

Ю. М. НИКОЛАЕВ, Ю. С. СОЛОМОНОВ

ИНЖЕНЕРНОЕ
ПРОЕКТИРОВАНИЕ
УПРАВЛЯЕМЫХ
БАЛЛИСТИЧЕСКИХ
РАКЕТ С РДТТ

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1979

ББК 68.50
Н63
УДК 623.451.8 (024)

Н63 **Николаев Ю. М., Соломонов Ю. С.**
Инженерное проектирование управляемых бал-
листических ракет с РДТТ.—М.: Воениздат, 1979.—
240 с., ил.

В пер.: 80 к.

В книге излагаются методы проектирования управляемых баллисти-
ческих ракет с ракетными двигателями на твердом топливе, используе-
мые в основном на начальной стадии проектирования ракетного комп-
лекса. Показано значение этих методов для обоснования решений, за-
кладываемых в разработку ракеты, и уточнения возможных значений ее
летно-технических характеристик.

Книга рассчитана на специалистов, работающих в области ракетной
техники, а также на слушателей и студентов старших курсов высших
учебных заведений, знакомых с основами проектирования ракет.

Приведенные в книге материалы базируются на данных, опубли-
кованных в открытой отечественной и зарубежной печати.

Н $\frac{11204-147}{068(02)-79}$ 83-79

ББК 68.50
355.71

© Воениздат, 1979

Юрий Михайлович Николаев, Юрий Семенович Соломонов

ИНЖЕНЕРНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ УПРАВЛЯЕМЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ С РДТТ

Редактор *Л. Н. Мурзаев*

Художник *Л. Н. Наумов*

Художественный редактор *Н. Б. Попова*

Технический редактор *Г. В. Дьякова*

Корректор *Н. В. Прилуцкая*

ИБ № 402

Г-22685	Сдано в набор 05.07.78.	Подписано в печать 07.03.79.
Формат 84×108/32. Бумага типографская. Гарнитура литературная. Высокая печать.		
Печ. л. 7½. Усл. печ. л. 12,60. Уч.-изд. л. 12,425. Тираж 5500 экз.		
Изд. № 6/2364	Зак. 6564	Цена 80 к.

Воениздат
103160, Москва, К-160

Предисловие	5
Глава 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТАХ	6
1. Основные требования, предъявляемые к УБР	6
2. Краткие сведения об устройстве и полете УБР	10
3. Этапы создания УБР и задачи, решаемые при проектировании	24
4. Понятие об эффективности ракетных комплексов и критериях ее оценки	28
Глава 2. ОСНОВЫ ТЕОРИИ ПОЛЕТА УБР	39
1. Полет УБР на пассивном участке траектории	39
2. Полет УБР на активном участке траектории	47
3. Энергетические возможности и максимальная дальность	57
полета УБР	57
4. Точность попадания ГЧ в цель	67
5. Основные понятия о динамических свойствах УБР	77
Глава 3. ХАРАКТЕРИСТИКИ СОСТАВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ УБР С РДТТ	84
1. Головная часть, комплекс средств преодоления ПРО и система управления УБР	84
2. Твердые ракетные топлива и их основные характеристики	92
3. Ракетные двигатели на твердом топливе	102
4. Органы управления ракет с РДТТ	131
5. Характеристики применяемых в ракетостроении материалов	138
Глава 4. ПОДГОТОВКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ	147
1. Задачи и содержание баллистического проектирования	147
2. Формирование полезной нагрузки	150
3. Оценка области значений основных характеристик УБР	157
4. Некоторые особенности выбора отдельных принципиальных и конструктивных решений	165
5. Особенности выбора твердого топлива	175
Глава 5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ УБР	185
1. Проектные параметры и методы их определения	185
2. Анализ геометрических и массовых характеристик ракет с РДТТ	192
3. Приближенный баллистический анализ УБР	221
4. Влияние изменения отдельных параметров на летно-технические характеристики УБР	228
Список литературы	241

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	4
Глава 1	
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТАХ	
1. Основные требования, предъявляемые к УБР	5
2. Краткие сведения об устройстве и полете УБР	9
3. Этапы создания УБР и задачи, решаемые при проектировании	23
4. Понятие об эффективности ракетных комплексов и критериях ее оценки	27
Глава 2	
ОСНОВЫ ТЕОРИИ ПОЛЕТА УБР	
1. Полет УБР на пассивном участке траектории	38
2. Полет УБР на активном участке траектории	46
3. Энергетические возможности и максимальная дальность полета УБР	56
4. Точность попадания ГЧ в цель	66
5. Основные понятия о динамических свойствах УБР	76
Глава 3	
ХАРАКТЕРИСТИКИ СОСТАВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ УБР С РДТТ	
1. Головная часть, комплекс средств преодоления ПРО и система управления УБР	83
2. Твердые ракетные топлива и их основные характеристики	91
3. Ракетные двигатели на твердом топливе	101
4. Органы управления ракет с РДТТ	130
5. Характеристики применяемых в ракетостроении материалов	137
Глава 4	
ПОДГОТОВКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ	
1. Задачи и содержание баллистического проектирования	146
2. Формирование полезной нагрузки	149
3. Оценка области значений основных характеристик УБР	156
4. Некоторые особенности выбора отдельных принципиальных и конструктивных решений	164
5. Особенности выбора твердого топлива	174
Глава 5	
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ УБР	
1. Проектные параметры и методы их определения	184
2. Анализ геометрических и массовых характеристик ракет с РДТТ	191
3. Приближенный баллистический анализ УБР	220
4. Влияние изменения отдельных параметров на летно-технические характеристики УБР	227
Список литературы	240

ПРЕДИСЛОВИЕ

Проектирование управляемых баллистических ракет является сложным и ответственным этапом их разработки, в процессе которого приходится решать взаимосвязанные задачи по ракете в целом и ее отдельным системам и элементам. Этот процесс предполагает систематизацию и обобщение накопленного опыта ракетостроения и разработку новых методов комплексного анализа ракеты, более полно учитывающих взаимовлияние отдельных технических решений.

В данной книге сделана попытка изложить содержание методов проектирования управляемых баллистических ракет с РДТТ, используемых в инженерной практике на начальной стадии проектирования.

В гл. 1 приводятся общие сведения об управляемых баллистических ракетах, этапах и задачах проектирования, а также дается понятие об эффективности ракетных комплексов.

В гл. 2 излагаются основы теории полета баллистических ракет и управления ими в объеме, необходимом для рационального выбора основных проектных параметров ракеты при баллистическом проектировании.

В гл. 3 содержатся основные сведения по устройству и принципу действия основных узлов и агрегатов ракеты с РДТТ, в том числе головных частей, систем управления, средств защиты от ПРО и систем, обеспечивающих их функционирование, твердотопливных зарядов, а также органов управления и стабилизации.

В последующих главах подробно анализируется этап подготовки и обоснования основных исходных данных для баллистического проектирования, раскрываются задачи и содержание этой важной стадии процесса проектирования ракеты в целом.

Применительно к особенностям некоторых типовых принципиальных и конструктивных схем ракет и ее элементов приводятся проектировочные методы проведения энергомассового, геометрического и баллистического анализов, позволяющих установить связь между основными проектными параметрами ракеты и ее летно-техническими характеристиками.

Приведенные в книге цифровые и фактические данные базируются на материалах открытой отечественной и зарубежной печати.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТАХ

Управляемой баллистической ракетой (УБР) принято называть беспилотный летательный аппарат, снабженный ракетными двигателями и системой управления (СУ) и предназначенный для доставки головной части (ГЧ) к цели по траектории, которая на основной своей протяженности представляет собой траекторию полета свободно брошенного тела.

УБР является составной частью ракетного комплекса (РК), в который также входят агрегаты наземного пускового оборудования, обеспечивающие подготовку к пуску и пуск ракеты. Поэтому проектирование УБР нельзя рассматривать в отрыве от проектирования РК.

Процесс создания УБР весьма сложен и многогранен. Содержание этого процесса определяется требованиями, предъявляемыми к разрабатываемым УБР и РК в целом, а также принятыми принципиальными и конструктивными решениями, определяющими устройство и функционирование ракет в полете и эффективность их действия у цели. Рассмотрим основные этапы разработки и задачи, решаемые при проектировании УБР.

1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К УБР

Особенности целевого назначения, принципы боевого применения, тип пусковой установки и другие признаки, определяющие различные виды РК, обуславливают специфические требования к ракете. Однако, несмотря на возможные различия, всю совокупность требований к УБР можно условно подразделить на общие, эксплуатационные и производственно-экономические.

К общим принято относить требования, определяющие такие важнейшие показатели, как дальность полета, тип и

состав ГЧ и комплекса средств преодоления (КСП) ПРО, точность попадания в цель и надежность.

В зависимости от выполняемых задач и максимальной дальности полета УБР принято делить на тактические и стратегические.

Тактические ракеты могут иметь максимальную дальность полета от нескольких десятков до нескольких сот километров.

Баллистические ракеты стратегического назначения в зависимости от дальности полета делятся на ракеты среднего действия (БРСД) и ракеты дальнего действия (БРДД). Максимальная дальность полета БРДД достигает 10—12 тыс. км.

Для каждого типа УБР кроме максимальной дальности полета задается и минимальная дальность полета. Требования к максимальной и минимальной дальностям полета УБР являются важными, так как они влияют на ее габаритные, массовые и энергетические характеристики и схемно-конструктивные решения.

Особенности боевого применения и эксплуатации РК определяют требования к ГЧ и КСП ПРО, точности попадания в цель, а также габаритные и массовые показатели УБР. Из материалов иностранной печати известно, что пуск тактических ракет осуществляется, как правило, с подвижных пусковых установок, в то время как пуск стратегических ракет может производиться как из стационарных установок, так и с подвижных средств.

Указанные особенности по-разному определяют пути решения задач, связанных с обеспечением выживаемости ракеты с различными пусковыми установками.

По мнению зарубежных специалистов, современные УБР должны оснащаться как моноблочными ГЧ, содержащими одну боевую часть с достаточно высокой мощностью ядерного боевого заряда (величина тротилового эквивалента может достигать одной мегатонны), так и разделяющимися ГЧ, состоящими из нескольких боевых частей с мощностью ядерного боевого заряда значительно (в несколько раз) меньшей, чем мощность моноблочной ГЧ.

Боевые ракеты могут оснащаться ГЧ с ядерными и неядерными боевыми зарядами. Специфика применения разделяющейся ГЧ связана с необходимостью разведения боевых частей на определенные расстояния друг от друга. Возможные сочетания реализуемых расстояний разведения образуют зону разведения, которая может быть представлена в виде любой геометрической фигуры: круга, прямоугольника и т. д. Требования к числу боевых частей, составляю-

щих разделяющуюся ГЧ, размерам зоны их разведения во многом определяют решения, характеризующие устройство и функционирование ракеты в полете, и влияют на ее массовогеометрические характеристики. Применение моноблочных и разделяющихся ГЧ, по данным зарубежной печати, является характерным и для УБР, оснащаемых неядерными боевыми зарядами.

Современные УБР могут поражать объекты, защищаемые средствами ПРО. Для решения этой задачи ракеты требуется оснащать комплексом средств преодоления ПРО. Количественной оценкой эффективности применения КСП ПРО обычно служат или вероятность преодоления головной частью ПРО, или число антиракет, требующихся для поражения ГЧ. Оснащение ракеты средствами преодоления ПРО влияет на ее принципиальную и конструктивную схему.

Эффективность действия ГЧ помимо типа ГЧ или применяемого боевого заряда существенно зависит от точности ее доставки к цели. Поэтому к современным УБР предъявляются достаточно высокие требования по точности попадания в цель (около 1 км), и, по прогнозам иностранных специалистов, в связи с увеличением защищенности и уменьшением размеров объектов поражения, а также возможностью применения неядерных ГЧ требования по точности доставки ГЧ к цели будут еще более высокими. Учет этих требований во многом определяет выбор физических принципов работы СУ, ее приборную реализацию, а также накладывает ограничения на конструктивные параметры ГЧ и схему ее отделения от ракеты.

Разрабатываемая УБР должна обладать определенным уровнем надежности, под которой в широком смысле понимают совокупность свойств, обеспечивающих сохранение основных тактико-технических характеристик в требуемом диапазоне. Надежность ракеты обеспечивается на этапе разработки, контролем в процессе ее изготовления и выполнением требований в процессе ее эксплуатации. Надежность на этапе разработки ракеты подтверждается расчетами, автономными и комплексными наземными испытаниями отдельных узлов, агрегатов и ракеты в целом, летными испытаниями. Надежность современных УБР, по сведениям зарубежной печати, не превышает 0,9—0,95.

В качестве иллюстрации уровня общих требований, предъявляемых к современным УБР, в табл. 1.1 приведены основные тактико-технические характеристики некоторых зарубежных УБР с РДТТ.

Таблица 1.1

**Основные тактико-технические характеристики
некоторых зарубежных УБР с РДТТ**

№ по пор.	Тактико-технические характеристики	Ракеты						
		«Минит-мен-2»	«Минит-мен-3»	«Посейдон»	MSBS (M2)	SSBS (S2)	«Плутон»	«Першинг»
1	Максимальная дальность полета, км	11000	10000	4600	3000	3000	120	740
2	Мощность ядерного боевого заряда, Мт	1	0,17	0,04	0,5	—	До 0,1	До 0,4
3	Число боевых частей в составе ГЧ, шт.	1	3	10	1	1	1	1
4	Точность попадания в цель (предельное отклонение), км	1,3	0,9	1,3	—	—	1	0,9
5	Тип системы управления	Автономная, инерциальная						
6	Стартовая масса ракеты, т	33	35,4	29,5	20	32	2,5	4,6
7	Длина ракеты, м	18,2	18,2	10,4	10,7	14,8	7,6	10,3
8	Диаметр ракеты, м	1,88	1,88	1,88	1,5	1,5	0,65	1

Кроме рассмотренных выше общих требований, вытекающих из назначения РК и определяющих основные тактико-технические характеристики УБР, к УБР предъявляют требования, характеризующие возможность боевой эксплуатации ракеты в составе РК (эксплуатационные требования). К ним относятся: природно-климатические условия применения УБР, условия транспортирования и гарантийный срок эксплуатации.

К основным факторам, определяющим особенности эксплуатации УБР в различных природно-климатических условиях, относятся: температура и влажность воздуха (экстремальные значения и закон изменения по времени), максимальная скорость ветра, осадки (разновидность, интенсивность), прочность и состав грунта, биосреда.

Условия транспортирования определяют габаритные, массовые и компоновочные ограничения на ракету, а также характеризуются воздействием на ракету перегрузок,

значения которых зависят от типа транспортировочного средства.

Несмотря на различную физическую природу воздействия температурно-влажностных режимов, перегрузок и других внешних воздействий на характеристики УБР, в конечном счете они влияют на гарантийный срок ее эксплуатации, под которым понимают период времени, включающий хранение, транспортирование, проведение проверочных испытаний, подготовку к использованию по назначению, использование по назначению, техническое обслуживание и ремонт.

К эксплуатационным следует отнести также требования, определяемые типом пусковой установки. Так, применение УБР в составе подвижного РК наземного базирования, как правило, существенно ограничивает стартовую массу ракеты, в то время как пуск из шахтных устройств (подземных или на подводных лодках) в большинстве случаев ограничивает только габариты ракеты.

К основным производственно-экономическим требованиям относят:

- простоту и технологичность конструкции;
- обеспечение максимально возможной унификации и стандартизации применяемых узлов и деталей;
- использование недефицитных материалов.

Эти требования призваны обеспечить изготовление ракеты, отвечающей предъявляемым тактико-техническим и эксплуатационным требованиям при минимуме затрат.

Важное значение имеет стоимость разработки РК и ее продолжительность. Для создания ракеты выделяются определенные ассигнования, распределяемые по этапам разработки. В общей величине затрат на создание РК стоимость ракеты с РДТТ, как считают зарубежные специалисты, составляет 30—35%. Сроки создания ракеты определяются в основном двумя факторами: необходимостью создания РК с определенными тактико-техническими характеристиками и готовностью производственной, технологической и сырьевой баз к созданию такого РК.

2. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УСТРОЙСТВЕ И ПОЛЕТЕ УБР

В самом общем случае УБР с РДТТ состоит из ГЧ, КСП ПРО, отсека с аппаратурой СУ, двигателей маршевых ступеней, органов управления и некоторых других вспомогательных систем и устройств.

Траекторию полета УБР условно можно разделить на три характерных участка (рис. 1.1):

— активный участок полета с работающими двигателями (участок oa);

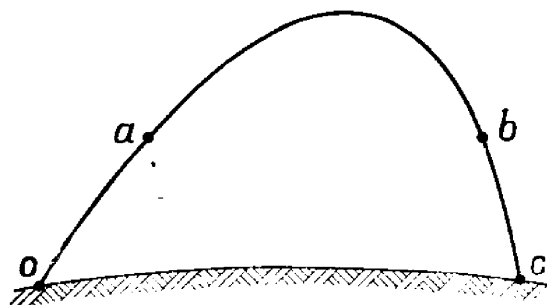


Рис. 1.1. Типовая траектория полета УБР

— свободный полет по баллистической траектории под действием практически только одной силы — силы тяжести (участок ab);

— участок снижения в плотных слоях атмосферы при подлете к цели (участок bc).

Более полные сведения об особенностях полета и устройства УБР можно получить, рассмотрев основные положения, характеризующие принципиальную и конструктивную схемы УБР.

Принципиальную схему УБР условимся характеризовать совокупностью принципов функционирования ракеты и ее основных систем при пуске и в полете.

К числу таких принципов обычно относят:

- способ пуска ракеты;
- способ разгона ракеты на активном участке;
- способ управления полетом ракеты по траектории и принцип действия СУ;
- способ создания управляющих сил;
- способ управления дальностью полета;
- способ формирования боевых порядков движения ГЧ (боевых частей) и элементов КСП.

Остановимся подробнее на наиболее известных способах и средствах, применяемых при выборе принципиальных схем современных зарубежных УБР.

Пуск УБР обычно осуществляется со специальной пусковой установки при вертикальном или наклонном положении ракеты. В зависимости от принципа действия систе-

мы «пусковая установка — ракета» можно выделить следующие способы пуска УБР (рис. 1.2):

- пуск за счет силы тяги двигателей ракеты;
- пуск с использованием активно-реактивного принципа, когда начальная движущая сила создается только за счет действия подпора давления на хвостовую часть ракеты, образуемого посторонним источником энергии, а дальнейшее движение осуществляется за счет силы тяги двигателей ракеты;

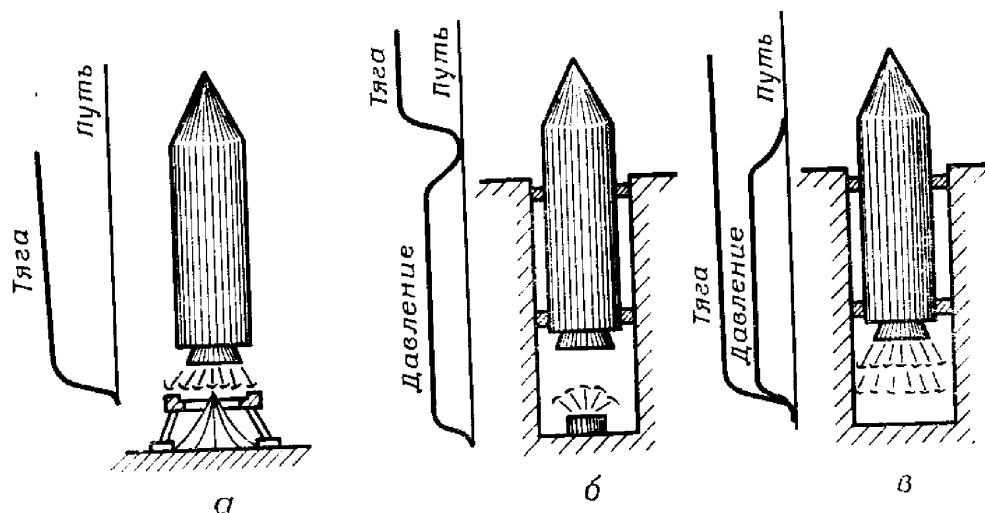


Рис. 1.2. Способы пуска УБР:

а — пуск с помощью двигателей УБР; б — пуск с использованием активно-реактивного принципа; в — пуск с использованием динамореактивного принципа

— пуск с использованием динамореактивного принципа, когда начальная движущая сила создается как тягой двигателей ракеты, так и подпором давления, образуемого в хвостовой части ракеты продуктами сгорания, истекающими из двигателей.

После пуска дальнейший разгон УБР на активном участке полета может осуществляться несколькими способами. Эти способы отличаются последовательностью запуска и окончания работы двигателей, а также отделения элементов конструкции ракеты при ее разгоне.

В зависимости от особенностей реализации основного принципа реактивного движения на активном участке полета УБР можно разделить на одноступенчатые и многоступенчатые (составные).

