящую из баз МБР.

Система наведения МБР и БРСД, запускаемых с подводных лодок, работает после старта ракет по одному и тому же принципу. Ракета с более коротким радиусом действия будет иметь более высокую точность, но ее недостаток состоит в том, что при запуске с мобильной базы необходимо знать точное местоположение пусковой позиции в момент запуска ракеты. За последние годы в этом направлении достигнуты значительные успехи. Разработаны новые навигационные приборы, с помощью которых система наведения ракеты постоянно корректирует исходные данные.

БРСД, запускаемые с подводных лодок, имеют очень сложную систему наведения, состоящую из двух основных частей: обычной инерциальной системы наведения для вывода ракеты на баллистическую траекторию и новой инерциальной системы наведения, с помощью которой определяется точное местоположение пункта запуска. Определение точных координат пункта запуска намного труднее, чем вывод ракеты на баллистиче-

скую траекторию. Для точного определения координат подводной лодки нужно учесть такие факторы, как течения в океане, характер волн, вращение Земли, скорость подводной лодки и ее маневры. Благодаря тому, что в области навигации за последнее время получены значительные достижения, баллистическая ракета, базирующаяся на подводной лодке, может быть запущена с любого пункта в мировом океане.

Борьба с атомными подводными лодками представляет значительную проблему. Хотя со временем второй мировой войны в этой области сделано очень многое, обнаружение и уничтожение подводных лодок все еще сопряжено с большими трудностями. Фактически подводную лодку можно обнаружить и атаковать только в тех случаях, когда она находится вблизи береговой линии, поднимается на поверхность моря для запуска ракет или при ее возвращении на одну из известных баз. Когда же она скрывается в морских глубинах, обнаружить ее чрезвычайно трудно.

Современные способы борьбы с подводными лодками сводятся к попыткам удерживать их вдали от побережья, с тем чтобы они были лишены возможности запускать свои БРСД. Однако уже теперь, в связи с успехами в разработке ракеты «Поларис» ставится вопрос об увеличении дальности ракет, запускаемых с подводных лодок, до дальности МБР. Для обнаружения подводных лодок, приближающихся к побережью, установлена постоянно действующая сеть гидролокаторов, ведется постоянно наблюдение за путями движения подводных лодок противника от их баз и на обратном пути. Для обнаружения и выслеживания подводных лодок создана специальная служба, располагающая кораблями, вертолетами и самолетами.

Обнаружение подводных лодок производится в основном с помощью радиолокаторов при передвижении их на поверхности моря и акустических пеленгаторов, когда они находятся в погруженном состоянии. К сожалению, эти способы имеют очень большие ограничения. Современные подводные лодки будут подниматься на поверхность на очень короткое время и то только для запуска баллистических ракет. Следовательно, радиолокационные пикеты должны находиться всегда в состоянии боевой готовности. Акустические

приборы значительно усовершенствованы за последнее время, но само море и его живые обитатели создают много помех, что затрудняет улавливание шумов подводной лодки. Кроме того, ложные эхо-сигналы возникают при морских катастрофах; слои теплых течений также мешают распространению звуковых волн. Все это позволяет опытному командиру подводной лодки избежать обнаружения при продвижении к цели.

Самолеты, летящие на небольшой высоте над водой, используют магнитные обнаружители при поиске подводных лодок. С вертолетов под воду опускаются буксируемые гидролокационные приборы. Кроме этого, в районе предполагаемого передвижения подводных лодок могут сбрасываться гидроакустические буи, которые по радио передают подробные сведения о движении подводных лодок противника ближайшим кораблям противолодочной службы.

Все это оборудование может быть быстро использовано для обнаружения подводных лодок, при условии что подводная лодка или будет находиться на поверхности океана в течение такого промежутка времени, что ее смогут обнаружить радиолокаторы пикетирующих кораблей, или же она войдет в зону действия гидроакустического пикета. Однако и этот способ борьбы имеет два серьезных недостатка. Во-первых, если подводная лодка уже находится на поверхности, значит, она, по-видимому, запустит ракету до того, как ее можно будет уничтожить. Во-вторых, новейшие подводные лодки будут запускать свои ракеты в погруженном состоянии. Несмотря на то что взлетающая из-под воды ракета позволит с помощью радиолокационных или инфракрасных устройств приближенно зафиксировать позицию подводной лодки и приблизиться к ней, все же ракета будет с нее запущена и цель уничтожена.