Одноступенчатыми ракетами принято называть такие ракеты, разгон которых обеспечивается за счет непрерывного отброса только активной массы (продуктов сгорания топлива), а многоступенчатыми — такие ракеты, разгон которых обеспечивается как за счет непрерывного отброса

активной массы, так и за счет дискретного отброса пассивной массы (конструкции) ступени после израсходования находившегося в ней запаса топлива. При этом в многоступенчатых УБР двигатели различных ступеней в процессе активного полета могут работать последовательно или па-

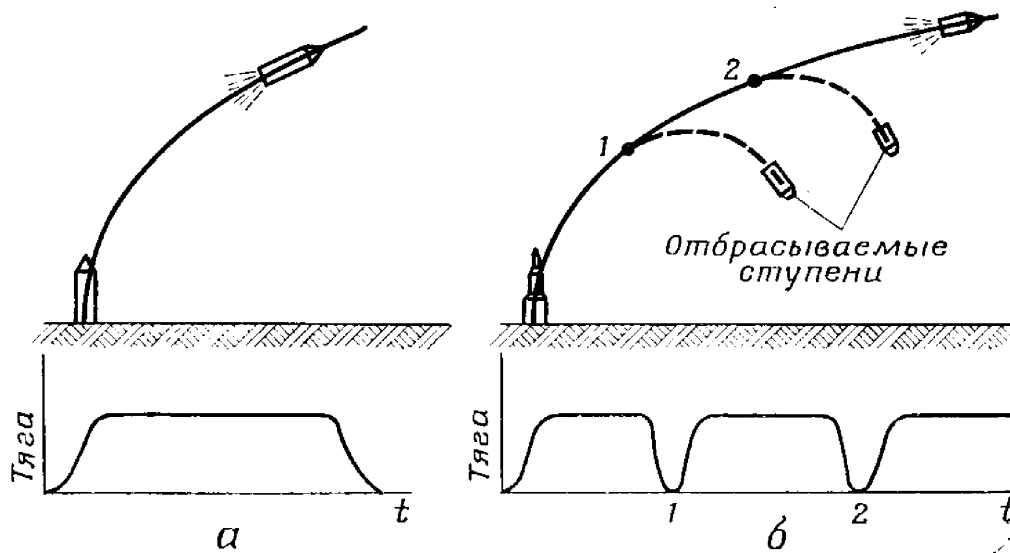


Рис. 1.3. Схема полета УБР на активном участке:
 а — одноступенчатая ракета; б — многоступенчатая ракета; 1, 2 — моменты окончания работы двигателей маршевых ступеней и их отделения

раллельно-последовательно. Схема полета одноступенчатых и многоступенчатых УБР на активном участке показана на рис. 1.3.

Отделение отработавшей ступени от ракеты может осуществляться по схемам холодного или горячего (огневого) разделения.

При холодном разделении (разделении торможением) отделяющаяся ступень тормозится специальными устройствами после разрыва связей между ступенями, а двигатель последующей ступени запускается после достижения безопасного расстояния между ступенями.

При горячем (огневом) разделении двигатель последующей ступени запускается до разрыва связей между ступенями, а отделяющаяся ступень отбрасывается струей запусившегося двигателя следующей ступени.

Примерная последовательность прохождения команд при разделении ступеней по указанным схемам представлена на рис. 1.4.

Управление полетом УБР осуществляется СУ, которая обеспечивает решение следующих основных задач:

— управление движением ракеты вокруг ее центра масс (стабилизация);

— управление движением центра масс ракеты (наведение);

— управление дальностью полета в необходимом диапазоне.

Для решения этих задач СУ в общем случае имеет три системы: стабилизации, наведения и управления дальностью.

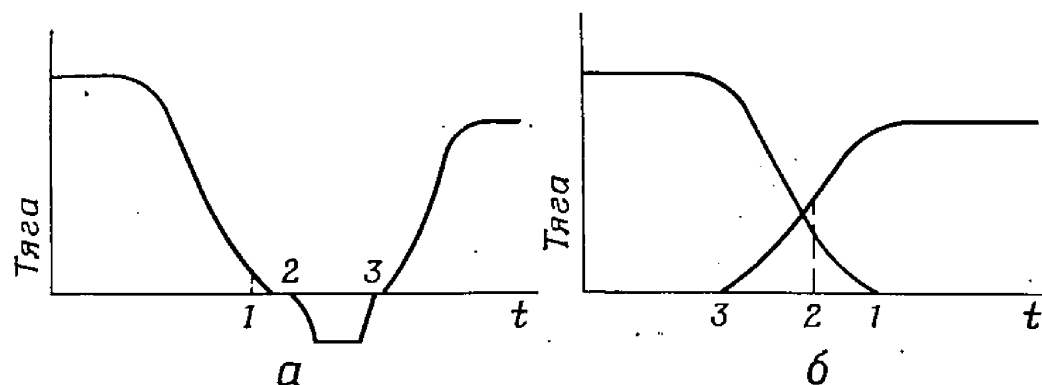


Рис. 1.4. Последовательность команд при различных схемах разделения ступеней:

а — холодное разделение; *б* — горячее разделение; 1 — окончание работы двигателя отделяющейся ступени; 2 — разрыв связей между ступенями и включение тормозных двигателей; 3 — запуск двигателя следующей ступени

В зависимости от участков траектории полета, на которых функционирует СУ, различают следующие основные способы управления полетом:

- управление только на активном участке;
- управление на активном участке и участке подлета к цели;
- управление на всей траектории.

Обычно СУ различают по типу системы наведения, так как остальные системы у большинства ракет очень сходны. В зависимости от принципа действия систем наведения различают автономные, командные и комбинированные СУ.

По сведениям зарубежной печати, для УБР наиболее широкое распространение получили автономные СУ, вырабатывающие сигналы управления аппаратурой, размещенной только на борту ракеты и не требующей для своей работы информации от каких-либо источников, находящихся вне ракеты.

Командные СУ требуют для своей работы сигналов (команд) с командного пункта или непосредственно от цели. Учитывая очевидные недостатки СУ, имеющих в своем составе только командные системы наведения, их обычно используют в комбинированных СУ, сочетая с автономными системами.

При применении автономной СУ наведение ракеты на цель заключается в сравнении заранее рассчитанной программной траектории полета, вводимой в бортовую аппаратуру СУ перед пуском, с фактической траекторией, определяемой в полете с учетом текущих значений координат, и в выработке соответствующих управляющих сигналов наведения.

По методу определения текущих координат ракеты в полете автономные СУ подразделяют на инерциальные, астронавигационные и магнитометрические. В инерциальных системах текущее положение ракеты в пространстве определяется путем интегрирования ускорения, измеряемого приборами инерциального типа. Астронавигационная система определяет текущие координаты ракеты методами навигации по небесным светилам, основанными на измерении углов наклона линий визирования к местному горизонту. В магнитометрических системах определение координат ракеты основано на измерении характеристик магнитного поля Земли.

В комбинированных СУ различные системы могут использоваться последовательно и параллельно по времени. В первом случае на различных участках движения УБР применяют различные системы наведения. Так, например, возможно сочетание автономной системы на активном участке с самонаведением на участке спуска при подлете к цели.

Во втором случае различные системы используются одновременно. Примером может служить астроинерциальная система, представляющая собой комбинацию инерциальной и астронавигационной систем.

Чтобы воздействовать на полет УБР в соответствии с сигналами СУ, необходимо управлять величиной и направлением равнодействующей всех сил, приложенных к ракете. Поскольку на силу тяжести пока еще влиять невозможно, то управление полетом УБР осуществляется путем изменения величины и направления равнодействующей силы тяги и полной аэродинамической силы. Проекция этой равнодействующей на направление вектора скорости полета и перпендикулярное к нему в плоскости прицеливания представляют собой тангенциальную и нормальную управляющие силы соответственно.

По аналогии с нормальной управляющей силой можно ввести понятие боковой управляющей силы, представляющей собой проекцию равнодействующей силы тяги и полной аэродинамической силы на перпендикуляр к плоскости прицеливания.

Нормальную и боковую управляющие силы требуемой величины и направления можно создать двумя способами:

- поворотом ракеты вокруг центра масс на некоторый угол, вызывающим появление нормальной или боковой управляющей силы вследствие образования проекции силы тяги или изменения проекции полной аэродинамической силы на требуемое направление;

- созданием нормальной или боковой управляющей силы специальными устройствами, развивающими тягу в направлении, перпендикулярном вектору скорости в соответствующей плоскости, проходящей через центр масс ракеты.

Для реализации первого способа создания нормальной или боковой управляющей силы, а также для парирования действующих на ракету возмущений вне зависимости от способа создания управляющих сил необходимо регулировать угловое положение ракеты в пространстве. Эта задача решается путем создания с помощью органов управления сравнительно небольших аэродинамических или реактивных управляющих сил, моменты которых относительно центра масс являются достаточными для управления угловым движением УБР.

Изменение величины тангенциальной управляющей силы достигается регулированием силы тяги или силы лобового сопротивления. Для изменения силы лобового сопротивления необходимо изменять форму ракеты, что может быть достигнуто различными конструктивными устройствами. Регулирование тяги применительно к УБР с РДТТ практически может осуществляться только дискретно путем включения или выключения отдельных двигателей или одноразовой отсечки (реверса) тяги двигателей, так как непрерывное управляемое изменение тяги РДТТ затруднено из-за сложности регулирования секундного расхода топлива.

Изменяя тангенциальные, нормальные и боковые управляющие силы при наличии соответствующих энергоресурсов, можно реализовать траектории полета ракеты, обеспечивающие достижение любой дальности в заданном диапазоне, несколькими способами:

- обеспечением требуемой конечной скорости активного полета путем регулирования только тангенциальной управляющей силы, сохраняя при этом форму траектории, выбранную, например, для полета на максимальную дальность;

- изменением формы траектории полета путем регули-

рования только нормальной или боковой управляющей силы;

— сочетанием требуемых конечной скорости активного полета и формы траектории путем регулирования всеми видами управляющих сил.

Иллюстрация указанных способов управления дальностью полета УБР в диапазоне $L_{\max}$ — $L_{\min}$ представлена на рис. 1.5.

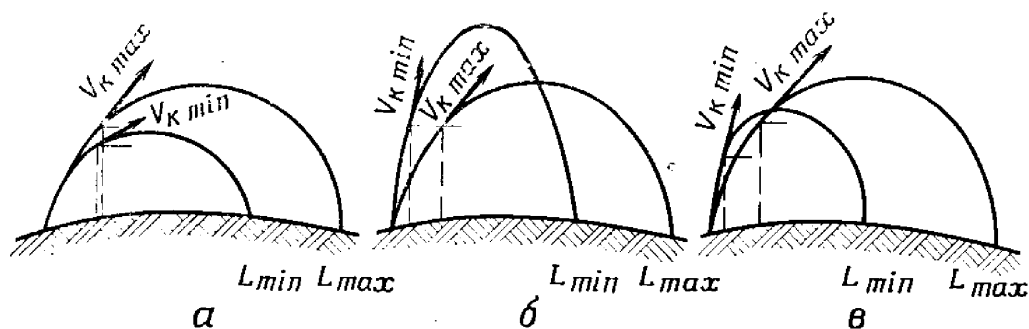


Рис. 1.5. Способы управления дальностью полета:

а — с сохранением формы траектории; *б* — с изменением формы траектории;
в — комбинированный способ

В зависимости от состава ГЧ и вида траектории полета на пассивном участке различают следующие типы ГЧ:

— моноблочную неуправляемую ГЧ, включающую только одну боевую часть с боевым зарядом и аппаратурой его подрыва; ее полет после отделения от ракеты осуществляется по баллистической траектории;

— моноблочную управляемую ГЧ, состоящую из боевого заряда, аппаратуры его подрыва, системы управления и исполнительных органов; ее полет после отделения от ракеты отличается от баллистической траектории;

— разделяющуюся ГЧ, в состав которой входят несколько боевых частей (неуправляемых или управляемых), каждая из которых после отделения от ракеты движется по собственной траектории (баллистической или управляемой) на одну общую или индивидуальные цели.

Для защиты ГЧ или отдельных боевых частей от ПРО применяются различные средства, обеспечивающие их маскировку на траектории полета, например ложные цели, станции активных помех и др.

Характерным для современных зарубежных УБР является наличие на пассивной траектории полета не одной ГЧ, а нескольких боевых элементов (несколько боевых частей, ложные цели, станции активных помех и т. п.), образующих при движении к цели так называемые боевые порядки. Формирование боевых порядков на траектории полета, по мнению американских специалистов, должно про-

изводиться в конце активного полета ракеты соответствующим разведением боевых элементов, осуществляемым следующими основными способами:

- последовательным разведением путем поочередного сообщения каждому элементу необходимой по направлению и величине скорости общей силовой установкой с последующим отделением их от ракеты или последней ступени;

- индивидуальным разведением путем сообщения каждому элементу одновременно или с определенными интервалами необходимой по величине и направлению скорости индивидуальными средствами после отделения элементов от ракеты или последней ступени;

- комбинированным разведением, осуществляемым для одной части (или группы) элементов последовательно общей силовой установкой, а для другой — индивидуальными средствами.

Процесс формирования боевых порядков в общем случае включает участки движения ракеты, на которых производится отделение боевых элементов, и участки движения, на которых происходит перенацеливание боевых частей (разведение). Особенности схемы полета ракет на этих участках во многом определяются средствами, применяемыми для формирования боевых порядков, и способом отделения боевых элементов.

В зависимости от характера функционирования средств формирования боевых порядков различают: импульсные средства (толкатели, двигатели выброса и т. п.); двигатели с нерегулируемой тягой и двигатели с многократным включением и выключением или с глубоким регулированием тяги.

Отделение боевых элементов от ракеты или ее последней ступени после разрыва механических связей в зависимости от способа и используемых средств формирования боевых порядков может осуществляться следующими основными способами:

- торможением корпуса ракеты или последней ступени;
- расталкиванием боевых элементов и корпуса ракеты (последней ступени);
- ускорением боевых элементов или корпуса ракеты (последней ступени).

Рассмотренные выше основные положения, определяющие принципиальную схему УБР, являются достаточно универсальными и могут в зависимости от предъявляемых требований применяться в том или ином сочетании для различных ракет. Однако в каждом конкретном случае

с учетом особенностей принципиальной схемы, целевого назначения, условий эксплуатации и возможностей производства практическая реализация этих положений может быть различной, что и находит свое отображение в конструктивной схеме УБР.

Под конструктивной схемой УБР в дальнейшем будем понимать совокупность технических решений, определяющую состав и устройство ракеты и ее основных элементов и обеспечивающую работоспособность ракеты при эксплуатации, пуске и в полете с учетом особенностей выбранной принципиальной схемы.

Учитывая, что технические решения по отдельным системам и агрегатам УБР подробно будут рассмотрены в гл. 3, в данном разделе остановимся только на наиболее типичных схемно-конструктивных решениях, характеризующих устройство ракет в целом.

В самом общем случае конструктивную схему УБР характеризует ее компоновка, определяющая взаимное расположение основных систем и агрегатов в составе ракеты. Компоновка ракеты тесно связана с ее размерами и формой, условиями эксплуатации, а также с конструктивными особенностями исполнения отдельных ее систем и агрегатов и их взаимодействием в полете.

К основным факторам, определяющим компоновку УБР, можно отнести:

- размещение ГЧ и КСП ПРО, средств формирования боевых порядков и аппаратуры СУ;
- взаимное расположение двигателей в составе каждой ступени;
- взаимное расположение двигателей различных ступеней в составе ракеты;
- размещение органов управления и стабилизаторов на ракете.

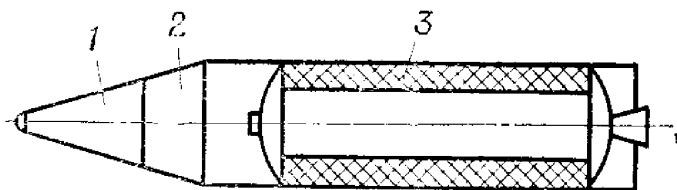


Рис. 1.6. Компоновка одноступенчатой УБР:

1 — головная часть; 2 — приборный отсек; 3 — двигатель

В наиболее распространенных случаях общая компоновка одноступенчатой УБР с РДТТ характеризуется размещением ГЧ в передней (носовой) части ракеты и последовательным расположением за ней приборного отсека с аппаратурой СУ и двигателя (рис. 1.6).

Подобная компоновка позволяет обеспечить быструю и удобную замену одного типа ГЧ другим (или отдельных боевых частей в ГЧ одного типа), минимальную массу ГЧ, приборного отсека с СУ и узлов их крепления в ракете, хорошую энергомассовую отдачу двигателя, приемлемые габариты и аэродинамическую форму ракеты, а также благоприятные условия управления полетом ракеты и отделения ГЧ.

Оснащение ракет разделяющимися ГЧ, применение различных средств защиты ГЧ (боевых частей) от ПРО, а также использование для разгона УБР нескольких ступеней усложняет устройство и компоновку ракет.

При наличии на УБР нескольких отделяемых боевых элементов они, как правило, функционально и конструктивно объединяются с аппаратурой СУ и средствами, обеспечивающими формирование боевых порядков, в так называемую ступень разведения.

Ступень разведения размещается обычно в передней части ракеты и начинает свою работу после маршевых (разгонных) ступеней, обеспечивая весь процесс формирования боевых порядков, начиная с момента ее отхода от маршевой ступени и кончая отделением последнего элемента боевых порядков.

В зависимости от типа ГЧ, оснащения ее КСП ПРО, способов и средств, применяемых для формирования боевых порядков, и способов отделения боевых элементов компоновка и конструктивные решения отдельных систем, входящих в состав ступени разведения, могут быть различными.

Так, при последовательном разведении нескольких боевых частей на индивидуальные цели ступень разведения обычно состоит из связки расположенных последовательно друг за другом боевых частей, приборного отсека и двигательного отсека, включающего один или несколько двигателей, обеспечивающих весь процесс разведения боевых частей (рис. 1.7). Управление полетом на участках работы маршевых ступеней и ступени разведения в этом случае может обеспечиваться единой СУ, расположенной на ступени разведения [11].

Ступень разведения с индивидуальным разведением в общем случае представляет собой связку так называемых модульных боевых частей, которые после окончания работы маршевой ступени отделяются и совершают самостоятельный полет к цели (рис. 1.7).

В состав каждой модульной боевой части в общем случае входят собственно боевая часть неуправляемого или

управляемого типа, элементы КСП ПРО, а также приборный отсек и отсек с двигателями, с помощью которых осуществляется перенацеливание модульной боевой части и отделение боевых элементов [11].

Если в состав ступени разведения входит только моноблочная ГЧ и КСП ПРО, то формирование боевых порядков может осуществляться отделением ГЧ и отстрелом элементов КСП ПРО с различными скоростями с помощью

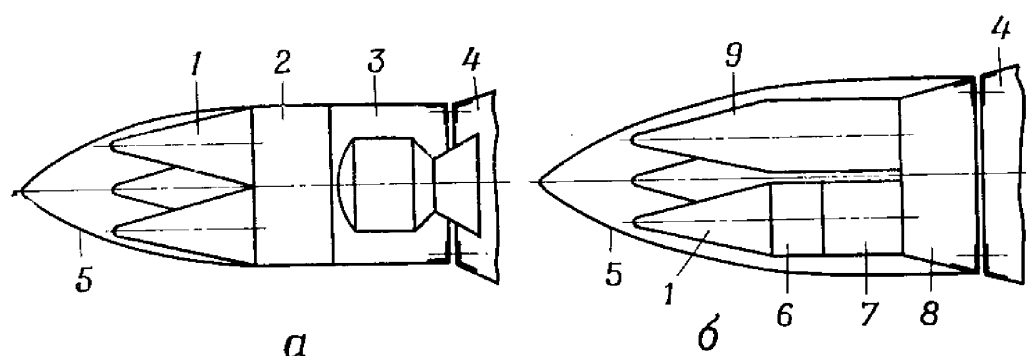


Рис. 1.7. Компоновочные схемы ступеней разведения:

а — с последовательным разведением; *б* — с индивидуальным разведением; 1 — боевая часть разделяющейся ГЧ; 2 — приборный отсек ракеты; 3 — двигательный отсек; 4 — маршевая ступень; 5 — обтекатель; 6 — приборный отсек модульной ГЧ; 7 — двигательный отсек модульной ГЧ; 8 — приборный отсек ракеты; 9 — модульная ГЧ

специальных импульсных двигателей. В этом случае требуемое угловое положение элементов КСП ПРО в момент отстрела при различных условиях полета УБР может обеспечиваться соответствующей ориентацией в пространстве или всей ступени разведения, или самих элементов КСП ПРО. При этом ориентация должна осуществляться до начала отстрела и отделения ГЧ по командам СУ на участке работы маршевой ступени.

Непосредственно за ступенью разведения обычно располагаются маршевые ступени УБР, каждая из которых может иметь в своем составе один или несколько двигателей. При наличии нескольких двигателей в составе одной маршевой ступени их компоновка может осуществляться по следующим двум схемам (рис. 1.8):

— моноблочной (с последовательным расположением двигателей одной ступени);

— пакетной (с параллельным расположением двигателей одной ступени).

В зависимости от размещения двигателей их работа в процессе полета данной ступени может быть как одновременной, так и последовательной.

Компоновка многоступенчатых ракет в зависимости от взаимного расположения двигателей в ступенях может осуществляться по следующим схемам (рис. 1.9):

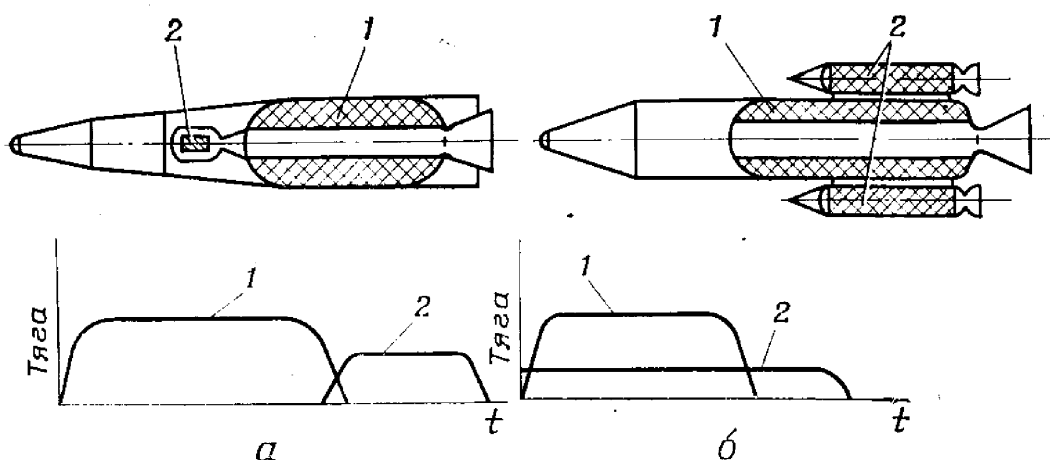


Рис. 1.8. Схемы одноступенчатых УБР с различным расположением двигателей:

a — моноблочная схема; *б* — пакетная схема; 1, 2 — двигатели

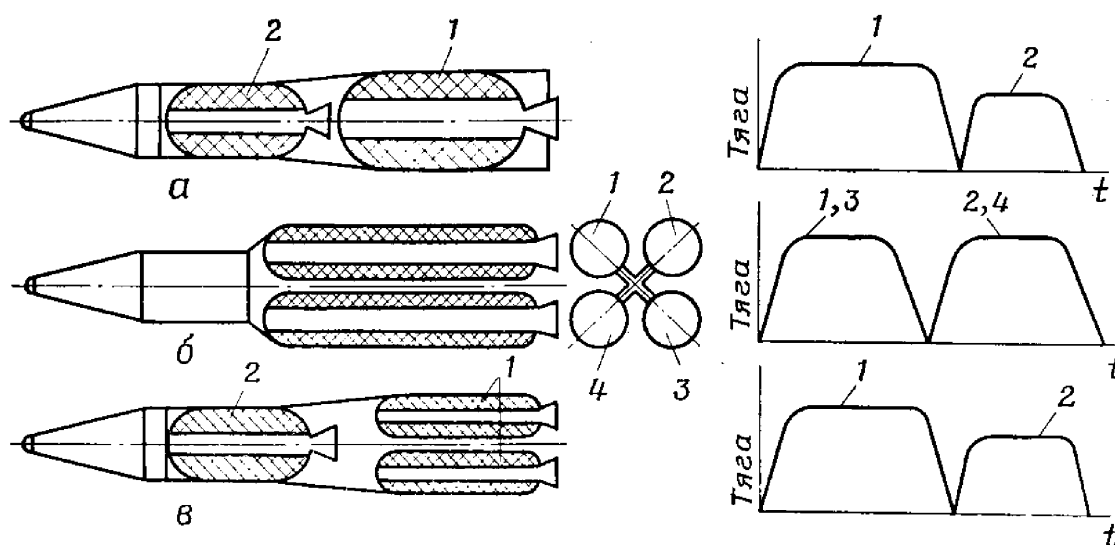


Рис. 1.9. Схемы многоступенчатых УБР с различным расположением двигателей:

a — моноблочная схема; *б* — пакетная схема; *в* — комбинированная схема; 1, 2, 3, 4 — двигатели и временная последовательность их работы

— моноблочной (с последовательным расположением двигателей в ступенях);

— пакетной (с параллельным расположением двигателей в ступенях);

— комбинированной (со смешанным расположением двигателей в ступенях).

Последовательно расположенные в различных ступенях двигатели стыкуются между собой в ракете с помощью соединительных отсеков.

При выборе компоновочной схемы УБР в целом учитываются сопротивление атмосферы, нагрев и нагрузки, действующие в полете на элементы конструкции, и другие факторы, влияющие на устойчивость и управляемость ракеты.

Так, для уменьшения аэродинамического сопротивления в полете выступающие элементы конструкции ракет закрываются обтекателями (рис. 1.7), а соединительные отсеки выполняются с небольшим углом наклона к продольной оси (не более $10\text{--}12^\circ$).

Для обеспечения приемлемой степени статической устойчивости в конструкции УБР предусматриваются специальные устройства — стабилизаторы, обеспечивающие при полете ракеты требуемое положение центра давления относительно центра масс. Особенно важным это является для УБР с РДТТ, так как они без принятия специальных мер являются, как правило, статически неустойчивыми при движении в плотных слоях атмосферы.

Конструктивно стабилизаторы ракет могут выполняться в виде конической юбки или оперения, например пластинчатого типа, и располагаются в хвостовой части ракеты или отдельной ступени (рис. 1.10).

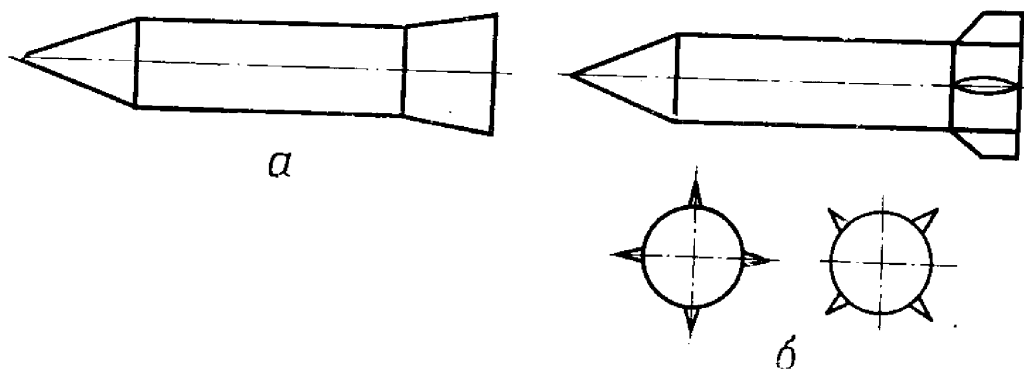


Рис. 1.10. Виды стабилизаторов и их размещение на ракете:
а — стабилизатор в виде юбки; б — стабилизатор в виде пластинчатого оперения (плюсообразная и иксообразная схемы)

В зависимости от поперечной ориентации пластинчатого оперения стабилизаторов различают плюсообразную и иксообразную схемы их расположения на ракете.

Конструктивная схема УБР в существенной мере характеризуется типом органов управления, обеспечивающих создание нормальных и боковых управляющих сил, и их

расположением на ракете. По виду среды, воздействием которой на орган управления создается управляющая сила, органы управления делятся на аэродинамические и газодинамические. Различные конструкции органов управления будут рассмотрены в гл. 3.

Эффективность органов управления и динамические свойства УБР в целом во многом зависят от расположения органов управления на ракете и, в частности, от положения точки приложения управляющей силы относительно центра масс. В зависимости от последнего фактора различают следующие основные схемы расположения органов управления:

- «нормальная» схема, предполагающая расположение органов управления в хвостовой части ракеты или отдельной ступени позади центра масс;

- схема «утка» с расположением органов управления впереди центра масс (в носовой части ракеты или отдельной ступени).

Указанное расположение органов управления может применяться при использовании на ракетах как аэродинамических, так и газодинамических органов. При наличии на ракетах только аэродинамических органов управления могут иметь место некоторые другие схемы (например, «бесхвостка» или «поворотное крыло»), однако они не нашли практического применения в УБР с РДТТ.

Краткое знакомство с основными особенностями устройства и полета современных ракет указывает на тесную связь основных положений, формирующих принципиальную и конструктивную схему УБР, с ее основными характеристиками. Поэтому при проектировании УБР рациональный выбор этих положений является необходимой предпосылкой для достижения высокого уровня тактико-технических характеристик разрабатываемой ракеты.

3. ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ УБР И ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ

Разработка ракеты является важной составной частью программы работ по созданию РК, осуществляемому по единому плану. Основные этапы разработки УБР вместе с перечнем выполняемых работ приведены в табл. 1.2 [5, 12, 16].

Таблица 1.2

Основные этапы разработки УБР

№ по пор.	Этап разработки	Цель этапа разработки	Перечень основных работ
1	Тактико-техническое задание	Разработка проекта ТТЗ (ТТТ)	1.1. Анализ потребностей создания новой или модернизированной ракеты. 1.2. Определение основных тактико-технических характеристик ракеты и условий ее эксплуатации
2	Технические предложения	Обоснование научных, технико-экономических и организационных возможностей создания ракеты, удовлетворяющей требованиям проекта ТТЗ (ТТТ) заказчика	2.1. Проработка возможных вариантов ракет с определением предварительных основных тактико-технических характеристик. 2.2. Анализ полноты выполнения требований проекта ТТЗ заказчика. 2.3. Определение перечня и объема расчетно-теоретических и экспериментальных работ, выполняемых при эскизном проектировании 2.4. Разработка предварительного графика создания ракеты и предложений по кооперации работ
3	Эскизный проект	Теоретическое и экспериментальное обоснование принятых технических решений, основных тактико-технических и экономических характеристик ракеты	3.1. Выдача ТЗ на разработку элементов ракеты. 3.2. Проведение теоретических расчетов и экспериментальных работ, подтверждающих правильность принятых принципиальных и конструктивных решений. 3.3. Уточнение объема наземной отработки ракеты и ее элементов, определение порядка проведения летных испытаний. 3.4. Определение перечня эксплуатационной документации, методик оценки летно-технических характеристик при проведении летных испытаний, отчетов по результатам наземной отработки ракеты и ее элементов

№ по пор.	Этап разработки	Цель этапа разработки	Перечень основных работ
4	Разработка рабочей документации на опытные образцы ракет	Обеспечение изготовления и испытаний опытных образцов ракет	4.1. Разработка конструкторской документации в объеме, достаточном для изготовления и испытаний опытных образцов ракет. 4.2. Разработка эксплуатационной документации
5	Изготовление опытных ракет, автономные и комплексные испытания	Проверка функционирования элементов ракеты в условиях, близких к реальным	5.1. Проведение наземных испытаний и составление отчетов. 5.2. Корректировка конструкторской документации
6	Летные испытания, подготовка документации на ракеты серийного производства	6.1. Проверка функционирования ракеты в полете 6.2. Подтверждение характеристик ракеты заданным в ТТТ 6.3. Отработка эксплуатационной документации	6.1. Проведение пусков ракет 6.2. Обработка результатов летных испытаний 6.3. Корректировка конструкторской и эксплуатационной документации
7	Серийное производство	Изготовление ракет для поставки заказчику	

В инженерной практике собственно проектированием принято называть этапы тактико-технического задания, технических предложений и эскизного проекта. Кроме того, при проектировании выделяют стадию предварительного проектирования, к которой относят технические задания и технические предложения. Как правило, стадии предварительного проектирования предшествуют научно-исследовательские и поисковые работы, проводимые в целях определения основных направлений проектирования. Стадия предварительного проектирования названа так потому, что при ее выполнении многие из исследуемых вариантов технических решений могут приниматься предварительно с уточнением в процессе эскизного проектирования, когда область поиска существенно сужается. Основные задачи, решаемые при проектировании УБР на различных этапах ее разработки, приведены в табл. 1.3.

Таблица 1.3

Задачи, решаемые при проектировании УБР

№ по пор.	Этап разработки	Основные решаемые задачи
1	Тактико-техническое задание	Оперативно-тактическое обоснование РК с УБР с РДТТ и определение его места в системе вооружений
2	Технические предложения	2.1. Выбор и обоснование конструктивной и принципиальной схем ракеты. 2.2. Анализ возможностей разработки ракеты с характеристиками, превышающими заданные ТТЗ. 2.3. Сравнительный анализ технического уровня разрабатываемой ракеты с достижениями ракетостроения
3	Эскизный проект	3.1. Оптимизация характеристик ракеты, условий функционирования ее отдельных элементов. 3.2. Оптимизация объема наземной экспериментальной отработки ракеты и ее элементов. 3.3. Определение порядка проведения летных испытаний

Рассматривая процесс разработки ракеты, нужно отметить органическую взаимосвязь и взаимовлияние всех его этапов. Так, степень рациональности и обоснованности принятых при проектировании решений в значительной степени определяет успех отработки ракеты, изменение объема наземных испытаний может привести к сокращению этапа летных испытаний и т. д. Для того чтобы понять, какое место в общем процессе создания ракеты занимает каждый его этап, можно воспользоваться данными табл. 1.4, в которой представлено ориентировочное распределение времени и средств по этапам разработки [5, 8].

Таблица 1.4

Распределение времени и средств по этапам разработки

№ по пор.	Этап разработки	Доля затрат, %	
		по времени	по средствам
1	Научно-исследовательские работы	25—30	До 2
2	ТТЗ и технические предложения	25—20	15—20
3	Эскизный проект	20—25	65—60
4	Разработка рабочей документации, изготовление опытных ракет, наземные испытания	30—25	20
5	Летные испытания, подготовка документации к серийному производству		

Из табл. 1.4 видно, что этап проектирования и этапы, связанные с разработкой рабочей документации и проведением испытаний, имеют практически одинаковую продолжительность. При заданных сроках разработки этот факт лишней раз подчеркивает важность стадии проектирования. Допущенные при проектировании ошибки трудно устранить на последующих этапах, и они могут привести к большим непроизводительным потерям времени и средств. Именно поэтому в последнее время, по данным зарубежной печати, все более широкое применение находят формы бездефектного и бездоводочного проектирования, предполагающие определенный комплекс мероприятий по совершенствованию планирования, организации и внедрению прогрессивных методов выполнения работ на всех этапах разработки.

Основой внедрения этих форм проектирования, как считают зарубежные специалисты, является:

- четкая формулировка целей и задач проектирования ракеты с учетом ее места в общей системе вооружения и перспектив дальнейшего совершенствования;

- широкое рассмотрение и анализ эффективности применения новых достижений науки и техники в целях повышения технического уровня разрабатываемой ракеты, а также целесообразности применения отработанных ранее типовых решений и унифицированных узлов и агрегатов;

- совершенствование методов проекторочных расчетов и конструкторских разработок в направлении более глубокого и комплексного анализа и учета условий работы отдельных элементов и ракеты в целом;

- широкая автоматизация всего процесса проектирования;

- четкое планирование работ на всех этапах разработки и организация их выполнения в строго определенной последовательности и в установленные сроки, а также повышение эффективности всего процесса управления разработкой.

4. ПОНЯТИЕ ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ И КРИТЕРИЯХ ЕЕ ОЦЕНКИ

Обоснование необходимости создания новых, более точных, мощных и дорогостоящих РК невозможно без проведения расчетов их боевой эффективности. По мнению зарубежных специалистов, наиболее полно качество РК отражает критерий, характеризующий в общем случае затраты, необходимые для поражения заданной совокупности целей

при определенной стратегии и тактике применения РК. Однако указанный критерий по своей структуре является достаточно сложным.

Для оценки эффективности РК зарубежными специалистами часто применяется другой критерий, определяющий потери противника от применения РК, то есть наносимый ущерб. Очевидно, что величина наносимого ущерба зависит от характера объектов поражения (удаленности, защищенности), мощности боевого заряда ГЧ и точности попадания в цель.

В определенных условиях (например, при фиксированных характеристиках наземного пускового оборудования РК) оценка эффективности РК может быть сведена к оценке эффективности пусков УБР, для определения которой могут быть использованы приводимые ниже расчетные зависимости.

Эффективность пусков УБР зависит от большого числа случайных факторов, основными из которых являются:

- рассеивание точек падения ГЧ относительно точки прицеливания, вызываемое случайными ошибками предстартовой подготовки, ошибками СУ, разбросом конструктивных параметров и метеорологических условий полета;

- разброс характеристик уязвимости элементов целей вследствие их неоднородности;

- отклонение действительной мощности ядерного взрыва от номинальной из-за случайных ошибок автоматики ГЧ и различий в протекании ядерных реакций.

Поэтому эффективность пусков УБР в целом должна рассматриваться как функция случайных величин, а частные критерии эффективности должны представляться вероятностными характеристиками. Чаще всего для выражения такого рода критериев используются вероятности различных событий и математические ожидания случайных величин.

В зарубежной литературе общепринятым является деление возможных объектов поражения УБР на следующие две основные группы:

- малоразмерные цели (стартовые позиции стратегических ракет, пункты управления и другие объекты с высокой степенью инженерной защиты);

- площадные цели (административно-промышленные и военно-промышленные центры, военно-морские базы, имеющие более низкую степень защиты).

Оценка эффективности пусков УБР принципиально может проводиться с использованием следующих двух основных методов:

— аналитических методов, позволяющих определить наносимый цели ущерб по соответствующим математическим зависимостям, связывающим величину ущерба с уязвимостью элементов цели и основными характеристиками ракеты в определенных условиях боевого применения;

— методов статистического моделирования пусков УБР, заключающихся в многократном воспроизводстве возможных условий отдельных пусков УБР по рассматриваемой цели с последующей статистической обработкой результатов моделирования.

Зарубежные специалисты считают, что известные аналитические зависимости для оценки эффективности пусков являются достаточно приближенными и могут использоваться лишь в определенном диапазоне изменения входящих в них параметров, в то время как методы статистического моделирования являются более точными и универсальными.

Несмотря на отмеченные недостатки, аналитические методы широко применяются за рубежом при оценочных расчетах эффективности пусков, так как они позволяют относительно просто и более наглядно выявить наиболее характерные закономерности.

Остановимся более подробно на аналитических методах оценки эффективности пусков УБР с различными типами ГЧ по различным группам целей.

В качестве критериев поражения указанных выше целей в дальнейшем будем рассматривать:

— для малоразмерных целей — вероятность их поражения W_p ;

— для площадных целей — математическое ожидание пораженной площади W_s .

При рассмотрении конкретных вопросов, связанных с оценкой эффективности пусков УБР, оснащенных ядерными ГЧ, обычно вводится ряд допущений, которые, не оказывая существенного влияния на конечные результаты, позволяют значительно упростить общий процесс исследований. К такого рода допущениям относят следующие положения:

— основным поражающим фактором практически для обеих групп целей принимается избыточное давление во фронте ударной волны ядерного взрыва Δp_Φ ;

— рассеивание эпицентра взрыва от точки прицеливания мало отличается от кругового распределения и харак-

теризуется приведенным среднеквадратическим отклонением кругового рассеивания

$$\sigma_r = \frac{1}{2} (\sigma_L + \sigma_Z), \quad (1.1)$$

где σ_L , σ_Z — среднеквадратические отклонения по дальности и боковому отклонению соответственно;

— цели являются кругом с радиусом $R_{ц}$, при этом объекты значительной площади рассматриваются как совокупность однородных по своей структуре и важности элементов, равномерно распределенных по площади цели.

Радиус зоны поражения ядерного боевого заряда с его мощностью можно связать зависимостью [5]

$$R_{п} = K_{ц} q^{1/3}, \quad (1.2)$$

где $K_{ц}$ — коэффициент, зависящий от требуемого уровня давления во фронте ударной волны $\Delta p_{ф}$, необходимого для поражения объекта;

q — мощность боевого заряда, выражаемая тротиловым эквивалентом.

Под радиусом зоны поражения обычно понимают расстояние от эпицентра взрыва, на котором избыточное давление во фронте ударной волны равняется давлению, характеризующему защищенность цели ($\Delta p_{ф} = \Delta p_3$).

Для численных оценок радиуса зоны поражения можно воспользоваться данными, приводимыми в работах [25, 29, 30]. Например, значение коэффициента $K_{ц}$ можно определить из выражения

$$\Delta p_3 = 6,57 \frac{q}{R_{п}^3} + 2,268 \left(\frac{q}{R_{п}^3} \right)^2,$$

аппроксимация которого дает следующую приближенную связь между радиусом зоны поражения $R_{п}$ км, защищенностью цели Δp_3 кгс/см² и мощностью боевого заряда q Мт:

$$\left. \begin{aligned} R_{п} &= 2,5 \Delta p_3^{-0,5} q^{1/3} \text{ при } \Delta p_3 \leq 2 \text{ кгс/см}^2; \\ R_{п} &= 2,3 \Delta p_3^{-0,37} q^{1/3} \text{ при } 2 \text{ кгс/см}^2 < \Delta p_3 \leq 100 \text{ кгс/см}^2. \end{aligned} \right\} (1.3)$$

Для малоразмерных целей (точечных объектов), размеры которых не превышают 20% радиуса зоны поражения

боевого заряда, вероятность поражения одним боевым зарядом при оговоренных выше допущениях составляет

$$W_{p_1} = \left[1 - \exp \left(- \frac{R_{п_1}^2}{2\sigma_r^2} \right) \right] \eta_{p_1}, \quad (1.4)$$

где $R_{п_1}$ — радиус зоны поражения одним боевым зарядом;
 η_p — обобщенный показатель надежности ракеты.