В настоящее время все единодушно сходятся на том, что идеальным оружием для внезапного нападения является БРСД, запускаемая с подводной лодки. Подводная лодка до запуска ракет считается неуязвимой. Некоторые руководители ВМС полагают, что лучшим способом борьбы с подводными лодками является уничтожение их баз. Они основывают свои аргументы на том, что при наличии ядерного оружия уничтожение баз подводных лодок не представит трудностей. Однако та-

кая теория не учитывает самой сути возрождения заинтересованности к подводному ведению войны. Маловероятно, что подводные лодки будут использоватьсь для нападений на морских коммуникациях, как это было во время второй мировой войны, за исключением только ограниченных локальных войн. Основное направление их использования заключается в том, что они являются носителем оружия дальнего действия против континентальных целей, которые не могут быть уничтожены с помощью наземных БРСД, или против удаленных целей, которые можно успеть защитить от МБР за время их длительного полета. Подводные лодки позволяют вернуться к предложенному немцами способу ведения войны с помощью баллистических ракет с использованием мобильных баз, в соответствии с которым стартовые позиции ракет «Фау-2» выбирались на перекрестках дорог, устанавливались пусковые устройства, ракеты запускались, а затем весь расчет уходил в укрытие, прежде чем мог быть нанесен ответный удар.

За исключением БРСД «Юпитер», а также предложений о запуске ракет с железнодорожных платформ, современные баллистические ракеты не обладают такой мобильностью, и в настоящее время идея мобильных баз, очевидно, не находит сторонников, судя по решению перейти на подземные базы для ракет «Минитмен». Основное назначение подводной лодки в системе вооруженных сил — играть роль мобильной, легко укрываемой базы для запуска баллистических ракет. Единственное эффективное средство борьбы с подводными лодками противника заключается, по-видимому, в применении тактики футбола, т. е. необходимо вступить в соревнование с противником, противопоставить его подводным лодкам свои подводные лодки и неотступно следить за каждой подводной лодкой, появляющейся в пределах досягаемости БРСД. Если подводная лодка противника готовится к запуску ракет, она должна быть уничтожена. Необходимо, по-видимому, иметь повсеместно как наземные, так и подводные ракетно-ядерные средства.

Способом обороны против МБР является их уничтожение. Как можно уничтожить боевую головку МБР, прежде чем она достигнет цели? Уже разработаны противоракетные снаряды, которые могут быть

использованы против крылатых ракет, имеющих дозвуковую или небольшую сверхзвуковую скорость, позволяя даже непосредственный перехват баллистических ракет ближнего действия. В настоящее время существует настоятельная необходимость в ракетах для перехвата МБР; такие антиракеты должны обладать



Рис. 56. Первоначальный вариант антиракеты «Ника-Зевс» и ее пусковая установка на полигоне Уайт Сэндз

способностью мгновенного запуска и иметь скорость в конце активного участка полета, сравнимую со скоростью МБР. Более того, антиракета должна иметь очень высокие маневренность и точность наведения, чтобы ее полет можно было корректировать даже после запуска.

При наличии высоких скоростей необходимая маневренность антиракет требует новой техники управления.

Уничтожение МБР зависит от совершенства антиракет. Ракеты такого типа уже разрабатываются, примером может служить ракета «Ника-Зевс» (рис. 56). Как бы ни была совершенна антиракета, необходима целая система противоракетной обороны (ПРО). В функции системы ПРО входят: обнаружение МБР противника, опознавание ее, вычисление ее траектории, подготовка

к запуску и запуск антиракет. Весь этот процесс требует очень сложной аппаратуры и наличия станций раннего предупреждения, удаленных на тысячи километров от центрального командного пункта и вычислительного центра.

На базах противоракет «Ника-Зевс» сама антиракета составляет только небольшую часть ракетного комплекса, который включает радиолокатор обнаружения и сопровождения цели, радиолокатор слежения, систему слежения за ракетой и командного наведения, счетно-решающее устройство, системы запуска ракет и их предстартовой проверки.

Трудность перехвата боевой головки ракеты заключается не только в выделении ее среди массы ложных целей, но и в достаточно быстром опознавании ее. Кроме того, необходимо вычислить траекторию боевой головки ракеты, с тем чтобы можно было определить ее цель и запустить антиракету. В идеальном случае антиракета должна осуществить перехват на встречном курсе, т. е. она должна взорваться на пути летящей боевой головки МБР и уничтожить ее на возможно большем расстоянии от цели. В задачу системы противоракетной обороны входит несколько определенных последовательных операций: обнаружение и переход на режим сопровождения цели, опознавание и слежение, перехват и уничтожение. Первой и наиболее важной операцией является обнаружение, так как при недостаточно быстром обнаружении боевой головки МБР противника вся система становится бесполезной.