Если одна и та же малоразмерная цель поражается N боевыми зарядами с независимым наведением, то в предположении, что самопоражение боевых зарядов отсутствует, вероятность поражения цели определяется формулой

$$W_{p_N} = 1 - \left\{ 1 - \eta_p \left[1 - \exp \left(- \frac{R_{п_1}^2}{2\sigma_r^2} \right) \right] \right\}^N. \quad (1.5)$$

Если же все N боевых зарядов доставляются ракетой с одинаковой надежностью, то формула (1.5) может быть преобразована в формулу

$$W_{p_N} = 1 - \exp \left(- \frac{R_{п_1}^2 \eta_p N}{2\sigma_r^2} \right). \quad (1.6)$$

Полагая в первом приближении $\eta_p = 1$ и подставляя в формулу (1.6) значение радиуса поражения из зависимости (1.2), в общем случае будем иметь

$$W_{p_N} = 1 - \exp \left(- \frac{K_{п_1}^2 q_1^{2/3}}{2\sigma_r^2} N \right), \quad (1.7)$$

где q_1 — мощность одного боевого заряда.

Из четырех величин, входящих в зависимость (1.7), три представляют собой характеристики ракеты и ее ГЧ (мощность, точность попадания в цель и число боевых частей), а одна — характеристику степени защищенности цели от воздействия ударной волны.

При заданном уровне защищенности цели вероятность поражения малоразмерных целей определяется мощностью боевого заряда, их числом в составе ГЧ и точностью попадания в цель. Исходя из этого Стокгольмским институтом по исследованиям проблем мира (SIPRI) был предложен параметр, который может использоваться для оценки эффективности пусков УБР при поражении малоразмерных защи-

щенных объектов и для ракет с моноблочной ГЧ имеет вид [25, 29, 30]

$$K_{\text{эф1}} = \frac{q_1^{2/3}}{\sigma_r^2}, \quad (1.8)$$

а для ракет с разделяющейся ГЧ с независимым наведением

$$K_{\text{эф}N} = \frac{q_1^{2/3}}{\sigma_r^2} N = K_{\text{эф1}} N. \quad (1.9)$$

Чем выше значение параметра $K_{\text{эф}}$, тем более эффективной является УБР для поражения малоразмерных целей.

Из зависимостей (1.8) и (1.9) следует, что влияние изменения точности попадания в цель или мощности боевого заряда на эффективность пусков УБР по малоразмерным целям различно. Так, при увеличении точности или мощности в одно и то же число раз параметр эффективности $K_{\text{эф}}$ больше возрастает при увеличении точности попадания в цель.

Из формулы (1.7) можно определить требуемую мощность боевого заряда или требуемое число боевых частей известной мощности, обеспечивающее поражение малоразмерной цели с заданной вероятностью в зависимости от точности попадания в цель и защищенности цели:

$$q_{1\text{потр}} = \left(\frac{2}{N}\right)^{3/2} \left(\frac{\sigma_r}{K_{\text{ц}}}\right)^3 \left(\ln \frac{1}{1 - W_{pN}}\right)^{3/2}; \quad (1.10)$$

$$N_{\text{потр}} = \frac{2\sigma_r^2}{K_{\text{ц}}^2 q_1^{2/3}} \ln \frac{1}{1 - W_{pN}}. \quad (1.11)$$

Соответственно значение параметра $K_{\text{эф}}$, требуемое для обеспечения поражения цели заданной защищенности с необходимым уровнем вероятности, определяется формулой

$$(N \cdot K_{\text{эф1}})_{\text{потр}} = \frac{2}{K_{\text{ц}}^2} \ln \frac{1}{1 - W_{p1}}. \quad (1.12)$$

Если цель имеет значительные размеры по сравнению с радиусом зоны поражения боевого заряда, то математи-

ческое ожидание поражения такой цели одним боевым зарядом можно приближенно определить по формуле

$$W_{s_1} = \frac{R_{\Pi}^2}{R_{\Pi}^2} \left[1 - \exp \left(- \frac{R_{\Pi}^2}{2\sigma_r^2 + 0,5R_{\Pi}^2} \right) \right]. \quad (1.13)$$

Из анализа формулы (1.13) следует, что в отличие от предыдущего случая эффективность поражения целей с размерами, значительно превышающими среднеквадратическое отклонение кругового рассеивания ГЧ ($\sigma_r \ll R_{\Pi}$), практически слабо зависит от точности попадания в цель и для ориентировочных оценок в этом случае можно принять

$$W_{s_1} \approx 0,865 \frac{R_{\Pi}^2}{R_{\Pi}^2}. \quad (1.14)$$

Подставляя в последнюю формулу значение радиуса зоны поражения из зависимости (1.2), получим

$$W_{s_1} \approx 0,865 \frac{K_{\Pi}^2}{R_{\Pi}^2} q_1^{2/3}. \quad (1.15)$$

Таким образом, потребная мощность боевого заряда, обеспечивающая поражение крупноразмерной площадной цели одним боевым зарядом с заданным уровнем математического ожидания, практически зависит только от размеров и защищенности цели:

$$q_{1\text{потр}} \approx \left(\frac{R_{\Pi}}{K_{\Pi}} \right)^3 \left(\frac{W_{s_1}}{0,865} \right)^{3/2}. \quad (1.16)$$

Если поражение одной площадной цели производится N боевыми частями с независимым наведением, то математическое ожидание поражения цели определяется как

$$W_{sN} = 1 - (1 - W_{s_1})^N. \quad (1.17)$$

Тогда число УБР (боевых частей), необходимых для поражения крупноразмерной цели, составляет

$$N = \frac{\ln(1 - W_{sN})}{\ln(1 - W_{s_1})} \approx \frac{\ln(1 - W_{sN})}{\ln \left(1 - 0,865 \frac{K_{\Pi}^2}{R_{\Pi}^2} q_1^{2/3} \right)}. \quad (1.18)$$

Приведенные выше критерии эффективности пусков УБР позволяют провести сравнительную оценку различных ГЧ применительно к поражению целей различных типов.

Так, используя эти критерии, сопоставим эффективности действия моноблочной и разделяющейся ГЧ в одинаковых условиях. Для этого рассмотрим, в каком соотношении должны находиться мощности боевых зарядов указанных ГЧ для выполнения одних и тех же задач.

Из формул (1.10) и (1.16) следует, что для поражения как одинаковых точечных целей, так и крупноразмерных целей с одинаковой эквивалентной площадью соотношение между мощностью одного боевого заряда каждой боевой части, входящей в состав разделяющейся ГЧ с независимым разведением, и мощностью боевого заряда моноблочной ГЧ при прочих одинаковых условиях (уровне защищенности целей, вероятности их поражения, точности попадания УБР в цель) должно удовлетворять требованию

$$q_{1n} = \frac{q_1}{n_{б.ч}^{3/2}}, \quad (1.19)$$

где q_{1n} , q_1 — мощность боевого заряда каждой боевой части разделяющейся ГЧ и мощность боевого заряда моноблочной ГЧ соответственно;
 $n_{б.ч}$ — число боевых зарядов боевых частей, входящих в состав разделяющейся ГЧ.

Из соотношения (1.19) следует, что при условии одинаковой эффективности действия у цели без учета противодействия ПРО и прочих равных условий требуемая суммарная мощность боевых зарядов всех боевых частей разделяющейся ГЧ меньше мощности боевого заряда моноблочной ГЧ:

$$\frac{n_{б.ч} q_{1n}}{q_1} = \frac{1}{n_{б.ч}^{1/2}} < 1. \quad (1.20)$$

Однако на основании только этих данных нельзя судить о преимуществах того или иного типа ГЧ, поскольку не менее важными в каждом конкретном случае могут являться и другие показатели, характеризующие как ракету, так и совокупную целевую обстановку.

Так, считая, что масса отдельно взятой боевой части в функции мощности ее боевого заряда определяется зави-

симостью вида

$$m_{б.ч} = a_{б.ч} q^{a_{б.ч}},$$

где $m_{б.ч}$ — масса боевой части;

$a_{б.ч}$, $a_{б.ч}$ — постоянные коэффициенты, определяемые на основании статистических данных;

q — мощность заряда боевой части,

для определения массы моноблочной ГЧ и массы разделяющейся ГЧ, имеющей в своем составе n боевых частей и систему, обеспечивающую их независимое разведение, будем использовать зависимости:

$$m_{ГЧ} = a_{б.ч} q_1^{a_{б.ч}};$$

$$m_{р. ГЧ} = n_{б.ч} a_{б.ч} q_1^{a_{б.ч}} (1 + \alpha_{р. ГЧ}),$$

где $m_{ГЧ}$ и $m_{р. ГЧ}$ — масса моноблочной ГЧ и разделяющейся ГЧ соответственно;

$\alpha_{р. ГЧ}$ — масса узлов крепления и системы независимого разведения отдельных боевых частей, входящих в состав разделяющейся ГЧ, отнесенная к суммарной массе боевых частей.

Тогда при условии одинаковой эффективности пусков с учетом зависимости (1.19) будем иметь

$$\begin{aligned} \frac{m_{р. ГЧ}}{m_{ГЧ_1}} &= \frac{n_{б.ч} a_{б.ч} q_1^{a_{б.ч}} (1 + \alpha_{р. ГЧ})}{a_{б.ч} q_1^{a_{б.ч}} n_{б.ч}^{1/2} a_{б.ч}} = \\ &= n_{б.ч}^{1-1/2 a_{б.ч}} (1 + \alpha_{р. ГЧ}). \end{aligned} \quad (1.21)$$

Учитывая, что величина показателя степени $a_{б.ч}$ в формуле (1.21) для ГЧ ракет США может находиться в пределах 0,4—0,6, а величина $\alpha_{р. ГЧ}$ обычно не превышает 0,3—0,4, то масса разделяющейся ГЧ при оговоренных выше условиях будет превышать массу моноблочной ГЧ, а следовательно, при прочих равных условиях стартовая масса и стоимость ракеты с разделяющейся ГЧ будут выше, чем у ракеты с моноблочной ГЧ.

В то же время в зависимости от состава или защищенности объектов, составляющих совокупную целевую обстановку, потребное для ее поражения общее число ракет с моноблочной и разделяющейся ГЧ может быть также различным.

Указанное обстоятельство может быть наглядно проиллюстрировано на примере БРДД США «Минитмен-2» и «Минитмен-3», оснащенных соответственно моноблочной и разделяющейся ГЧ.

Рассмотрим эффективность применения этих ракет без учета противодействия ПРО для поражения двух видов условных целей:

- точечной цели с защищенностью $\Delta p_3 = 21 \text{ кгс/см}^2$;
- площадной цели с радиусом $R_{\text{ц}} = 5 \text{ км}$ и защищенностью $\Delta p_3 = 0,3 \text{ кгс/см}^2$.

Исходные данные по ракетам, принятые в настоящем примере, представлены в табл. 1.5.

Таблица 1.5

Исходные данные для сравнения ракет «Минитмен-2» и «Минитмен-3»

Ракета	Характеристика ракеты			
	Средне-квадратическое отклонение, км	Мощность одного боевого заряда, Мт	Число боевых зарядов	Стартовая масса, т
«Минитмен-2»	0,481	1	1	33
«Минитмен-3»	0,334	0,17	3	34,5

В соответствии с формулой (1.3) указанные объекты характеризуются следующими значениями коэффициента $K_{\text{ц}}$:

- для точечной цели $K_{\text{ц}} = 2,3 \cdot 21^{-0,37} = 0,746$;
- для площадной цели $K_{\text{ц}} = 2,5 \cdot 0,3^{-0,5} = 4,564$.

Потребное число боевых зарядов, необходимое для поражения малоразмерной цели с $\Delta p_3 = 21 \text{ кгс/см}^2$ с вероятностью $W_p = 0,9$, в соответствии с формулой (1.11) с учетом округления до целого числа составляет:

$$\begin{aligned} \text{— для ракеты «Минитмен-2» } N_{\text{потр}} &= \frac{2 \cdot 0,481^2}{0,746^2 \cdot 1^{2/3}} \times \\ &\times \ln \frac{1}{1-0,9} = 2 \text{ шт.}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{— для ракеты «Минитмен-3» } N_{\text{потр}} &= \frac{2 \cdot 0,334^2}{0,746^2 \cdot 0,17^{2/3}} \times \\ &\times \ln \frac{1}{1-0,9} = 3 \text{ шт.} \end{aligned}$$

Таким образом, для поражения рассмотренной точечной цели требуются две ракеты «Минитмен-2» или одна ракета «Минитмен-3».

Потребное число боевых зарядов ГЧ, необходимое для поражения площадной цели с $R_{ц} = 5$ км и $\Delta p_3 = 0,3$ кгс/см² с математическим ожиданием $W_s = 0,7$, согласно формуле (1.18) с учетом округления до целого числа составляет:

— для ракеты «Минитмен-2»

$$N_{\text{потр}} = \frac{\ln(1 - 0,7)}{\ln \left[1 - 0,865 \left(\frac{4,564}{5} \right)^2 \cdot 1^{2/3} \right]} = 1 \text{ шт.};$$

— для ракеты «Минитмен-3»

$$N_{\text{потр}} = \frac{\ln(1 - 0,7)}{\ln \left[1 - 0,865 \left(\frac{4,564}{5} \right)^2 \cdot 0,17^{2/3} \right]} = 5 \text{ шт.}$$

Таким образом, для поражения рассмотренной площадной цели требуется одна ракета «Минитмен-2» или одна ракета «Минитмен-3» и еще две боевые части от такой же ракеты.

Общее число тех или иных ракет, а также суммарные затраты, необходимые для выполнения боевой задачи, в этом случае будут зависеть от общего числа целей и их соотношения в совокупной целевой обстановке.

Приведенные в данном разделе расчетные формулы и зависимости позволяют провести сравнительную оценку эффективности пусков УБР с различными точностью попадания в цель, числом боевых зарядов и их мощностью по типовым целям, а также выявить влияние каждого из указанных факторов, характеризующих ту или иную УБР, на эффективность ее пусков применительно к конкретной целевой обстановке.

ОСНОВЫ ТЕОРИИ ПОЛЕТА УБР

Наука о полете ракет (в литературе также распространен термин «внешняя баллистика») является дальнейшим развитием и практическим применением динамики движения твердого тела. В общем случае теория полета УБР занимается решением следующих основных задач:

- расчетом траектории и других основных характеристик движения ракет с известными характеристиками;
- определением оптимальных режимов движения и траекторий полета;
- анализом стабилизации ракет и условий управления ими;
- изучением влияния различных возмущающих факторов на летные характеристики ракет.

В настоящее время в отечественной и зарубежной литературе вопросы, относящиеся к теории полета ракет, отражены достаточно полно и широко. Поэтому в данной главе будут кратко рассмотрены основные положения и закономерности, представляющие наибольший практический интерес при проектировании на начальной стадии разработки.

Знание этих сведений, как показывает практика зарубежного ракетостроения, необходимо прежде всего для рационального выбора принципиальной и конструктивной схем УБР с РДТТ, а также для определения ее основных массовых, геометрических и тяговых характеристик в сочетании с параметрами траектории полета, наилучшим образом отвечающих предъявляемым требованиям.

1. ПОЛЕТ УБР НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ

В начале проектирования УБР прежде всего необходимо установить связь между конечными значениями основных летных характеристик ракеты (например, дальности полета, точности попадания) и параметрами траектории ее

полета в характерных точках. Подобную связь можно выявить из анализа основных закономерностей, определяющих движение УБР на пассивном участке траектории, начинающемся после окончания работы двигателей ракеты и составляющем большую часть всей траектории полета.

Рассмотрим движение материальной точки (ракеты) на участке свободного полета под действием только силы тяжести без учета вращения Земли в стартовой системе координат xOy . Начало координат помещено в точке пуска, а

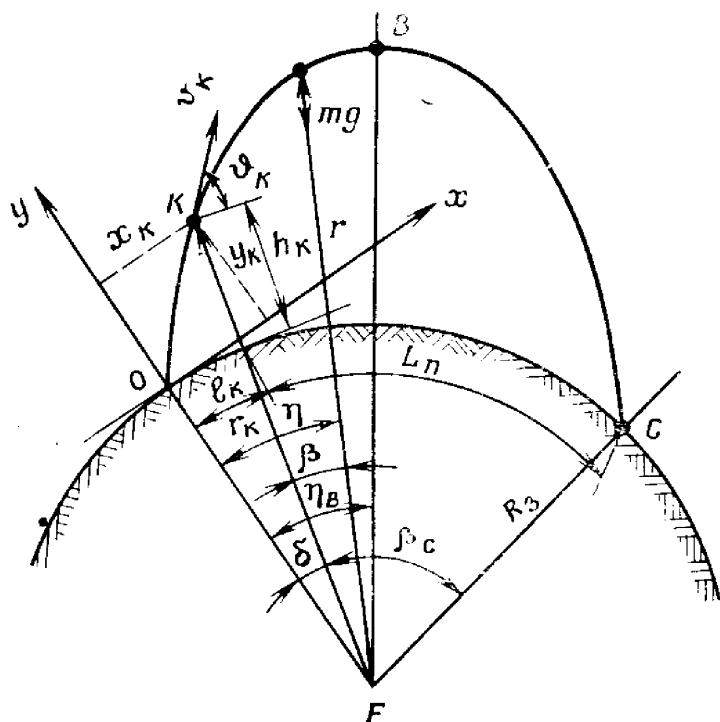


Рис. 2.1. Эллиптическая траектория полета УБР

плоскость xOy совпадает с плоскостью прицеливания (рис. 2.1). В начале пассивного полета (в точке K) параметры движения ракеты характеризуются скоростью v_k , координатами x_k, y_k и углом наклона вектора скорости к местному горизонту θ_k .

Дальнейшее движение ракеты описывается системой уравнений, имеющих вид:

$$\ddot{x} = -g_0 R_3^2 \frac{x}{r^3};$$

$$\ddot{y} = -g_0 R_3^2 \frac{R_3 + y}{r^3},$$

где x, y — текущие координаты траектории полета ракеты;
 g_0 — ускорение свободного падения на Земле;

R_3 — средний радиус Земли ($R_3 = 6371$ км);
 r — радиус-вектор.

Для перехода к полярным координатам η и r , начало которых F совпадает с центром Земли, а полярная ось проходит через точку старта O , используем соотношения:

$$\begin{aligned}x &= r \sin \eta; \\ R_3 + y &= r \cos \eta,\end{aligned}$$

где η — полярный угол.

После некоторых преобразований получаем систему уравнений:

$$\begin{aligned}\ddot{r} - r\dot{\eta}^2 &= -g_0 \frac{R_3^2}{r^2}; \\ 2r\dot{r}\dot{\eta} + r\ddot{\eta} &= 0.\end{aligned}$$

Интегрирование этой системы уравнений приводит к уравнению траектории свободного полета в виде уравнения конического сечения в полярных координатах η и r :

$$r = \frac{\Omega}{1 - e \cos(\eta_\beta - \eta)}, \quad (2.1)$$

где Ω — фокальный параметр конического сечения;
 e — эксцентриситет конического сечения;
 η_β — угол, определяющий положение фокальной оси.

Величины Ω и e являются константами траектории, зависящими от начальных параметров движения участка свободного полета:

$$\Omega = v_k r_k \cos^2 \vartheta_k; \quad (2.2)$$

$$e = \sqrt{1 - (2 - v_k) v_k \cos^2 \vartheta_k}, \quad (2.3)$$

где $v_k = \frac{v_k r_k}{g_0 R_3^2}$ — безразмерное отношение удвоенной кинетической энергии к потенциальной энергии в точке окончания активного полета;

$g_0 R_3^2 = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ — постоянная величина.

Из анализа выражения (2.3) следует, что траектория свободного полета будет эллиптической при $v_k < 2$, так как $e < 1$, параболической при $v_k = 2$, так как $e = 1$, гиперболической при $v_k > 2$, так как $e > 1$.

Для УБР характерными являются эллиптические траектории, так как параболические и гиперболические траектории уходят в бесконечность и не представляют интереса при пуске по целям, расположенным на Земле.

Для решения практических задач весь участок пассивного полета обычно принимается за эллиптический, включая и относительно небольшой атмосферный участок при подлете к цели. Условимся за дальность полета L принимать длину дуги на поверхности Земли от точки пуска до цели. Тогда полная дальность будет равна (рис. 2.1)

$$L = l_k + L_{\text{п}}, \quad (2.4)$$

где l_k — дальность активного полета;

$L_{\text{п}}$ — дальность пассивного полета.