Если система ПРО должна быть приведена в действие, необходимо располагать временем для предстартовой подготовки и запуска антиракеты. Даже для ракет на твердом топливе необходима предстартовая подготовка систем наведения и управления, механизма взвешивания и взрывателя. При простейшем устройстве ракетных систем предстартовая подготовка занимает несколько минут.

На рис. 57 показана зависимость между временем полета и дальностью современных баллистических ракет. Для МБР, имеющей дальность порядка 10 000 км, и БРСД с дальностью от 2900 км до 3700 км время полета составляет примерно 30 мин и 15 мин соответственно.

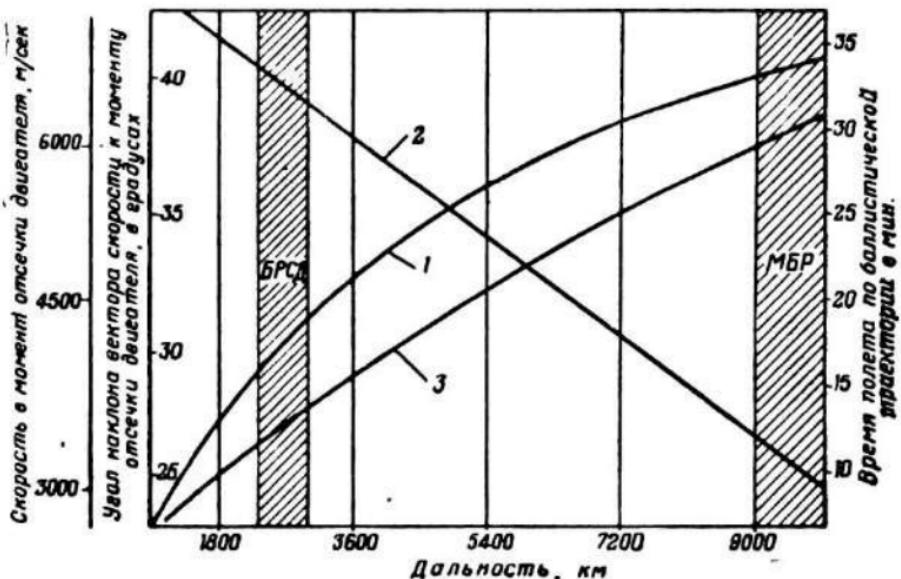


Рис. 57. Характеристики траекторий баллистических ракет
 1 — скорость в момент отсечки двигателя, 2 — угол наклона вектора скорости, 3 — время полета ракеты

На нисходящей ветви баллистической траектории полета скорость боевой головки ракеты такова, что непосредственно перед входом в атмосферу она приблизительно равна скорости ракеты в конце активного участка полета. Для БРСД эта скорость соответствует 4500 м/сек, а для МБР — 6600 м/сек. Следует иметь в виду также, что БРСД входит в атмосферу под углом около 35°, а МБР — под углом около 25°.

Таким образом, проблема обнаружения сводится к возможно более раннему получению сведений о боевой головке с момента старта баллистической ракеты. Время здесь является жизненно важным фактором, так как баллистическая ракета приближается к цели со скоростью от 270 км/мин (для БРСД) до 400 км/мин (для МБР). Идеальным случаем будет обнаружение ракеты сразу же после отрыва ее от стартового стола, но это нелегко сделать, не располагая далеко выдвинутыми постами обнаружения, разведывательными самолетами или искусственными спутниками.

Типовая траектория баллистической ракеты с дальностью 8000 км представлена на рис. 58. Полет к цели баллистической ракеты можно подразделить на три