В дальнейшем будем считать, что дальность активного полета уже определена по формуле $l_k = R_3 \delta$, где δ находится из формулы

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{x_k}{R_3 + y_k}. \quad (2.5)$$

Дальность участка свободного полета с учетом зависимостей эллиптической теории может быть выражена как

$$L_{\text{п}} = \beta_c R_3, \quad (2.6)$$

$$\begin{aligned} \text{где } \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} &= \frac{b + \sqrt{b^2 + ac}}{a}; \\ a &= 2R_3 (1 + \operatorname{tg}^2 \vartheta_k) - (2R_3 + h_k) v_k; \\ b &= v_k R_3 \operatorname{tg} \vartheta_k; \\ c &= v_k h_k; \\ v_k &= \frac{v_k^2 (R_3 + h_k)}{g_0 R_3^2}. \end{aligned}$$

Анализируя зависимости (2.4—2.6), можно сделать вывод, что

$$L = L(v_k, \vartheta_k, h_k, l_k); \quad (2.7)$$

$$L_{\text{п}} = L_{\text{п}}(v_k, \vartheta_k, h_k). \quad (2.8)$$

Таким образом, дальность пассивного полета зависит от высоты активного участка h_k , от угла ϑ_k и скорости в конце активного полета v_k , а полная дальность полета — от координат конца активного участка h_k и l_k , угла ϑ_k и скорости v_k .

Выражение (2.6) позволяет определить дальность свободного полета при известных параметрах конца активного участка v_k , h_k и ϑ_k . Соответственно может быть найдено требуемое значение скорости в конце активного участка v_k по заданным дальности пассивного участка $L_{\text{п}}$, углу ϑ_k и высоте h_k :

$$v_k = 11,2 \sqrt{\frac{(1 + \operatorname{tg}^2 \vartheta_k) \operatorname{tg}^2 \frac{\beta_c}{2}}{(1 + \bar{h}_k) \left[(2 + \bar{h}_k) \operatorname{tg}^2 \frac{\beta_c}{2} + 2 \operatorname{tg} \vartheta_k \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} + \bar{h}_k \right]}} \text{ км/с}, \quad (2.9)$$

где $\bar{h}_k = \frac{h_k}{R_3}$; $\beta_c = \frac{L_{\text{п}}}{R_3}$.

Из зависимостей (2.6) и (2.9) следует, что для каждой дальности полета существует определенное значение угла $\vartheta_k = \vartheta_k^*$, при котором для достижения этой дальности требуется наименьшая конечная скорость $v_{k \text{ min}}$. Значения параметров ϑ_k^* и $v_{k \text{ min}}$ в зависимости от дальности полета определяются выражениями:

$$\vartheta_k^* = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \frac{\sin \beta_c}{(1 + \bar{h}_k) - \cos \beta_c}; \quad (2.10)$$

$$v_{k \text{ min}} = 11,2 \sqrt{\frac{1}{(1 + \bar{h}_k)} \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} \operatorname{tg} \vartheta_k^*}. \quad (2.11)$$

Практически важным при проектировании УБР является определение положения ракеты или ГЧ на эллиптической траектории по истечении некоторого времени после окончания активного участка полета. Задача сводится к отысканию параметров движения v , h , ϑ и времени t в любой точке траектории, определяемой центральным углом β (рис. 2.1) по известным начальным параметрам v_k , h_k , ϑ_k .

Искомые зависимости имеют вид:

$$h = r - R_3; \quad (2.12)$$

$$v = \sqrt{\frac{g_0 R_3^2}{r}} v; \quad (2.13)$$

$$\cos \vartheta = \frac{v_k}{v} \cdot \frac{R_3 + h_k}{r} \cos \vartheta_k; \quad (2.14)$$

$$t = \sqrt{\left(\frac{R_3 + h_k}{2 - v_k} \right)^3 \frac{1}{g_0 R_3^2}} \left[\left(\frac{\pi}{2} - \arcsin \frac{1 - v_k}{e} + \right. \right.$$

$$\left. + \sqrt{v_k(2-v_k)} \sin \vartheta_k \right) \pm \left(\frac{\pi}{2} - \arcsin \frac{1-v}{e} + \right. \\ \left. + \sqrt{v(2-v)} \sin \vartheta \right) \Bigg]. \quad (2.15)$$

Величины r и v , входящие в зависимости (2.12—2.15), определяются по следующим формулам:

$$r = \frac{\Omega}{1 - e \cos(\beta_\beta - \beta)}; \quad (2.16)$$

$$v = 2 - (2 - v_k) \frac{R_3 + h}{R_3 + h_k}, \quad (2.17)$$

где $\Omega = v_k (R_3 + h_k) \cos^2 \vartheta_k$;

$$\operatorname{tg} \beta_\beta = \frac{v_k \operatorname{tg} \vartheta_k}{1 + \operatorname{tg}^2 \vartheta_k - v_k}.$$

В формуле (2.15) знак «минус» берется для точек, расположенных на восходящей ветви траектории, а знак «плюс» — для точек, расположенных на нисходящей ветви траектории.

Представляют также практический интерес зависимости, характеризующие влияние отклонений параметров, определяющих окончание активного участка полета, на дальность пассивного полета в плоскости прицеливания. Для этого необходимо определить полный дифференциал функции $L_\Pi = L_\Pi(v_k, h_k, \vartheta_k)$:

$$dL_\Pi = \frac{\partial L_\Pi}{\partial v_k} dv_k + \frac{\partial L_\Pi}{\partial \vartheta_k} d\vartheta_k + \frac{\partial L_\Pi}{\partial h_k} dh_k. \quad (2.18)$$

Производные дальности по параметрам конца активного полета, входящие в выражение (2.18), могут быть определены по следующим зависимостям:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial L_\Pi}{\partial v_k} &= \psi_k \frac{4 \sin^2 \frac{\beta_c}{2}}{v_k \cos^2 \vartheta_k} \frac{1}{v_k}; \\ \frac{\partial L_\Pi}{\partial h_k} &= \psi_k \left[\frac{1}{R_3} + \frac{2 \sin^2 \frac{\beta_c}{2}}{(R_3 + h_k) v_k \cos^2 \vartheta_k} \right]; \\ \frac{\partial L_\Pi}{\partial \vartheta_k} &= \psi_k \frac{\sin \beta_c}{v_k \cos^2 \vartheta_k} \left(v_k - 2 \operatorname{tg} \vartheta_k \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} \right), \end{aligned} \right\} \quad (2.19)$$

$$\text{где } \psi_k = \frac{R_3}{\operatorname{tg} \vartheta_k + h_k \operatorname{ctg} \frac{\beta_c}{2}}.$$

Кроме отклонений, характеризующих движение в плоскости прицеливания, на практике имеют место отклонения параметров бокового движения v_{kz} и z_k , приводящие к боковому отклонению Z_{Π} :

$$Z_{\Pi} = \frac{\partial Z_{\Pi}}{\partial v_{kz}} dv_{kz} + \frac{\partial Z_{\Pi}}{\partial z_k} dz_k. \quad (2.20)$$

Соответствующие производные бокового отклонения по параметрам бокового движения имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial Z_{\Pi}}{\partial v_{kz}} &= \frac{R_3}{v_k} \frac{\sin \beta_c}{\cos \vartheta_k}; \\ \frac{\partial Z_{\Pi}}{\partial z_k} &= \cos \beta_c. \end{aligned} \right\} \quad (2.21)$$

Как показывают расчеты, наиболее сильно на дальность свободного полета влияют скорость v_k и угол ϑ_k , в связи с чем управление именно этими параметрами и лежит в основе реализации большинства способов управления дальностью полета в необходимом диапазоне.

Результаты расчетов по определению потребной минимальной скорости $v_{k \min}$ и угла ϑ_k^* для различных значений полной дальности полета с учетом ориентировочных значений h_k и l_k , характерных для УБР с РДТТ различных типов, представлены в табл. 2.1. Здесь же приведены значения производных $\frac{\partial L_{\Pi}}{\partial v_k}$, $\frac{\partial L_{\Pi}}{\partial h_k}$, $\frac{\partial Z_{\Pi}}{\partial v_{kz}}$ и времени полета на пассивном участке t_{Π} , соответствующие указанным условиям.

С учетом влияния активного участка полета, а также возможных ограничений, связанных с обеспечением необходимой точности попадания, функционированием средств преодоления ПРО и некоторых других факторов, конечные значения углов ϑ_k для УБР с РДТТ, как правило, отличаются от ϑ_k^* , определяемых по выражению (2.10). Для больших дальностей полета углы ϑ обычно превышают углы ϑ_k^* [5].

Таблица 2.1

Зависимость параметров движения ракеты в конце активного участка траектории от полной дальности полёта

Параметр	Единица измерения	Полная дальность полёта, км							
		1000	2500	3500	4500	6000	8000	10000	12000
l_k	км	60	135	175	220	285	380	480	590
h_k	км	70	110	130	150	170	200	225	250
ϑ_k^* (ϑ_k)	град	41	38,5	36,5	34,5	31,5	27,3	23	19
$v_k \text{ min}$	м/с	2810	4300	4925	5415	5987	6530	6915	7185
$\frac{\partial L_{\pi}}{\partial v_k}$	км/м/с	0,67	1,24	1,66	2,1	2,81	4	5,48	7,53
$\frac{\partial L_{\pi}}{\partial h_k}$	км/км	1,13	1,53	1,85	2,2	2,8	3,76	5,05	6,76
$\frac{\partial h_k}{\partial Z_{\pi}}$	км/м/с	0,44	0,69	0,8	0,88	0,97	1	1	0,92
$\frac{\partial v_{kz}}{\partial v_k}$									
t_{π}	мин	8,5	13,5	16	19	23	28	32	35

2. ПОЛЕТ УБР НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ

Достижение необходимых для обеспечения требуемой дальности параметров v_k , h_k , θ_k осуществляется на активном участке полета. Выбор оптимальной формы траектории на этом участке в общем случае сводится к оптимизации следующих основных программ системы управления:

- программы регулирования угла тангажа;
- программы регулирования кажущейся скорости;
- программы формирования боевых порядков движения отделяющихся боевых элементов.

Для УБР с РДТТ вторую из перечисленных программ обычно не рассматривают из-за трудностей регулирования тяги двигателей маршевых ступеней.

Под программой угла тангажа понимают закон изменения угла наклона продольной оси ракеты в плоскости прицеливания к горизонту в процессе работы двигателей маршевых ступеней от момента пуска до момента выполнения условий достижения требуемой дальности полета. Под программой формирования боевых порядков движения отделяющихся боевых элементов в общем случае будем понимать закон изменения пространственного положения ступени разведения на участке от момента ее отделения от последней маршевой ступени до момента сброса последнего боевого элемента, позволяющий осуществить необходимую последовательность отделения, направление и форму траектории движения отделившихся боевых элементов на пассивном участке траектории.

В случае построения боевых порядков движения отделившихся боевых элементов в плоскости прицеливания программа их формирования может являться составной частью программы формирования угла тангажа.

На стадии предварительного проектирования при определении основных тактико-технических характеристик УБР, когда ее конструктивные параметры известны весьма приближенно, а также отсутствуют точные сведения о действующих на ракету силах (рис. 2.2), можно ограничиться рассмотрением системы уравнений невозмущенного движения ракеты с отброшенными или осредненными членами, сравнительно мало влияющими на точность расчетов.

Так, при проектных расчетах целесообразно рассматривать движение УБР относительно неподвижной Земли без учета бокового и вращательного движения ракеты, считая СУ идеальной [5]. При этих допущениях система уравнений

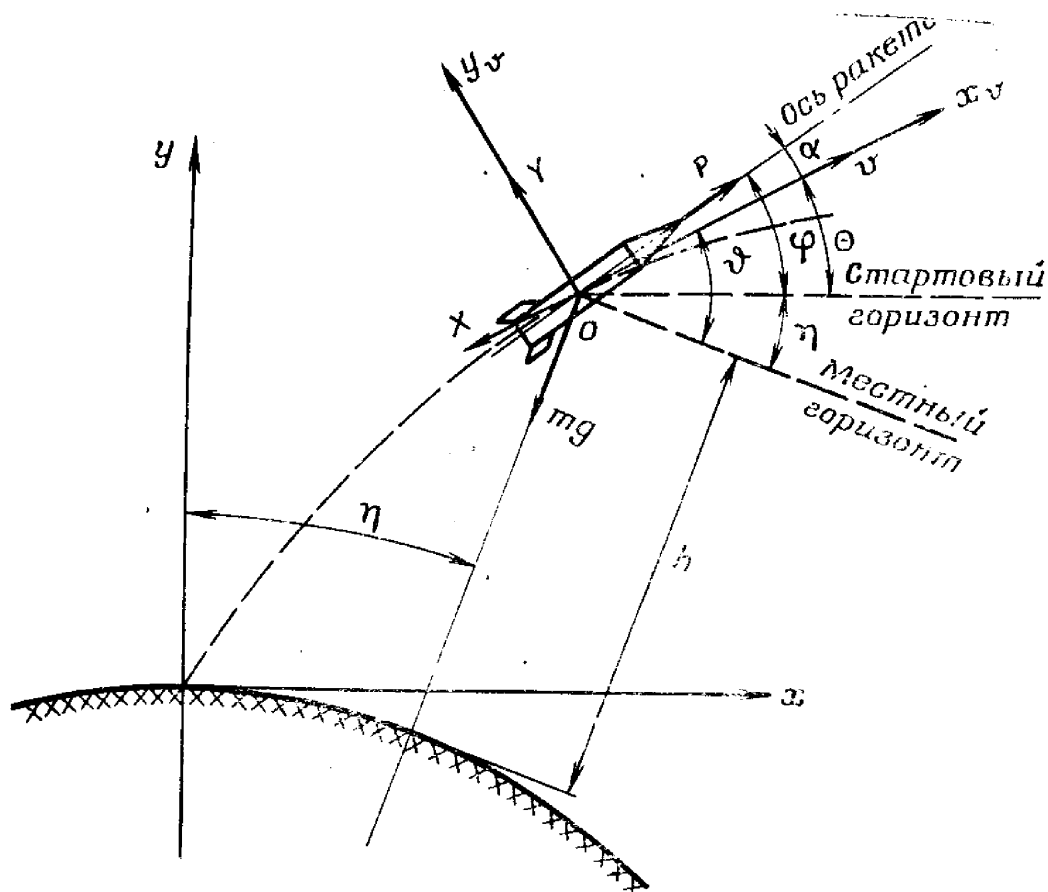


Рис. 2.2. Силы, действующие на УБР на активном участке полета

движения центра масс УБР на активном участке в скоростной системе координат x_v, O, y_v , имеющей начало в центре масс ракеты и ось Ox_v , направленную вдоль вектора скорости $\bar{v}$ (рис. 2.2), имеет следующий вид

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= P \cos \alpha - X - mg_0 \frac{R_3}{(R_3 + h)^2} \sin \vartheta; \\ mv \frac{d\vartheta}{dt} &= P \alpha + Y - mg_0 \frac{R_3}{(R_3 + h)^2} \cos \vartheta; \\ \frac{dh}{dt} &= v \sin \vartheta; \quad \frac{d\eta}{dt} = \frac{v}{R_3 + h} \cos \vartheta; \\ \vartheta &= \eta + \varphi - \alpha; \quad \varphi = \theta + \alpha, \end{aligned} \right\} \quad (2.22)$$

где t — время;

m — масса ракеты;

ϑ, θ — углы наклона вектора скорости к местному и стартовому горизонтам соответственно;

α — угол атаки;

φ — угол тангажа;

η — полярный угол ($0 \leq \eta \leq \delta$);

P — суммарная тяга двигателей по продольной оси ракеты;

X — сила лобового сопротивления;

Y — подъемная сила ракеты.

Рассмотрим более подробно основные члены, входящие в систему уравнений (2.22).

Масса ракеты в произвольный момент времени t определяется выражением

$$m = m_0 - \int_0^t \dot{m}(t) dt,$$

где m_0 — начальная (стартовая) масса ракеты;

$\dot{m}$ — секундный массовый расход топлива.

Равнодействующую аэродинамических сил, действующих на УБР в полете, раскладывают на две составляющие:

— силу лобового сопротивления

$$X = C_x \frac{\rho v^2}{2} S_m,$$

где $\rho = \rho(h)$ — плотность атмосферы на высоте h ;

C_x — коэффициент лобового сопротивления;

S_m — площадь миделя;

— подъемную силу

$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} S_m,$$

где C_y — коэффициент подъемной силы.

Коэффициент лобового сопротивления зависит от числа M , высоты полета h и угла атаки α

$$C_x = C_x(M, h, \alpha),$$

где $M = \frac{v}{a}$;

a — скорость звука на высоте h .

Коэффициент подъемной силы пропорционален углу атаки α и зависит от числа M :

$$C_y = C_y^a(M) \alpha,$$

где $C_y^a(M)$ — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки.

Сила тяги двигателей выражается известной зависимостью

$$P = \dot{\omega}(t) g_0 I_1 \cos \gamma = \dot{\omega}(t) g_0 \left(I_{1п} - \beta_T \bar{d}_a^2 \frac{p_h}{p_k} \right) \cos \gamma,$$

где $I_{1п}$ — удельный импульс двигателя в пустоте;

$\bar{d}_a$ — геометрическое расширение сопел;

p_h, p_k — давление в атмосфере и в камере сгорания соответственно;

γ — угол наклона оси сопел двигателя к продольной оси ракеты;

β_T — комплекс параметров, зависящий от энергетических характеристик топлива.

Решение системы уравнений (2.22) возможно численными методами, если известны характеристики ракеты (массовые, геометрические, тяговые, аэродинамические) и программа угла тангажа, задаваемая, например, в виде зависимости $\varphi = \varphi_{пр}(t)$. Характер изменения углов φ и α на активном участке полета УБР показан на рис. 2.3.

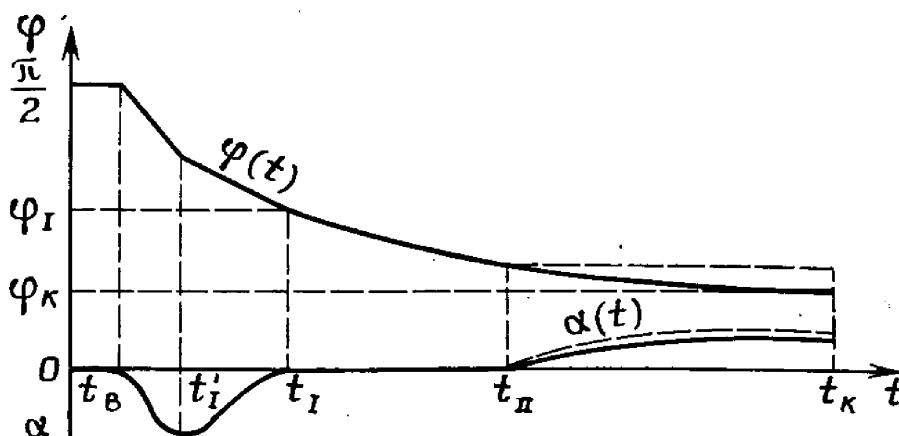


Рис. 2.3. Характер изменения углов φ и α на активном участке полета УБР

При формировании программы угла тангажа необходимо учитывать требования, определяющие основные летно-технические характеристики ракеты: максимальную дальность полета, рассеивание боевых частей, эффективность преодоления ПРО, управляемость на активном участке и другие, причем к основным относят первые два из перечисленных требований.

Поскольку в большинстве случаев требования обеспечения максимальной дальности и минимального рассеивания несовместимы, то УБР могут иметь несколько про-

грамм. Одна из них предназначена для полета на максимальную или близкие к ней дальности, а другие — для полета на промежуточные и минимальную дальности. В дополнение к перечисленным к программе угла тангажа предъявляется и ряд других требований, связанных с назначением и условиями боевого применения РК, особенностями СУ, конструкции ракеты и применения ГЧ и КСП ПРО.

Программы угла тангажа, наиболее полно отвечающие рассмотренным требованиям, называют оптимальными. Так как наибольшие трудности возникают при оптимизации программы угла тангажа максимальной дальности полета, то дальнейшие рассуждения будут относиться именно к этой дальности.

В общем случае выбор оптимальной программы является сложной вариационной задачей, решение которой возможно классическими методами, но связано с большими трудностями даже при значительных упрощениях. Кроме того, ограничения на параметры движения, накладываемые конструкцией ракеты и СУ, настолько сужают область возможных вариаций программ, что эффективность таких методов практически сводится на нет.

Указанные соображения привели к разработке инженерных методов выбора оптимальной траектории, в основе которых лежат идеи прямых методов решения вариационных задач. Использование подобных методов в конечном счете сводится к отысканию определенного семейства программ (одно- или многопараметрических), которые с приемлемой точностью обеспечивают экстремум некоторого функционала, например максимум дальности $L[\varphi(t)]$.

Для выявления наиболее приемлемого семейства программ рассмотрим более подробно предъявляемые к ним требования на различных участках активного полета, для чего условно разделим траекторию на три участка (рис. 2.3):

- участок дозвуковых скоростей $0t_1$;
- участок транс- и сверхзвуковых скоростей и больших скоростных напоров t_1t_{II} ;
- участок малых скоростных напоров, или безатмосферный участок $t_{II}t_k$.

Вертикальный пуск широко используется для ракет с большой дальностью полета, что объясняется простотой и удобством его реализации, хотя возможно и другое положение ракеты при пуске. Форма дозвукового участка траектории слабо влияет на максимальную дальность полета ракеты и точность попадания в цель, поэтому программа

изменения угла тангажа φ на этом участке выбирается исходя из условия безопасной для ракеты и пускового устройства продолжительности вертикального полета t_v , допустимой скорости разворота ракеты по тангажу и обеспечения малых углов атаки в области сопряжения со вторым участком. Программа угла тангажа на первом участке $\varphi_1(t)$ может быть выбрана в виде параболы или, например, в виде двух прямых:

$$\varphi_1(t) = \begin{cases} \frac{\pi}{2} - \dot{\varphi}_1(t - t_v) & \text{при } t_v \leq t \leq t'_1; \\ \varphi_1 - \dot{\varphi}'_1(t - t_1) & \text{при } t'_1 \leq t \leq t_1. \end{cases}$$

Коэффициенты наклона прямых $\dot{\varphi}_1$ и $\dot{\varphi}'_1$ определяются условием $\alpha = 0$, $\varphi = \varphi_1$ при $t = t_1$ и допустимой величиной угловой скорости тангажа $\varphi_{\text{доп}}$.

На втором участке основными требованиями к программе тангажа помимо достижения максимальной дальности и заданного рассеивания является обеспечение ограниченных поперечных перегрузок, приемлемых температурных режимов, управляемости ракеты и надежности разделения ступеней при минимальной массе системы разделения и органов управления. Одновременное выполнение указанных требований невозможно из-за их противоречивости.

Программа угла тангажа на этом участке движения для УБР с РДТТ принимается такой, чтобы программные углы атаки были практически равны нулю. Указанное условие может быть записано в виде

$$\varphi_2(t) = -\frac{g_0}{v} \cos \varphi_2(t) \text{ при } t_1 \leq t \leq t_{II}.$$

Интегрирование последнего выражения дает следующую зависимость для программы угла тангажа на втором участке [10]:

$$\varphi_2(t) = \operatorname{arctg} \left[\exp \left(- \int_{t_1}^t \frac{g_0}{v} dt \right) \operatorname{tg} \left(\frac{\varphi_1}{2} + \frac{\pi}{4} \right) - \frac{\pi}{2} \right].$$

Учитывая, что отношение g_0/v практически не зависит от вариаций траекторий полета в определенных пределах, можно считать, что программа на втором участке определяется параметром φ_1 .

На третьем участке основными требованиями к программе угла тангажа являются обеспечение максимальной

дальности полета и приемлемой точности попадания в цель. При полете в пустоте в первом приближении максимум дальности обеспечивается при реализации программы тангажа в соответствии с выражением [10]

$$\operatorname{tg} \varphi_3(t) = \frac{L'_y(t_k - t) + L'_{v_y}}{L'_x(t_k - t) + L'_{v_x}}, \quad (2.23)$$

где $L'_y = \frac{\partial L}{\partial y}$, $L'_x = \frac{\partial L}{\partial x}$, $L'_{v_y} = \frac{\partial L}{\partial v_y}$, $L'_{v_x} = \frac{\partial L}{\partial v_x}$ — частные

производные полной дальности по кинематическим параметрам x , y , v_x , v_y в конце активного участка траектории; $v_x = v_k \cos \vartheta_k$, $v_y = v_k \sin \vartheta_k$ — проекции вектора скорости на оси системы координат, повернутые относительно скоростной системы координат на угол ϑ_k .

Частные производные полной дальности по кинематическим параметрам, входящие в выражение (2.23), связаны с приведенными выше частными производными дальности пассивного полета (см. зависимости (2.19) следующими зависимостями:

$$\left. \begin{aligned} L'_{v_y} &= \frac{\partial L_n}{\partial v_k} \sin \vartheta_k + \frac{\partial L_n}{\partial \vartheta_k} \frac{\cos \vartheta_k}{v_k}; \\ L'_{v_x} &= \frac{\partial L_n}{\partial v_k} \cos \vartheta_k - \frac{\partial L_n}{\partial \vartheta_k} \frac{\sin \vartheta_k}{v_k}; \\ L'_y &= \frac{\partial L_n}{\partial h_k} \cos \delta - \frac{\sin \delta}{R_3 + h_k} \left(R_3 + \frac{\partial L_n}{\partial \vartheta_k} \right); \\ L'_x &= \frac{\partial L_n}{\partial h_k} \sin \delta + \frac{\cos \delta}{R_3 + h_k} \left(R_3 + \frac{\partial L_n}{\partial \vartheta_k} \right). \end{aligned} \right\} \quad (2.24)$$

Из выражения (2.23) видно, что угол тангажа убывает с примерно постоянной скоростью $\varphi_3(t)$.

Учитывая изложенные соображения, можно построить следующие виды семейств программ угла тангажа:

— однопараметрическое семейство $\varphi(t, \varphi_I)$, при котором форма траекторий характеризуется условием $\alpha=0$ от $\varphi=\varphi_I$ до конца активного полета;

— двухпараметрическое семейство $\varphi(t, \varphi_I, \varphi_k)$, при котором форма траекторий от $\varphi=\varphi_I$ до некоторого момента времени характеризуется условием $\alpha=0$ и далее угол тангажа является постоянным $\varphi=\varphi_k$;

— трехпараметрическое семейство $\varphi(t, \varphi_I, \varphi_k, \dot{\varphi})$, при

котором форма траекторий от участка полета при $\alpha=0$ до достижения некоторого значения $\varphi=\varphi_h$ характеризуется максимально допустимой угловой скоростью тангажа $\dot{\varphi}=\dot{\varphi}_{\max}$ и далее $\dot{\varphi}=\dot{\varphi}_h$.

Достаточно полная реализация максимума дальности при заданной точности попадания в цель обеспечивается двух- или трехпараметрическими семействами программ. С точки зрения простоты приборной реализации предпочтительным является двухпараметрическое семейство.

При окончательном выборе вида и числа программ угла тангажа, характеризующих движение УБР при различных азимутах прицеливания и дальностях полета, необходимо, как считают зарубежные специалисты, учитывать ограничения, связанные с обеспечением нормальной работоспособности конструкции и автоматики ГЧ и КСП ПРО на пассивном участке траектории. Указанные ограничения харак-

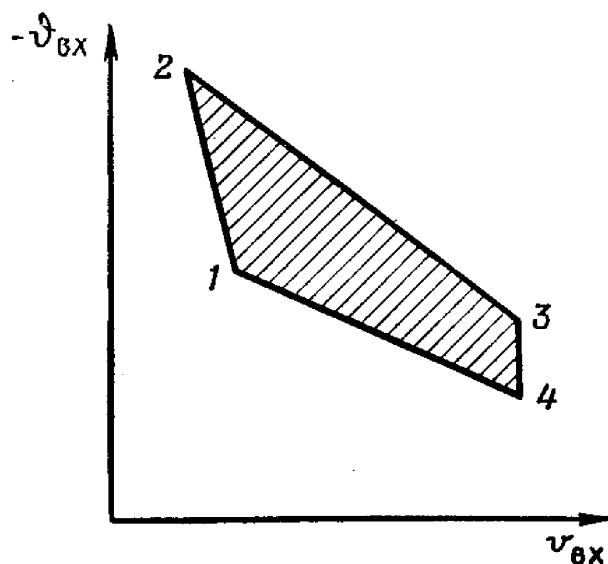


Рис. 2.4. Примерный вид области начальных условий движения ГЧ при входе в атмосферу:

1—2 — граница области входа при пуске на минимальную дальность; 3—4 — граница области входа при пуске на максимальную дальность

теризуются допустимыми областями значений начальных условий движения ГЧ при входе в атмосферу, примерный вид которых представлен на рис. 2.4.

Реализация требуемых значений скоростей ($v_{вх}$) и углов ($\dot{\varphi}_{вх}$) при входе ГЧ в атмосферу наиболее просто осуществляется двухпараметрическим семейством программ тангажа, что в определенной мере оправдывает некоторые потери дальности полета, связанные с заменой энергетиче-

ски оптимальной программы на третьем участке полета вида (2.23) программой с постоянным углом $\varphi = \varphi_k$.

Для формирования траектории полета отделяемых элементов КСП ПРО или боевых частей разделяющихся ГЧ помимо программ угла тангажа необходимы программы, обеспечивающие построение требуемых боевых порядков движения указанных элементов. Вид и число таких программ зависят от состава ГЧ или КСП, принятого способа формирования боевых порядков и конструктивных особенностей размещения ГЧ (боевых частей) и элементов КСП на ракете.

Рассмотрим наиболее характерные требования, предъявляемые к боевым порядкам, на примере УБР, оснащенной моноблочной ГЧ и КСП ПРО в виде отделяемых ложных целей (ЛЦ). В этом случае при движении ГЧ и ЛЦ на пассивном участке траектории должны выполняться следующие основные требования [14]:

- произвольное положение ГЧ в боевом порядке и исключение возможности ее селекции по положению других элементов на траектории;

- радиус пролонгированных точек падения ЛЦ не должен существенно превышать радиус зоны поражения цели;

- расстояния между элементами боевого порядка в зоне возможного перехвата антиракетами должны исключать возможность поражения двух элементов одной антиракетой.

Формирование боевых порядков применительно к рассматриваемому примеру обычно производится в конце активного полета путем сообщения боевым элементам определенного приращения скорости. Влияние направления и величины мгновенного приращения скорости, сообщаемой отдельному элементу при отделении от УБР, на траекторию его дальнейшего движения может быть в первом приближении оценено для случая полета в плоскости прицеливания при отсутствии вращения Земли, исходя из выражения

$$\Delta L = L'_{vy} \Delta v_y + L'_{vx} \Delta v_x = \Delta v_0 (L'_{vy} \sin \nu + L'_{vx} \cos \nu), \quad (2.25)$$

где $\Delta v_y = \Delta v_0 \sin \nu$;

$\Delta v_x = \Delta v_0 \cos \nu$;

Δv_0 — величина приращения скорости по направлению, характеризуемому углом ν относительно местного горизонта.

Для попадания ГЧ и ЛЦ, получившей относительно ГЧ приращение скорости Δv_0 , в одну точку ($\Delta L=0$), как следует из выражения (2.25), должно выполняться следующее условие:

$$\operatorname{tg} \nu^* = - \frac{L'_{v_x}}{L'_{v_y}}, \quad (2.26)$$

где ν^* — значение угла ν , при котором обеспечивается условие $\Delta L=0$.

С другой стороны, максимальное приращение дальности, соответствующее данному приращению скорости Δv_0 , обеспечивается, если угол $\nu = \vartheta_k^*$, или

$$\operatorname{tg} \nu = \operatorname{tg} \vartheta_k^* = \frac{L'_{v_y}}{L'_{v_x}}. \quad (2.27)$$

Из выражений (2.26) и (2.27) имеем

$$\nu^* = \vartheta_k^* \pm 90^\circ.$$

Величина и знак приращения скорости Δv_0 , если оно направлено под углом ν^* к местному горизонту, влияют только на траекторию отделяемого элемента боевого порядка, как это показано на рис. 2.5. Изменяя величину и

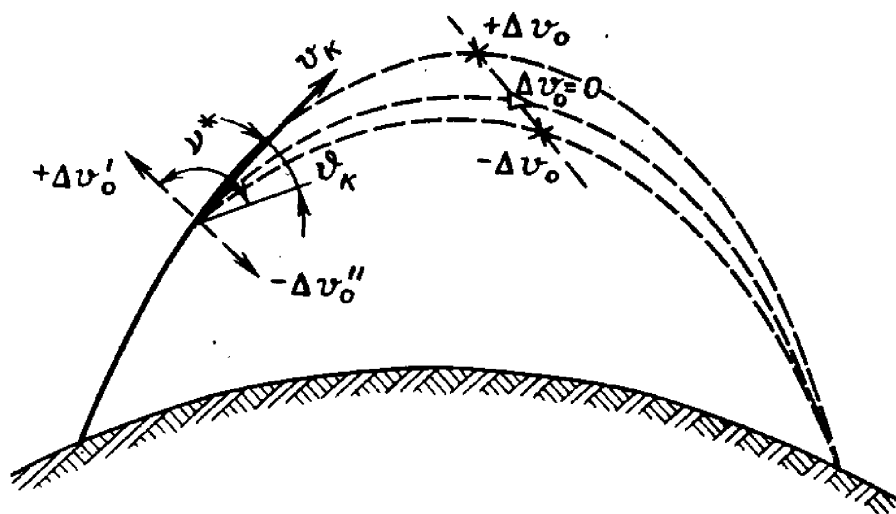


Рис. 2.5. Влияние направления и значения Δv_0 на траекторию полета боевого элемента

знак Δv_0 , можно обеспечить произвольное положение ГЧ в строю отделившихся элементов и необходимое расстояние между отдельными элементами.

Для рассматриваемого примера программа формирования боевых порядков должна обеспечивать возможность ориентации ступени разведения в пространстве перед отделением элементов, позволяющую сообщить им скорость Δv_0 требуемой величины и знака в направлении, определяемом условием (2.26), и выдерживать ее в течение процесса отделения всех элементов боевого порядка.

Реализация такой ориентации ступени разведения обеспечивается разворотом ракеты на определенные углы, конкретные значения которых в общем случае зависят от принятого способа формирования боевых порядков (последовательное или индивидуальное разведение), конструктивного размещения ЛЦ и средств формирования боевых порядков на ступени разведения, а также от значений углов ϑ_k перед отделением элементов.

При оснащении ракеты разделяющейся ГЧ программа формирования боевых порядков движения отдельных боевых частей включает ряд сложных пространственных маневров, выполняемых ступенью разведения, зависящих от числа и взаимного расположения целей, выбранных для поражения, способа формирования боевых порядков и конструктивных особенностей УБР.

В целях экономии энергетических затрат, связанных с реализацией программ формирования боевых порядков, развороты ступени разведения на необходимые направления обычно производятся с максимальными угловыми скоростями, допустимыми с точки зрения возможностей органов управления и аппаратуры СУ.

3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ И МАКСИМАЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА УБР

Достижение требуемой максимальной дальности полета ракеты является одной из важных задач, решаемых при разработке конкретной УБР. Выше было показано, что основным фактором, определяющим максимальную дальность полета, является скорость в конце активного участка траектории. Приблизненно выражение для определения значения скорости в конце активного участка для n -ступенчатой УБР при полном расходе топлива может быть получено из первого уравнения системы уравнений

(2.22), если пренебречь потерями, связанными с наличием атмосферы и действием гравитации:

$$v_k = \sum_{i=1}^n I_{1i} g_0 \ln \frac{1}{1 - \mu_i}, \quad (2.28)$$

где $\mu_i = \frac{\omega_i}{m_{0i}}$ — относительный запас топлива на i -й ступени;

m_{0i}, ω_i — начальная масса i -й ступени и масса топлива на i -й ступени соответственно;

I_{1i} — удельный импульс двигателя i -й ступени в пустоте.

Выражение (2.28) известно как формула Циолковского и показывает, что конечная скорость УБР зависит от удельного импульса и массовых характеристик ракеты. Массовые характеристики n -ступенчатой УБР применительно к дальнейшему анализу удобно представить в виде выражения

$$m_0 = m_{п.н} + \sum_{i=1}^n (m_{кi} + \omega_i), \quad (2.29)$$

где m_0 — стартовая масса ракеты;

$m_{п.н}$ — масса полезной нагрузки;

$m_{кi}$ — масса конструкции i -й ступени.

Первый член выражения (2.29) представляет собой массу полезной нагрузки (массу, разгоняемую до требуемой скорости маршевыми ступенями), в которую обычно включается масса ГЧ и КСП, системы управления полетом УБР, средств формирования боевых порядков, а также элементов конструкции для размещения указанных систем. Второй член характеризует массовые показатели маршевых ступеней ракеты (ракеты-носителя).

Выражение (2.29) применительно к УБР с РДТТ можно представить в виде

$$\Lambda = \frac{m_0}{m_{п.н}} = \frac{1}{\prod_{i=1}^n [1 - \mu_i (1 + \alpha_i)]}, \quad (2.30)$$

где $\Lambda = \Lambda_1 \Lambda_2 \dots \Lambda_n = \frac{m_0}{m_{02}} \frac{m_{02}}{m_{03}} \dots \frac{m_{0n}}{m_{п.н}}$ — относительная стартовая масса ракеты;

$\alpha_i = \frac{m_{\kappa_i}}{\omega_i}$ — относительная масса конструкции i -й ступени.

Используя выражения (2.28) и (2.30), попробуем хотя бы в первом приближении установить непосредственную связь между максимальной дальностью полета и другими характеристиками УБР, входящими в данные зависимости. С этой целью найдем экстремум величины Λ при известном значении максимальной дальности полета. Математически отыскание указанного экстремума сводится к нахождению максимума вспомогательной функции вида

$$F = \Lambda(\mu_i) + \lambda \Phi(\mu_i),$$

где λ — неопределенный множитель Лагранжа;

Φ — функция дополнительно наложенной связи.

В качестве дополнительной связи используем разность между требуемой для достижения заданной дальности полета конечной скоростью v_k и ее значением, определенным из выражения (2.28):

$$\Phi = v_k - \sum_{i=1}^n I_{1_i} g_0 \ln \frac{1}{1 - \mu_i}.$$

Условие максимума функции F определяется путем решения системы уравнений Эйлера вида

$$\frac{\partial F}{\partial \mu_i} = 0.$$

В нашем случае последнее условие запишется в виде

$$\frac{\partial \Lambda}{\partial \mu_i} + \lambda \frac{\partial \Phi}{\partial \mu_i} = 0.$$

Решение, полученное американским исследователем Фертреггом для случая, когда величины α_i не зависят от μ_i и в выражении для определения скорости полета не учитываются потери скорости на гравитацию Земли, аэродинамическое сопротивление и противодавление, а также при условии равенства удельных импульсов на всех ступенях, имеет вид

$$1 - \mu_i = \sqrt[n]{\prod_{i=1}^n (1 - \mu_i)} \sqrt[n]{\prod_{i=1}^n \frac{1 + \alpha_i}{\alpha_i} \frac{\alpha_i}{1 + \alpha_i}}. \quad (2.31)$$

Выражение (2.31) определяет при оговоренных выше допущениях оптимальное значение относительного запаса топлива на i -й ступени УБР с РДТТ, обеспечивающего минимум величины Λ при условии достижения требуемого значения v_k .

Подставляя выражение (2.31) в выражение (2.30), получаем

$$\Lambda = \left[\frac{1}{\sqrt[n]{\prod_{i=1}^n (1 - \mu_i)} \sqrt[n]{\prod_{i=1}^n (1 + \alpha_i)} - \sqrt[n]{\prod_{i=1}^n \alpha_i}} \right]^n. \quad (2.32)$$

Обозначим

$$1 - \mu = (1 - \mu_1)(1 - \mu_2) \dots (1 - \mu_n) = \prod_{i=1}^n (1 - \mu_i).$$

Учитывая, что для крупногабаритных РДТТ $\alpha_i \ll 1$ и, как правило, значения α_i незначительно отличаются одно от другого, можно обозначить:

$$\left. \begin{aligned} \sqrt[n]{\prod_{i=1}^n (1 + \alpha_i)} &\approx \sqrt[n]{1 + \sum_{i=1}^n \alpha_i} \approx 1 + \frac{\sum_{i=1}^n \alpha_i}{n} = 1 + \bar{\alpha}; \\ \sqrt[n]{\prod_{i=1}^n \alpha_i} &\approx \frac{\sum_{i=1}^n \alpha_i}{n} = \bar{\alpha}. \end{aligned} \right\} \quad (2.33)$$

С учетом обозначения (2.33) выражение (2.32) можно представить в виде

$$\Lambda = \left[\frac{1}{(1 + \bar{\alpha}) \sqrt[n]{1 - \mu} - \bar{\alpha}} \right]^n. \quad (2.34)$$

Величина $(1 - \mu)$ может быть выражена через конечную скорость v_k с приближенным учетом потерь, имеющих место в реальных условиях полета. Так, для n -ступенчатой УБР можно записать

$$v_k = \bar{I}_1 g_0 \ln \frac{1}{1 - \mu} - \Delta v_\Sigma,$$

где Δv_Σ — суммарные потери скорости на гравитацию, аэродинамическое сопротивление и противодействие, имеющие место на активном участке траектории;

$\bar{I}_1 = \frac{\sum_{i=1}^n I_{1i}}{n}$ — среднее значение удельного импульса двигателей в пустоте.