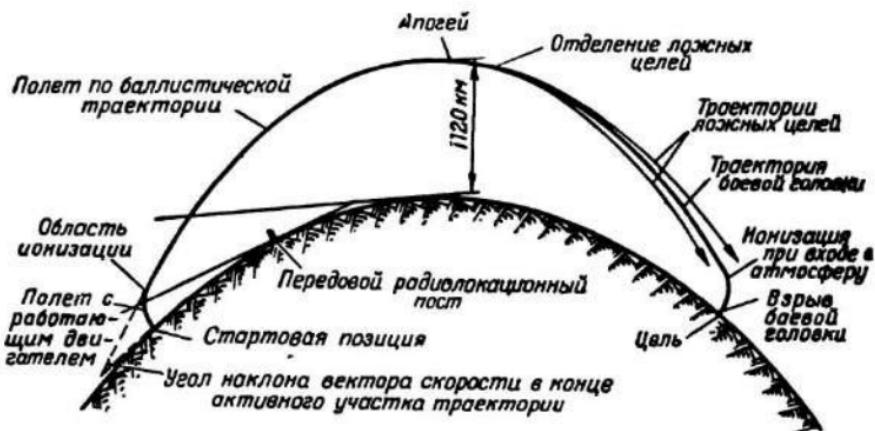


Рис. 58. Типовая траектория баллистической ракеты с дальностью действия 8000 км

стадии: полет с работающим двигателем (активный участок траектории), полет по баллистической траектории и вход в атмосферу. Тот факт, что Земля имеет искривленную поверхность, а радиолокаторы могут работать в пределах прямой видимости, означает, что даже в том случае, когда радиолокатор обнаружения и сопровождения цели установлен на базе, расположенной вблизи района запуска, кривизна Земли будет скрывать от него полет баллистической ракеты до тех пор, пока она не пролетит значительный участок своей траектории.

Однако возможно, что противник использует запуск БРСД против радиолокационных станций раннего предупреждения непосредственно перед запуском МБР.

Для борьбы с подводными лодками-ракетоносцами вдоль восточного и западного побережий США воздвигается «занавес Цезаря». Этот «занавес» состоит из подводных акустических станций, заключенных в пластмассовые корпуса, которые имеют кабельную связь с береговыми станциями управления и могут обнаруживать подводные лодки противника на расстоянии не менее 160 км. Данные системы обнаружения передаются самолетам, вооруженным ракетами класса «воздух — поверхность», что позволяет удерживать подводные лодки на необходимом удалении от важнейших целей.

Систему ПРО смогли бы преодолеть только сверхдальние баллистические ракеты. Запускаемые по более

высоким траекториям, которые не являются оптимальными, эти ракеты могут приближаться к цели с обратной стороны, совершая полет вокруг Земли. Поскольку характеристики системы наведения и двигательных установок ракет, предназначенных для полета по траектории такого типа, засекречены, в данной книге рассматриваются баллистические ракеты только первого и второго поколений. Однако как только будут разрешены проблемы наведения и управления баллистических космических ракет и управляемый вход в атмосферу ракет, запускаемых со спутников, системы ПРО должны будут предусматривать отражение атак почти с любого направления.

В настоящее время построены радиолокаторы, которые могут обнаруживать баллистическую ракету на расстоянии до 800 км и определять ее координаты с точностью 9 угл. сек, хотя еще не в реальном масштабе времени. После обнаружения следящий радиолокатор должен сопровождать ракету и передавать данные слежения в счетно-решающие устройства для точного вычисления траектории. Траектория в космическом пространстве должна вычисляться с точностью, намного превышающей точность определения текущих координат объекта. Для этого необходима чрезвычайно быстрая обработка данных в реальном масштабе времени, а это требует тщательного программирования и соответствующего счетно-решающего оборудования. Кроме того, необходимы новые методы измерения в реальном масштабе времени азимута, угла возвышения, расстояния до цели с помощью существующих радиолокаторов, имеющих высокую разрешающую способность. Располагая лучшими образцами средств обнаружения МБР, после того как она оторвется от пускового стола, система ПРО будет располагать только 30 мин. За этот промежуток времени первым шагом после обнаружения МБР будет определение радиолокатором слежения параметров ее траектории. Учитывая подобие многих баллистических траекторий ракет дальнего действия, для определения траектории МБР необходима серия наблюдений, что может занять примерно 5 мин.

После этого должна запускаться антиракета. При использовании ракет на твердом топливе предстартовая подготовка различных вспомогательных систем

займет еще 5 мин. Спустя 10 мин после запуска носовой конус МБР будет приближаться к апогею своей траектории на высоте около 1120 км над поверхностью земли. Если в это время будет запущена антиракета, то перехват произойдет 10 мин спустя, когда носовой конус МБР будет находиться на нисходящей ветви траектории на расстоянии примерно 3200 км от цели.

Так может выглядеть идеальный перехват, при котором ядерные боевые головки подрываются далеко за пределами атмосферы и на достаточно далеком расстоянии от цели. Маловероятно, чтобы в действительности перехват протекал так гладко. Следует иметь в виду, что боевая головка будет снабжена системой противодействия антиракете, включая ложные приманки — ракеты, запускаемые впереди МБР, и радиолокационные отражатели, сбрасываемые с последней ступени ракеты или с самой головной части. Если после отделения головной части ее носитель, топливные баки и двигатели распадаются под действием, например, центробежной силы или взрывных болтов, то рой этих осколков может иметь фронтальную площадь размером 50×50 км, причем их беспорядочное распределение может совпасть с усредненной траекторией боевой головки. Поэтому обнаружение в этом случае не будет простой задачей. Ложные приманки будут давать отражение на экранах радиолокаторов и создавать тепловое излучение, а сама головная часть перед входом в атмосферу может быть охлаждена с помощью холодильных устройств и не будет обнаружена приемниками инфракрасного излучения.