После необходимых преобразований получим

$$1 - \mu = \exp \left(- \frac{K_v v_k}{\bar{I}_1 g_0} \right), \quad (2.35)$$

где $K_v = 1 + \frac{\Delta v_{\Sigma}}{v_k}$.

Анализ данных по зарубежным УБР с РДТТ [5] позволяет выразить в первом приближении величину $K_v v_k$ через максимальную дальность полета $L_{\max}$ в виде

$$K_v v_k = A L_{\max}^a, \quad (2.36)$$

где A и a — постоянные коэффициенты, значения которых в первом приближении составляют:

$$A = 407, \quad a = 1/3 \quad \text{при} \quad 300 \text{ км} \leq L_{\max} \leq 6000 \text{ км};$$

$$A = 825, \quad a = 1/4 \quad \text{при} \quad 6000 \text{ км} \leq L_{\max} \leq 12000 \text{ км}.$$

Подставляя выражение (2.35) в выражение (2.34), с учетом (2.36) имеем

$$\Lambda = \frac{m_0}{m_{п.н}} = \left[\frac{1}{(1 + \bar{\alpha}) \sqrt[n]{\exp \left(\frac{A L_{\max}^a}{\bar{I}_1 g_0} \right) - \bar{\alpha}}} \right]^n. \quad (2.37)$$

Выражение (2.37) при оговоренных выше допущениях непосредственно связывает стартовую массу и массу полезной нагрузки n -ступенчатой УБР с максимальной дальностью полета через массовые и энергетические показатели ступеней и их числом при формах траекторий полета, близких к энергетически оптимальным.

Характер зависимости потребной относительной стартовой массы УБР от максимальной дальности полета и числа ступеней показан на рис. 2.6. Зависимости вида $\frac{m_0}{m_{п.н}} = f(L_{\max})$ характеризуют так называемые энергетические возможности УБР, уровень которых, как следует из

выражения (2.37), определяется реализуемым на практике сочетанием массовых характеристик конструкции, удельного импульса двигателей и числа ступеней.

Из выражения (2.37) следует, что влияние указанных факторов на энергетические возможности УБР различно. Если изменение удельного импульса двигателей при сохранении остальных факторов постоянными всегда приводит к однозначному изменению энергетических возможностей

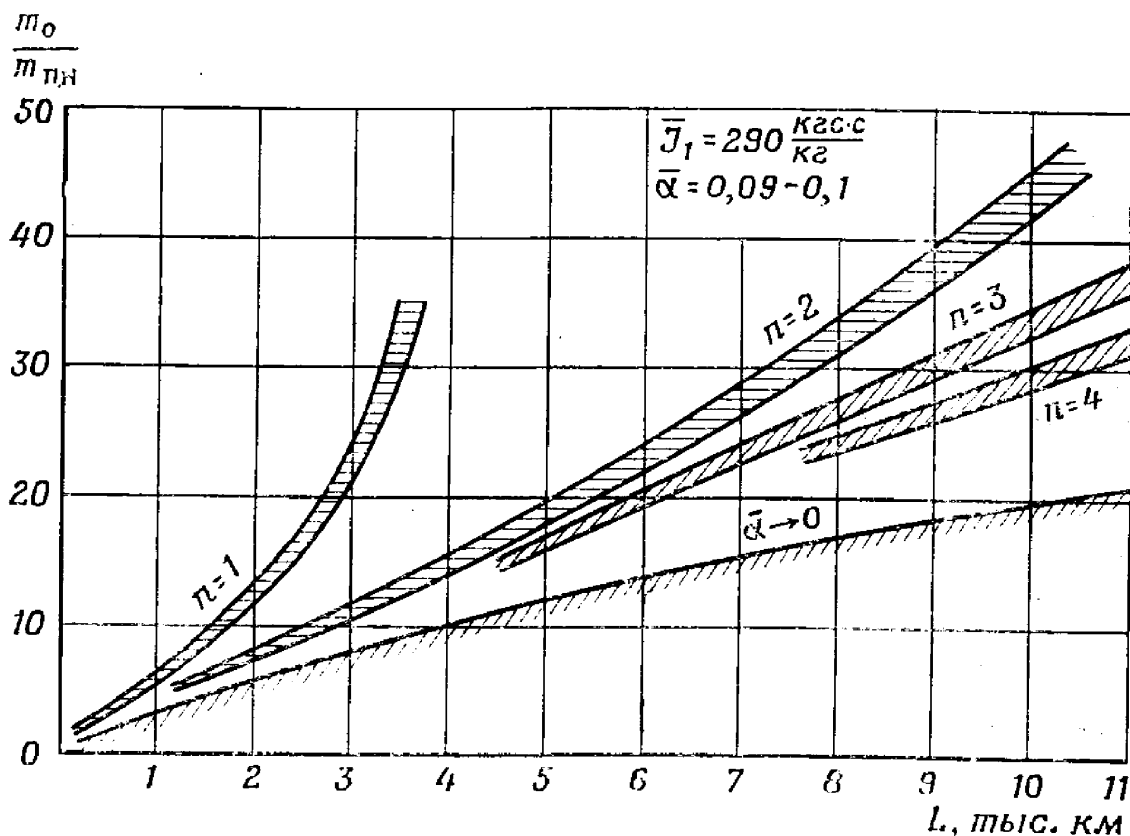


Рис. 2.6. Зависимость отношения $m_0/m_{п.н}$ от дальности полета и числа ступеней УБР

УБР, то влияние изменения уровня массовых характеристик или числа ступеней не всегда качественно однозначно и ограничено определенными пределами.

Так, уменьшение массовых характеристик конструкции ракеты до теоретически минимального значения $\bar{\alpha}=0$ не позволяет уменьшить величину относительной стартовой массы ниже величины $\Lambda_{\min}$, соответствующей случаю, когда ракета состоит только из топлива и полезной нагрузки. В этом случае энергетические возможности УБР характеризуются предельной зависимостью, определяемой выражением

$$\Lambda_{\min} = \left(\frac{m_0}{m_{п.н}} \right)_{\min} = \exp \left(\frac{AL_{\max}^a}{\bar{I}_1 g_0} \right). \quad (2.38)$$

Максимально допустимое значение относительной массы конструкции $\bar{\alpha}$ соответствует случаю $\Lambda \rightarrow \infty$ и не должно превышать величины

$$\bar{\alpha}_{\max} \leq \frac{\sqrt[n]{\exp\left(-\frac{AL^a}{\bar{I}_1 g_0}\right)}}{1 - \sqrt[n]{\exp\left(-\frac{AL_{\max}^a}{\bar{I}_1 g_0}\right)}}. \quad (2.39)$$

Влияние числа ступеней на энергетические возможности УБР также имеет свои пределы. Так, при прочих постоянных факторах увеличение числа ступеней представляется целесообразным тогда, когда требуется достижение достаточно больших дальностей полета, так как при сравнительно малых дальностях полета энергетические возможности одноступенчатых и многоступенчатых ракет практически одинаковы (рис. 2.6).

При этом с уменьшением относительной массы конструкции или с увеличением удельного импульса двигателей влияние эффекта многоступенчатости даже при больших дальностях полета уменьшается. В предельном случае, например, когда ракета состоит только из топлива и полезной нагрузки ($\bar{\alpha}=0$), энергетические возможности УБР вообще не зависят от числа ступеней.

Отмеченные выше особенности влияния уровня массовых характеристик конструкции, удельного импульса, а также числа ступеней на достижение требуемой максимальной дальности полета в зависимости от относительной стартовой массы УБР представляют, по мнению зарубежных специалистов, большой практический интерес на начальном этапе проектирования при определении области необходимых энергетических возможностей вновь разрабатываемых ракет.

Энергетические возможности УБР, создаваемых на базе уже разработанных ранее ракет, то есть когда $\bar{\alpha}$, I_1 и n уже известны, определяются в первом приближении массой полезной нагрузки, а также формой траектории полета и в этом случае могут быть выражены зависимостями вида:

$$\left. \begin{aligned} L_{\max} &= f(m_{п.н}) \text{ при } \vartheta_k = \vartheta_k^*; \\ L_{\max} &= f(\vartheta_k) \text{ при } m_{п.н} = \text{const.} \end{aligned} \right\} \quad (2.40)$$

Таким образом, энергетические возможности УБР связывают между собой такие важнейшие летно-технические

характеристики, как стартовая масса и масса полезной нагрузки с обеспечиваемой максимальной дальностью полета. Несмотря на некоторую условность этого понятия, его часто используют, по сведениям зарубежной печати, на стадии проектирования для оценки и обоснования основных летно-технических характеристик ракет с различными ГЧ или КСП, а также для решения других частных задач, встречающихся в практике на начальной стадии разработки.

Следует оговорить, что в практике проектирования часто используются два понятия, определяющие максимальную дальность полета УБР. Первое из них представляет собой располагаемую дальность полета, отвечающую случаю полного выгорания топлива при характеристиках УБР и условиях полета, соответствующих расчетным номинальным значениям ($L_{расп}^N$).

Второе понятие характеризует так называемую гарантированную дальность полета, расчетное значение которой устанавливается с учетом определенного запаса, предназначенного для компенсации влияния отклонений характеристик УБР и условий ее полета от расчетных номинальных значений ($L_{гар}$).

К числу характеристик УБР, отклонения которых от номинального значения наиболее существенно влияют на максимальную дальность полета, относятся: масса конструкции и топлива ступеней, удельный импульс двигателей, секундный расход топлива, аэродинамические характеристики и некоторые другие. Из внешних факторов, определяющих условия полета, на максимальную дальность влияют: разбросы температуры и плотности воздуха, скорость и направление ветра и т. п.

Учитывая, что отклонения указанных факторов носят случайный характер, диапазон изменения располагаемой дальности полета для ракет данного типа можно определить с некоторой вероятностью $W=1-\varepsilon$. Очевидно, что для заданного уровня вероятности ε существуют две границы изменения располагаемой дальности:

$$L_{расп}^{min} \leq L_{расп} \leq L_{расп}^{max},$$

каждая из которых соответствует вероятности $\varepsilon/2$.

Так как при проектировании УБР должно надежно (с вероятностью, близкой к единице) обеспечиваться достижение требуемой максимальной дальности, то в качестве гарантированной дальности следует рассматривать значение, соответствующее $L_{гар} = L_{расп}^{min}$.

Отдельные ракеты данного типа в зависимости от сочетания конкретных характеристик УБР и условий полета могут обеспечить несколько большую дальность, чем $L_{\text{гар}}$, но некоторая незначительная доля ракет ($\varepsilon/2$) не смогут достичь этой дальности.

Практически компенсация влияния отклонений характеристик УБР и условий ее полета от номинальных зависит, как считают зарубежные специалисты, от способа управления дальностью полета, принятого для данного типа ракет.

При способах управления дальностью полета ракеты, использующих отсечку тяги двигателей, необходимая компенсация влияния отклонений характеристик УБР и условий полета от номинальных на дальность полета обеспечивается за счет сохранения к расчетному моменту окончания активного участка траектории определенных остатков топлива, гарантирующих с требуемой вероятностью

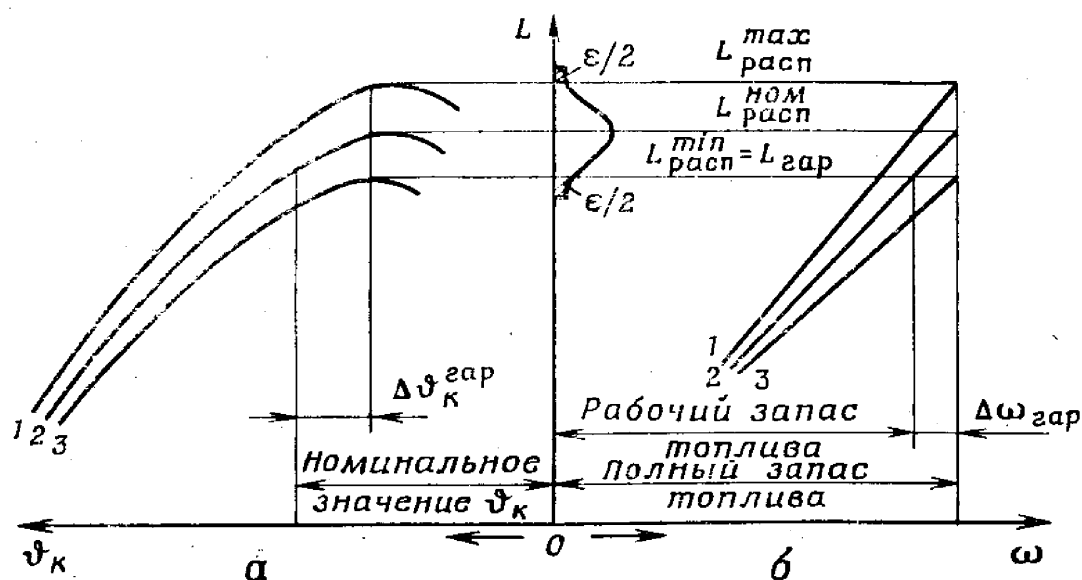


Рис. 2.7. К определению гарантированной дальности полета УБР: а — при изменении формы траектории (без отсечки тяги двигателей); б — при отсечке тяги двигателей; 1, 3 — полет при предельных отклонениях характеристик УБР и условий полета от номинальных; 2 — полет при номинальных условиях

достижение заданной дальности полета (рис. 2.7, б). В этом случае изменение дальности полета ΔL и массы неизрасходованного топлива $\Delta \omega$ в зависимости от разброса параметров λ_i , влияющих на полет УБР с РДТТ, в первом приближении может быть записано:

$$\left. \begin{aligned} \Delta L &= \delta L + \dot{L} \Delta t; \\ \Delta \omega &= -\dot{\omega}_N \Delta t, \end{aligned} \right\} \quad (2.41)$$

где $\delta L = \sum_{i=1}^k \frac{\partial L_i}{\partial \lambda_i} \Delta \lambda_i$ — изменение дальности полета вследствие отклонений $\Delta \lambda_i$ при неизменном времени работы двигателей;

$\dot{L} \Delta t$ — изменение дальности полета, связанное с изменением времени работы двигателя Δt на возмущенной траектории;

$\dot{\omega}_N$ — секундный номинальный расход топлива;

$\frac{\partial L}{\partial \lambda_i}$, $\dot{L}$ — производные дальности по параметрам λ_i и времени работы двигателя в расчетный момент окончания активного участка;

$$\dot{L} = \frac{\partial L}{\partial v_k} \dot{v}_k + \frac{\partial L}{\partial x_k} \dot{x}_k + \frac{\partial L}{\partial y_k} \dot{y}_k + \frac{\partial L}{\partial \vartheta_k} \dot{\vartheta}_k. \quad (2.42)$$

Изменение времени работы двигателя Δt на возмущенной траектории определяется из условия постоянства дальности ($\Delta L = 0$):

$$\Delta t = - \frac{\delta L}{\dot{L}},$$

следовательно,

$$\Delta \omega = \frac{\delta L}{\dot{L}} \dot{\omega}_N.$$

Считая, что отклонения $\Delta \lambda_i$ представляют собой независимые случайные величины, подчиняющиеся, например, нормальному закону распределения со средним значением, равным нулю, и среднеквадратическим отклонением σ_{λ_i} , выражение для среднеквадратического отклонения остатков топлива можно записать в виде

$$\sigma_{\lambda_i} = \frac{\dot{\omega}_N}{\dot{L}} \sqrt{\sum_{i=1}^k \left(\frac{\partial L}{\partial \lambda_i} \sigma_{\lambda_i} \right)^2}.$$

Тогда для заданного уровня вероятности величину гарантийных запасов топлива можно определить как

$$\Delta \omega_{\text{гар}} = \xi \sigma_{\omega}, \quad (2.43)$$

где ξ — коэффициент, зависящий от уровня вероятности обеспечения $L_{\text{гар}}$ (при $W=0,997$ $\xi \approx 3$, при $W=0,993$ $\xi \approx 2,7$).

При управлении дальностью полета путем изменения угла наклона ϑ_k вектора скорости в конце активного полета без отсечки тяги двигателей запас дальности полета для компенсации влияния отклонений параметров и условий полета УБР от номинальных обеспечивается изменением в процессе полета формы траектории исходя из энергетических возможностей, характеризуемых зависимостью $L_{\text{max}} = f(\vartheta_k)$, определяемой при полном выгорании топлива и различных сочетаниях уровня воздействия возмущающих факторов. Роль гарантийных запасов топлива (по аналогии с предыдущим случаем) при таком методе управления дальностью полета играет величина $\Delta \vartheta_k^{\text{гар}}$ (рис. 2.7, а).

Расчеты показывают, что относительная разница между располагаемой и гарантированной дальностями полета составляет 6—10%, при этом большее значение разницы относится к УБР с малыми дальностями полета, а меньшее — к УБР с большими дальностями полета.

4. ТОЧНОСТЬ ПОПАДАНИЯ ГЧ В ЦЕЛЬ

В результате действия различных возмущений фактическая траектория полета УБР и отделившейся ГЧ в общем случае не совпадает с расчетной номинальной траекторией, что приводит к отклонению точек падения ГЧ от цели. Рассеивание ГЧ как величину случайную принято характеризовать среднеквадратическим отклонением по дальности σ_L и боковому отклонению σ_Z . Так как на практике обычно выполняется условие

$$0,5 \leq \frac{\sigma_L}{\sigma_Z} \leq 2,$$

то в качестве характеристики точности попадания в цель с незначительными погрешностями можно использовать среднеквадратическое отклонение кругового рассеивания $\sigma_r = \frac{1}{2} (\sigma_L + \sigma_Z)$.

Предельное отклонение Δr в зависимости от вероятности попадания в цель W связано со среднеквадратическим отклонением кругового рассеивания σ_r следующим соотношением

$$\Delta r = \xi(W) \sigma_r.$$

В зарубежной литературе для характеристики точности попадания в цель часто используется круговое вероятное отклонение (КВО), представляющее собой радиус круга, в который попадают 50% ракет. КВО связано с σ_r соотношением

$$КВО = 1,18 \sigma_r.$$

При $W = 0,993$ $\Delta r = 2,7 \sigma_r \approx 2,28$ КВО.

В зависимости от требований к точности попадания в цель в УБР могут применяться различные системы наведения, методы управления на траектории и соответствующая аппаратная реализация СУ. Как уже отмечалось, наиболее характерным для современных зарубежных УБР является использование автономных инерциальных СУ, обеспечивающих управление полетом только на активном участке траектории.

При этом задачи управления полетом решаются путем сближения фактической траектории активного участка с расчетной и определения момента подачи команды на отсечку тяги двигателя. В этом случае рассеивание ГЧ определяется совокупностью случайных факторов, которая может быть условно разделена на следующие основные группы:

- ошибки предпусковой подготовки ракеты;
- возмущения, действующие на активном участке полета;
- возмущения, действующие на пассивном участке полета.

Первая группа включает ошибки геодезической подготовки стартовой позиции, точность определения направления и координат цели, ошибки подготовки и ввода полетного задания в СУ и не связана с полетом ракеты.

Рассеивание ГЧ, вызываемое возмущениями на активном участке, делят на отклонения, обусловленные инструментальными и методическими ошибками СУ, что связано с используемыми методами управления дальностью и бокового движения УБР. Рассмотрим более подробно основные расчетные зависимости, определяющие управление дальностью полета и боковым движением УБР на актив-

ном участке с использованием автономных инерциальных СУ.

Дальность полета L , боковое отклонение Z ГЧ однозначно определяются кинематическими параметрами траектории в конце активного участка при условии, что силы, действующие на пассивном участке, равны расчетным:

$$\left. \begin{aligned} L &= L[v_x(t_k), v_y(t_k), v_z(t_k), x(t_k), y(t_k), z(t_k)]; \\ Z &= Z[v_x(t_k), v_y(t_k), v_z(t_k), x(t_k), y(t_k), z(t_k)]. \end{aligned} \right\} \quad (2.44)$$

Если в выражении (2.44) принять, что параметры конца активного участка равны их номинальным значениям $v_x^*(t_k^*)$, $v_y^*(t_k^*)$, $v_z^*(t_k^*)$, $x^*(t_k^*)$, $y^*(t_k^*)$ и $z^*(t_k^*)$, то получим расчетные дальность полета L^* и боковое отклонение Z^* ГЧ. Однако в реальных условиях в результате воздействия возмущающих факторов к расчетному моменту времени t_k^* параметры движения УБР в общем случае будут отличаться от номинальных, и, следовательно, отсечка тяги двигателя в момент t_k^* в этих условиях не обеспечивает достижения расчетных L^* и Z^* .