Если головную часть нельзя обнаружить среди ложных приманок, ее еще возможно опознать во время входа в атмосферу, так как плотность носового конуса будет выше, чем у ложных приманок, и он будет иметь характерную траекторию входа в атмосферу. Конечно, такое опознавание зависит от возможностей счетно-решающего устройства, с помощью которого необходимо определить траекторию МБР до сброса ложных приманок. Ложные приманки можно выбросить сразу же после прекращения работы двигателя, но это нецелесообразно. Их будут выбрасывать, по-видимому, в тот момент, когда МБР входит в зону ПРО, а именно в зону действия радиолокаторов обнаружения, которые не смогут раз-

личить ракету среди нескольких летящих тел. Даже корпус ракеты будет служить ложной приманкой. Как и при запуске искусственных спутников, последняя ступень ракеты может лететь ниже головной части, и, возможно, ее потребуется уничтожить антиракетой до того, как вторая антиракета перехватит боевую головку.

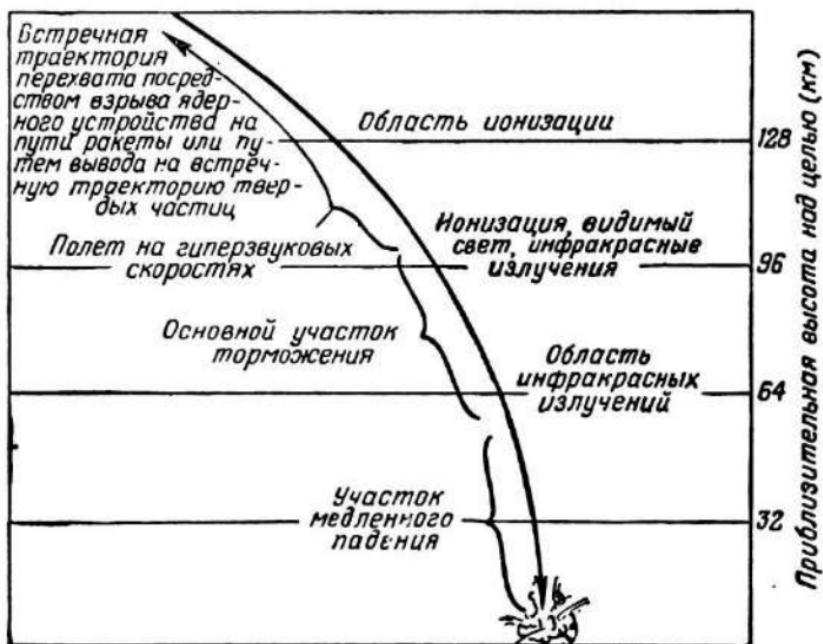


Рис. 59. Характеристики входа в атмосферу головной части баллистической ракеты

При наличии ложных приманок следует задержать запуск антиракеты до уверенного опознавания головной части.

При таких обстоятельствах перехват будет происходить ближе к цели. Однако перехват головной части МБР во время входа в атмосферу рискован и сложен. При близком перехвате существует опасность взрыва боевой головки, так как ее взрыватель, реагирующий на изменение параметров внешней среды, может сработать, например, при повышении температуры, вызванном антиракетой, в добавление к нагреву головной части во время входа в атмосферу. Радиоактивные осадки, выпадающие после ядерного взрыва, могут достигнуть района цели и нанести ущерб даже при отсутствии непосредст-

венных тепловых и взрывных воздействий. Это обуславливается характеристиками входа в атмосферу, представленными на рис. 59. Летящая головная часть МБР совершает пологое пикирование в направлении к цели, затем траектория делается круче, и боевая головка падает почти вертикально на цель. Если перехват соверша-



Рис. 60. Типичные физические явления, связанные с возвращением в атмосферу головной части баллистической ракеты

ся в период входа в атмосферу, боевая головка может находиться почти над самой целью, и взрыв ее на высоте 65—80 км может иметь по меньшей мере неприятные последствия.

Боевую головку можно обнаружить во время входа в атмосферу по некоторым характерным признакам (рис. 60). На рисунке показан один из вариантов формы головной части. В передней части она имеет пластмассовый слой толщиной 100—150 мм. Пластмассовый слой по мере удаления от носовой части, т. е. там, где степень нагрева меньше, переходит в слой пласти массы и асбеста. Все это смонтировано на металлической кон-

струкции, внутри которой расположены боевая головка, механизм взведения, взрыватель и система радиопротиводействия. Входящая в атмосферу головная часть создает интенсивную головную ударную волну. Позади головной волны находится ударный слой с очень высокой температурой и сильно ионизированным воздухом. Молекулы воздуха создают излучение в видимой части спектра. Предусматривается создание ламинарного пограничного слоя, так как любая турбулентность увеличивает передачу тепла головной части.

Для уменьшения нагрева боевой головки часть пластмассового покрытия должна аблировать во время входа в атмосферу. Обнаружение носового конуса облегчается благодаря образованию цилиндрического слоя ионизированного газа в воздушном потоке за головной частью (такие слои могут давать очень сильные отраженные сигналы на экранах радиолокаторов), сильно нагретых светящихся участков воздуха перед головной частью, которые могут быть использованы для визуального слежения, и многих участков инфракрасного излучения, которые также могут использоваться для слежения.

Во время наблюдения за входом в атмосферу головной части ракеты «Юпитер» проводились спектральные и радиометрические измерения. Были обнаружены все три части ракеты: головная часть, корпус ракеты и приборный контейнер, и проводилось слежение за ними. Они ярко светились; слежение за ними осуществлялось с помощью приемников инфракрасного излучения до тех пор, пока они не разрушились от нагрева при входе в атмосферу или не упали в Атлантический океан.

После того как летящее тело обнаружено, трудность заключается в опознании его. Обнаружение обязательно должно стать автоматическим процессом, во время которого обнаруживающие устройства должны поддерживать связь с центральным вычислительным пунктом, где будет решаться вопрос о моменте перехвата. Надо отличать боевую головку ракеты от вторжения в атмосферу метеорита, близкого прохождения небесного тела или входа в атмосферу потерянного спутника. Опознавание носового конуса во время входа в атмосферу можно было бы осуществлять с помощью спектрального анализа.

Еще более серьезным является тот факт, что по мере успехов в освоении космоса, в результате которых запускается все большее количество космических аппаратов, в космическом пространстве будет находиться некоторое количество различных предметов.

Многие из них будут обращаться какое-то время по орбитам. Время от времени эти остатки космических аппаратов будут входить в земную атмосферу, и их ошибочно можно принять за МБР противника. Необходимо также учитывать возможные ошибки при испытаниях ракет.

Перехват головной части ракеты противника может быть осуществлен несколькими путями. Предпочтительным является ядерный взрыв на ее пути, который ухудшит условия входа в атмосферу. Возможность подрыва ядерных боевых зарядов в космическом пространстве была доказана во время испытаний над островом Джонстон в Тихом океане, где для этой цели использовались ракеты «Редстоун», и во время испытаний в Атлантическом океане, где использовалась экспериментальная ракета X-17A (рис. 61). Кроме теплового разрушения защитных покрытий головной части, поток нейтронов, освободившийся в результате ядерного взрыва, может подорвать боевую часть МБР.

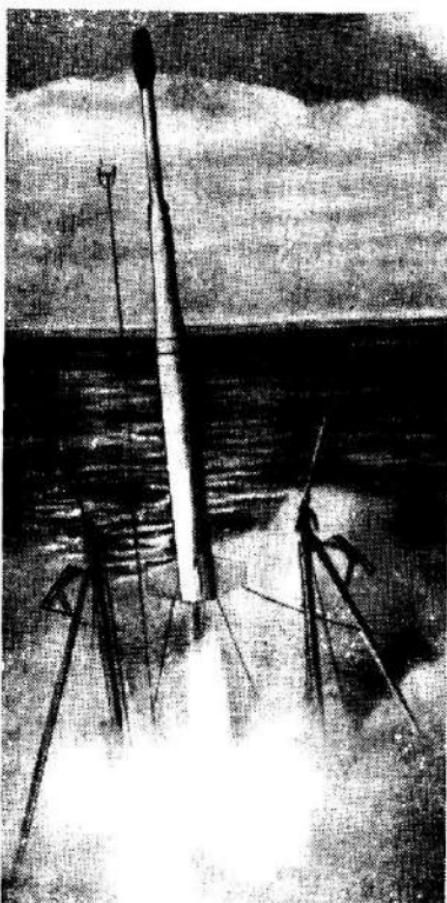


Рис. 61. Ракета «Локхид» X-17А, запущенная с корабля США «Нортон Саунд» в 1958 г. для проверки возможности уничтожения ядерных боевых головок в космическом пространстве

экспериментальная ракета X-17A. Кроме теплового разрушения защитных покрытий головной части, поток нейтронов, освободившийся в результате ядерного взрыва, может подорвать боевую часть МБР.

Другим вариантом уничтожения головной части МБР является попытка перехвата во время входа в атмосферу. В этом случае район, на который была нацелена МБР, может пострадать от выпадения радиоактивных осадков.

Для перехвата боевой головки МБР может быть также использован принцип дробового ружья, т. е. насыщение встречной траектории твердыми частицами. Эти частицы должны лететь почти с такой же скоростью, что и МБР, поэтому они будут иметь высокую относительную скорость при встрече с боевой головкой. Такой способ может быть использован для перехвата как головной части, так и ложных приманок, т. е. по существу всех предметов, которые будут двигаться по баллистической траектории к цели от какой-то точки запуска. Твердое вещество должно быть распространено на большую площадь, и в этом случае успех перехвата зависит от плотности завесы из твердых частиц. Многое при этом способе зависит от размеров антиракеты и величины ее полезной нагрузки. Потребуются, по-видимому, ракеты, имеющие размеры МБР. Именно здесь могли бы пригодиться новые МБР на твердом топливе типа «Минитмэн».

Война баллистическими ракетами должна заключаться в использовании всех средств для достижения победы одним ударом. Второго шанса, возможно, не представится. Для обеспечения успеха при нанесении ракетного удара по противнику силы МБР должны быть настолько велики, чтобы на территории противника дезорганизовать систему ПРО не только городов, но и баз МБР, БРСД и радиолокационных станций раннего предупреждения.

По сигналу военного нападения должны быть уничтожены все службы и средства обороны: штабы управления, обнаруживающие устройства, огневые позиции ракет, подводные лодки в море, самолеты в воздухе и разведывательные спутники в космическом пространстве. Для этого необходимо осуществить повсеместное нападение с помощью обычных военных самолетов, противолодочных снарядов и торпед, БРСД, МБР и ракет, предназначенных для уничтожения искусственных спутников Земли. Поэтому любая система

ПРО должна являться составной частью комплекса средств обороны страны против всех форм военного нападения.

Ракеты, которые могут обеспечить перехват только на стадии входа в атмосферу, не отвечают требованиям обороны против МБР. Непригодны также для этой цели существующие зенитные ракеты. Во-первых, потому, что размеры зенитных ракет весьма ограничены, и, во-вторых, потому, что запуску должно предшествовать опознавание МБР. При идеальной системе ПРО запуск антиракеты должен производиться сразу же после обнаружения приближающейся МБР, с тем чтобы как можно раньше антиракета легла на встречный курс, а корректировка курса производилась бы сигналами с наземной станции. Таким путем можно уничтожить несколько случайных метеоритов, но есть уверенность, что ни одна боевая головка ракеты противника не проникнет на близкое расстояние к городам-целям. Однако в этом случае возникает серьезная проблема. Антиракета с ядерной боевой головкой, летящая по встречному курсу, может достигнуть в конце концов территории потенциального противника. Если она была запущена в результате ложной тревоги, следует предусмотреть подрыв антиракеты в полете задолго до того, как она может быть обнаружена потенциальным противником, чтобы избежать ответных действий с его стороны.

Одной из самых больших трудностей в системе ПРО является определение координат приближающейся головной части в реальном масштабе времени. В настоящее время полигонные установки имеют возможность получать текущие координаты цели с помощью синус-косинусных потенциометров, имеющих невысокую точность и установленных на выходном валу радиолокаторов. В противном случае для получения точных данных потребуется слишком большое количество времени для выполнения необходимых вычислений. Существуют возможности применения более совершенных радиолокационных систем, для которых уже имеется соответствующее оборудование, однако до сих пор такие системы еще не используются. Поэтому, хотя приближающаяся головная часть МБР противника и может быть обнаружена на очень больших расстояниях, нельзя определить точно ее положение и невозможно построить ее

траекторию с достаточной точностью в реальном масштабе времени. То же самое относится, конечно, и к направленной на перехват антиракете. Для совершенствования системы ПРО необходимы значительные улучшения аппаратуры для определения текущих координат ракет противника и антиракет.

Кроме радиолокатора обнаружения большой мощности (три таких радиолокатора могут сканировать местность в пределах примерно 45°) необходим также радиолокатор сопровождения ракеты. Данные о положении ракеты получают именно с помощью такого следящего радиолокатора. Хотя точность определения координат ракеты по данным радиолокационных станций недостаточна, эта точность еще более снижается при высокой скорости цели. Кроме того, радиолокатору могут быть созданы помехи. Детекторам инфракрасного излучения нельзя создать помех, но зато они неэффективны в плохую погоду. Обнаружение и слежение с помощью инфракрасных устройств может быть эффективным только в том случае, если эти системы установлены на самолетах, летящих на больших высотах или на разведывательных спутниках.

Проект «Мидас» — система оповещения о запуске ракет противника — предусматривает установку инфракрасных сканирующих устройств на искусственном спутнике Земли с целью обнаружения МБР сразу же после ее запуска. Спутник этого типа может быть запущен на стационарную орбиту с суточным периодом обращения для наблюдения за одним участком земной поверхности. Для просматривания всей поверхности Земли понадобится несколько спутников. Если противник знает о существовании спутника-разведчика, то он легко может вывести спутник из строя путем создания завесы из твердых частиц на его орбите еще до запуска МБР.

Резюмируя, можно сказать, что требования к антиракете заключаются в следующем: высокая скорость полета, обеспечивающая антиракете по меньшей мере дальность БРСД; готовность к немедленному запуску в любое время, для чего антиракета должна иметь ракетный двигатель на твердом топливе; работоспособность системы наведения независимо от погоды и электромагнитных условий в атмосфере; невосприимчивость к

солнечным бурям и мерам радиопротиводействия противника.

Антиракета может быть запущена не только с наземных баз, но и с самолетов или с искусственных спутников. Это дает возможность запускать антиракету с более близкого расстояния к стартовым позициям противника. Патрульные самолеты, вооруженные антиракетами, будут являться частью системы раннего обнаружения, располагающей как инфракрасными устройствами, так и радиолокационными станциями; от этих самолетов будет исходить первая попытка остановить МБР. Если эта попытка потерпит неудачу, тогда будет приведена в действие система антиракет дальнего действия, запускаемых с наземных баз. Наконец, возможна еще и третья попытка перехвата МБР в момент ее входа в атмосферу.

Подводя итог, следует отметить, что в настоящее время еще не создана удовлетворяющая всем требованиям система обороны против МБР. Если предположить возможность ракетно-ядерной войны, то самое лучшее, что можно сделать, — это обречь себя на жизнь в изолированных подземных городах (которые еще должны быть построены) и дышать в них искусственным воздухом. Но не лучше ли стать немножко мудрее и принять меры к тому, чтобы баллистические ракеты дальнего действия никогда не были запущены? Тогда эти ракеты можно было бы использовать в качестве ускорителей для запуска в космос контейнеров с исследовательской аппаратурой и космических кораблей с человеком на борту.

О Г Л А В Л Е Н И Е

Стр.

<i>Глава 1. Программа создания баллистических ракет</i>	5
<i>Глава 2. Арсенал баллистических ракет</i>	28
Ракета „Редстоун“	28
Ракета „Юпитер“-С	31
Ракета „Юпитер“	33
Ракета „Юнона“	36
Ракета „Тор“	38
Ракета „Атлас“	46
Ракета „Титан“	52
Ракета „Поларис“	55
<i>Глава 3. Траектории</i>	63
<i>Глава 4. Конструкция ракеты</i>	93
<i>Глава 5. Головная часть ракеты</i>	155
<i>Глава 6. Обеспечение</i>	178
<i>Глава 7. Противоракетная оборона</i>	233

Э. Бургесс

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ ДАЛЬНЕГО ДЕЙСТВИЯ
М., ВОЕННИЗДАТ, 1963. 256 с.

Редактор Мараказов А. И.

Художник Самсонов Ю. В.

Технический редактор Кокина Н. Н.

Корректор Канторович Г. А.

Сдано в набор 19.6.63 г.

Подписано в печать 7.9.63 г.

Формат бумаги 84×108^{1/2}—8 печ. л.=13,12 усл. печ. л.—12,97 уч.-изд. л.

Тираж 8.500 ТП 1963 г.—254

Изд. № 10/4707

Зак. 1103

1-я типография

Военного издательства Министерства обороны СССР
Москва, К-б, проезд Скворцова-Степанова, дом 3

Цена 80 коп.

80 коп.

Э. Бургес

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ ДАЛЬНЕГО ДЕЙСТВИЯ