Для попадания в заданную точку при наличии отклонения параметров движения УБР от расчетных необходимо, чтобы СУ обеспечивала измерение текущих параметров и вычисление по измеренным значениям некоторых управляющих функций

$$\left. \begin{aligned} \Phi_L &= L[v_x(t_k), v_y(t_k), v_z(t_k), x(t_k), y(t_k), z(t_k)]; \\ \Phi_Z &= Z[v_x(t_k), v_y(t_k), v_z(t_k), x(t_k), y(t_k), z(t_k)]. \end{aligned} \right\} \quad (2.45)$$

соответствующих текущим значениям L и Z , а также отсечку тяги двигателя в момент выполнения условия:

$$\Phi_L = \Phi_L^*;$$

$$\Phi_Z = \Phi_Z^*.$$

Так как $\Phi_L^* = L^*$ и $\Phi_Z^* = Z^*$, то рассеивание точек падения ГЧ будет вызываться только ошибками измерения параметров, входящих в функции (2.45), то есть инструментальными ошибками СУ. Но использование в качестве управляющих функций L и Z , выраженных через текущие параметры движения, хотя в принципе и возможно, но достаточно сложно, поэтому на практике обычно применяют упрощенные зависимости, получаемые, например, в результате разложения функции (2.45) в ряд Тейлора в окрестностях расчетных значений аргумента.

Следует отметить, что из двух условий, заданных функциями (2.45), отсечка тяги двигателя практически осуществляется при выполнении первого условия, чем достигается управление дальностью полета, а реализация необходимого бокового отклонения достигается выбором соответствующего закона управления боковым движением в зоне возможного выключения двигателя, что позволяет рассматривать управление по L и Z независимо.

С учетом изложенного и ошибок, связанных с исключением членов разложения в ряд Тейлора выше первого порядка малости, а также пренебрегая взаимным влиянием отклонений параметров движения в плоскостях прицеливания и бокового движения на рассеивание, будем иметь:

$$\left. \begin{aligned} \Delta L &= L - L^* = L'_{v_x} \Delta v_x + L'_{v_y} \Delta v_y + \\ &\quad + L'_x \Delta x + L'_y \Delta y + I'_t \Delta t_k; \\ \Delta Z &= Z - Z^* = Z'_{v_z} \Delta v_z + Z'_z \Delta z, \end{aligned} \right\} \quad (2.46)$$

где $\Delta v_x = v_x(t_k) - v_x^*(t_k^*)$;

.....
 $\Delta z = z(t_k) - z^*(t_k^*)$.

Из равенства нулю выражения (2.46) следует:

$$\left. \begin{aligned} \Delta L &= \Phi_{L_1} - \Phi_{L_1}^* = 0; \\ \Delta Z &= \Phi_{Z_1} - \Phi_{Z_1}^* = 0, \end{aligned} \right\} \quad (2.47)$$

где

$$\left. \begin{aligned} \Phi_{L_1} &= L'_{v_x} v_x(t) + L'_{v_y} v_y(t) + L'_x x(t) + \\ &\quad + L'_y y(t) + I'_t(t); \\ \Phi_{Z_1} &= Z'_{v_z} v_z(t) + Z'_z z(t). \end{aligned} \right\} \quad (2.48)$$

Выражения (2.48) представляют собой линейные функционалы управления дальностью полета и боковым движением УБР соответственно. Для вычисления функционалов Φ_{L_1} и Φ_{Z_1} при использовании автономных инерциальных СУ на борту ракеты, как правило, измеряется не истинное ускорение движения $\ddot{v}$, а кажущееся ускорение движения $\ddot{w}$, связанное с истинным соотношением

$$\ddot{v} = \ddot{w} - \overline{g}.$$

В связи с этим для определения момента выключения двигателя управляющие функционалы должны быть пред-

ставлены в виде, позволяющем использовать информацию непосредственно от измерительных устройств кажущегося ускорения.

Если имеют место некоторые отклонения действительного движения УБР от расчетного, то при выключении двигателя в момент времени t_k , соответствующий условиям $\Phi_{L_1}(t_k) = \Phi_{L_1}^*$; $\Phi_{Z_1}(t_k) = \Phi_{Z_1}^*$, отклонения ГЧ от цели, помимо инструментальных ошибок СУ, будут включать так называемые методические ошибки, проявляющиеся в этом случае в результате применения упрощенных по сравнению с функционалами (2.45) управляющих функций (2.46).

Инструментальные ошибки вызываются следующими основными причинами:

- ошибками измерительных устройств, складывающимися из погрешностей начальной ориентации чувствительных элементов гироскопов вследствие ошибок работы системы прицеливания и ошибок выставки гироскопов, из уходов в полете осей гироскопов из плоскостей начальной ориентации, обусловленных производственными и конструктивными погрешностями, а также из погрешностей измерения кажущегося ускорения;

- ошибками вычислительных устройств, складывающимися из погрешностей интеграторов, множителей, сумматоров, погрешностей ввода полетного задания (неточностей округления, аппроксимации), ошибок преобразователей координат и др.

К основным возмущениям, вызывающим появление методических ошибок, относятся:

- отклонения тяги и секундного расхода топлива;
- разбросы начальных масс конструкции и топлива;
- отклонения аэродинамических характеристик УБР от расчетных;

- случайные изменения плотности, температуры и давления воздуха, а также действие ветра;

- наличие эксцентриситетов и перекосов приложения к ракете тяги и аэродинамических сил.

По мнению зарубежных специалистов, уменьшение отклонения УБР от расчетной траектории на активном участке может быть достигнуто применением более совершенных измерительных и вычислительных устройств, что позволит снизить инструментальные ошибки, а также реализовать более сложные и точные функционалы управления, уменьшающие методические ошибки. Последнее особенно важно для УБР с РДТТ, у которых отсутствие системы регулирования кажущейся скорости вместе со значительны-

ми возмущающими воздействиями двигателей приводит к появлению больших отклонений параметров траектории.

В целях некоторого уменьшения трубки возмущенных траекторий для УБР с РДТТ программа угла тангажа часто вводится не по времени, а как функция кажущейся скорости или ее проекции на определенное направление. Такой вид задания изменения угла тангажа хотя и не снижает действие возмущений, связанных с разбросами параметров РДТТ, но приводит к некоторому перераспределению отклонений параметров движения таким образом, что соотношения составляющих параметров возмущенного движения приближаются к аналогичным соотношениям параметров расчетного движения.

Рассеивание ГЧ в результате действия возмущающих факторов на пассивном участке траектории делят на отклонения, связанные с возмущениями при отделении ГЧ от ракеты, и отклонения, вызванные возмущениями, действующими на ГЧ при прохождении атмосферных участков на восходящей и нисходящей ветвях пассивного участка траектории.

Основными источниками возмущений при отделении ГЧ от ракеты являются:

- случайный разброс импульса действия тяги ΔI_p ;
- случайный разброс механического импульса при срабатывании устройств системы отделения $\Delta I_{\text{мех}}$;
- случайный разброс газодинамического воздействия на ГЧ Δv_r , проявляющийся при отсечке тяги двигателей или при построении боевых порядков движения отделяющихся боевых элементов.

Действие указанных возмущений приводит к появлению случайного приращения скорости, сообщаемого ГЧ при отделении:

$$(\Delta v_{\text{отд}})_{x, y, z} = \sqrt{\left(\frac{\Delta I_p}{m_{\text{ГЧ}}}\right)_{x, y, z}^2 + \left(\frac{\Delta I_{\text{мех}}}{m_{\text{ГЧ}}}\right)_{x, y, z}^2 + (\Delta v_r)_{x, y, z}^2} \quad (2.49)$$

и, следовательно, к отклонению по дальности и боковому отклонению

$$\left. \begin{aligned} \Delta L_{\text{отд}} &= \sqrt{(l'_{v_x} \Delta v_{\text{отд}})_x^2 + (l'_{v_y} \Delta v_{\text{отд}})_y^2}; \\ \Delta Z_{\text{отд}} &= Z'_{v_z} \Delta v_{\text{отд}z}, \end{aligned} \right\} \quad (2.50)$$

где $\Delta v_{\text{отд}x, y, z}$ — случайное приращение скорости ГЧ при отделении в направлении x, y и z соответственно.

Основными источниками возмущений при прохождении ГЧ атмосферных участков траектории являются:

- разбросы параметров атмосферы и действие ветра;
- отклонение характеристик ГЧ от номинальных (массовых, геометрических, центровочных, аэродинамических);
- разбросы начальных условий углового движения ГЧ в атмосфере.

Влияние перечисленных факторов на отклонения ГЧ по дальности и в боковом направлении различно. Разбросы параметров атмосферы (плотности $\Delta\rho$ и температуры ΔT) влияют главным образом на отклонения по дальности, в то время как действие ветра w_v приводит к отклонению по дальности и боковому отклонению.

Из отклонений характеристик ГЧ, влияющих на точность попадания ее в цель, можно выделить следующие:

— разброс баллистического коэффициента ГЧ $C_{ГЧ} =$

$$= \frac{C_x S_{ГЧ}}{m_{ГЧ}},$$

где C_x — коэффициент лобового сопротивления ГЧ;

$S_{ГЧ}$ — площадь миделя ГЧ;

$m_{ГЧ}$ — масса ГЧ;

— поперечное смещение центра масс ГЧ $r_T = \sqrt{y_T^2 + z_T^2}$ относительно продольной оси симметрии.

При этом на отклонение по дальности влияют разбросы обоих параметров, а на боковое отклонение практически только последний.

Большое влияние на рассеивание по дальности оказывает колебательный характер движения ГЧ на атмосферных участках восходящей и нисходящей ветвей пассивного участка траектории полета, характеризуемый начальными значениями угла атаки α_0 и угловой скорости $\dot{\alpha}_0$.

Учитывая сказанное и предполагая, что перечисленные возмущения атмосферного участка независимы, будем иметь:

$$\left. \begin{aligned} \Delta L_{атм} &= \sqrt{\Delta L_{\Delta\rho, \Delta T}^2 + \Delta L_{w_v}^2 + \Delta L_{C_{ГЧ}}^2 + \Delta L_{r_T}^2 + \Delta L_{\alpha_0, \dot{\alpha}_0}^2} \\ \Delta Z_{атм} &= \sqrt{\Delta Z_{w_v}^2 + \Delta Z_{r_T}^2} \end{aligned} \right\} (2.51)$$

где $\Delta L_{атм}$, $\Delta Z_{атм}$ — отклонение по дальности и боковое отклонение ГЧ из-за действия возмущающих факторов на пассивном участке траектории.

Рассмотрение основных источников возмущений ГЧ на пассивном участке траектории позволяет наметить пути

их снижения. Так, уменьшение случайного приращения скорости при отделении ГЧ $\Delta v_{\text{отд}}$ достигается:

— уменьшением влияния разбросов импульса действия тяги ΔI_p и временных ошибок исполнения команд на отделение ГЧ путем выключения двигателя на малой тяге (двухступенчатое выключение или применение доводочных двигателей с малой тягой в сочетании с тормозными устройствами, действующими одновременно с командой на отделение ГЧ);

— снижением разбросов механического импульса $\Delta I_{\text{мех}}$ в результате применения более совершенных конструкций узлов механической и электрической связей ГЧ с ракетой (пироболтов, замковых устройств, штепсельных разъемов и т. д.);

— уменьшением газодинамического воздействия на ГЧ Δv_r путем удаления сопел отсечки тяги двигателей на значительные расстояния от ГЧ или регулированием уровня тяги при отделении ГЧ.

Уменьшение рассеивания при прохождении ГЧ атмосферных участков достигается совершенствованием формы ГЧ и, в частности, уменьшением баллистического коэффициента, а также рациональным выбором значения функции

$$f_{\text{ГЧ}} = f_{\text{ГЧ}} \left(\frac{C_n^\alpha (x_d - x_r)}{I_{y,z}} \right),$$

где C_n^α — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки α ;

x_d, x_r — координата центра давления и центра тяжести ГЧ, отнесенная к длине ГЧ;

$I_{y,z}$ — момент инерции ГЧ.

Характер изменения рассеивания ГЧ в результате прохождения атмосферных участков в зависимости от баллистического коэффициента ГЧ и функции $f_{\text{ГЧ}}$ представлен на рис. 2.8 и 2.9 соответственно.

Влияние поперечного смещения центра масс ГЧ относительно оси симметрии и начальных условий углового движения ГЧ в атмосфере на рассеивание ГЧ может быть значительно уменьшено путем соответствующей организации движения ГЧ после отделения ее от ракеты. Так, влияние на рассеивание поперечного смещения центра масс может быть практически сведено к нулю приданием вращения ГЧ вокруг продольной оси, а стабилизация (даже с не очень большой точностью) продольной оси ГЧ в направлении на цель может существенно снизить рассеивание, вызванное

колебательным характером движения ГЧ в атмосфере. Кроме того, влияние колебаний ГЧ на рассеивание для ракет с относительно небольшой дальностью полета может быть резко уменьшено увеличением высоты конца активного полета (рис. 2.10).

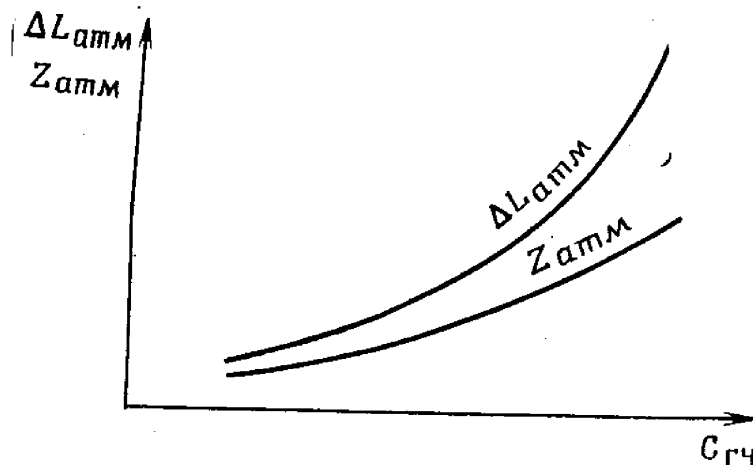


Рис. 2.8. Вид зависимости отклонений $\Delta L_{\text{атм}}$, $Z_{\text{атм}}$ от баллистического коэффициента ГЧ

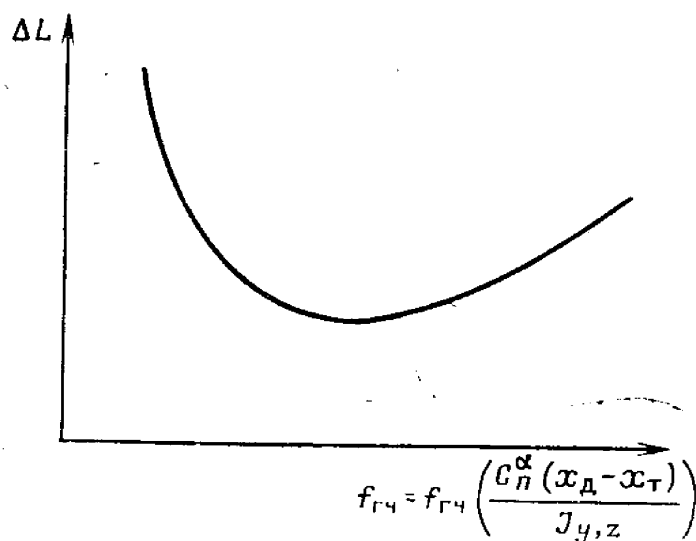


Рис. 2.9. Характер изменения отклонения по дальности ΔL ГЧ в зависимости от функции $f_{\text{ГЧ}}$

Следует отметить, что рассеивание ГЧ зависит также от дальности полета и формы траектории (угла θ_k). Как видно из зависимостей (2.19) и (2.21), с увеличением дальности полета уменьшается оптимальное значение θ_k и существенно возрастают значения производных L'_{v_x} , L'_{v_y} , L'_y , Z'_{v_z} , что при неизменной конструкции ракеты, СУ и том же уровне возмущений приводит к повышению рассеи-

вания ГЧ. Поэтому в целях уменьшения рассеивания ГЧ при пуске УБР на максимальную дальность часто отходят от оптимальных значений угла ϑ_k в сторону его увеличения.

При прочих равных условиях в этом случае несколько возрастает стартовая масса УБР, однако при наличии КСП ПРО на атмосферном участке траектории их масса,

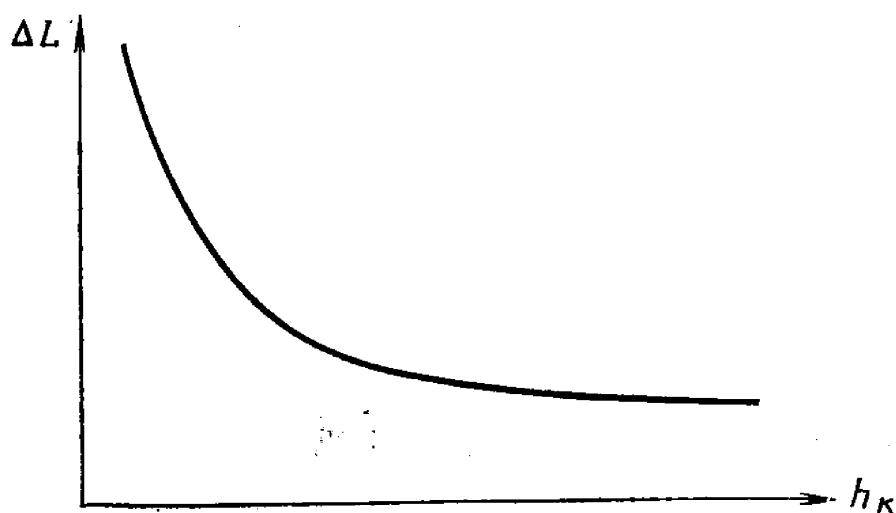


Рис. 2.10. Влияние высоты конца активного участка траектории на отклонение по дальности

а также масса систем, обеспечивающих построение боевых порядков движения отделяющихся боевых элементов, могут быть несколько снижены. Указанные соображения позволяют расширить понятия оптимальности величины ϑ_k и сформулировать новые условия, определяющие ее выбор.

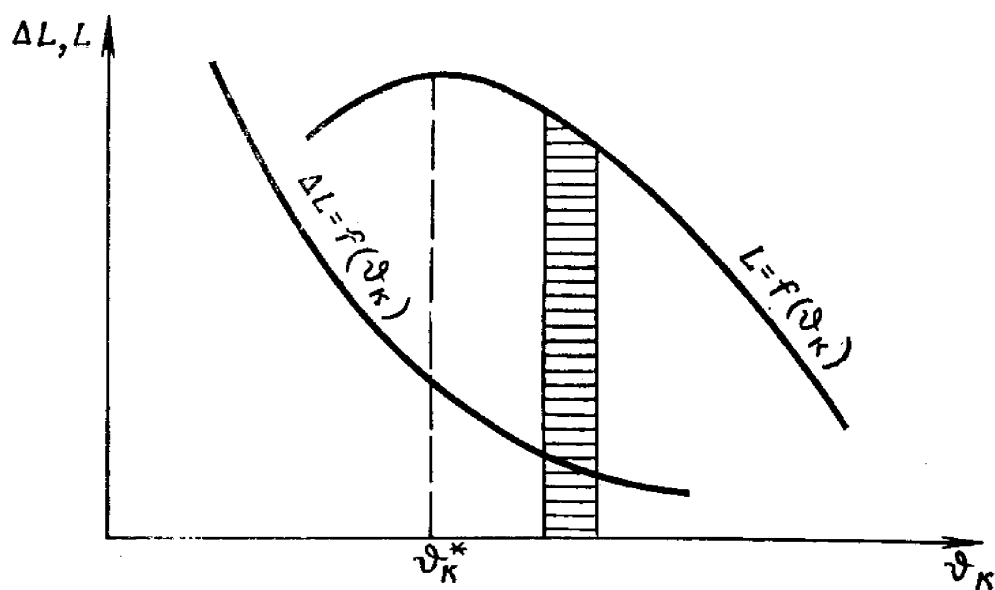


Рис. 2.11. Характер влияния угла ϑ_k на дальность полета УБР и отклонение по дальности

На рис. 2.11, где показан характер влияния угла θ_k на дальность полета ракеты и отклонение по дальности, возможная область оптимальных значений углов θ_k с учетом указанных особенностей выделена заштрихованной зоной.

Рассматривая перечисленные отклонения как независимые случайные величины со средним значением, равным нулю, и среднеквадратическим отклонением σ_{λ_i} , для суммарных среднеквадратических отклонений можно записать:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_L &= \sqrt{\sigma_{L_{ст}}^2 + \sigma_{L_n}^2 + \sigma_{L_m}^2 + \sigma_{L_{отд}}^2 + \sigma_{L_{атм}}^2}; \\ \sigma_Z &= \sqrt{\sigma_{Z_{ст}}^2 + \sigma_{Z_n}^2 + \sigma_{Z_m}^2 + \sigma_{Z_{отд}}^2 + \sigma_{Z_{атм}}^2}, \end{aligned} \right\} \quad (2.52)$$

где $\sigma_{L_{ст}}$, $\sigma_{Z_{ст}}$, σ_{L_n} , σ_{Z_n} , ..., $\sigma_{L_{атм}}$, $\sigma_{Z_{атм}}$ — соответствующие среднеквадратические отклонения точек падения ГЧ по дальности и боковому направлению в результате предстартовых ошибок, инструментальных и методических ошибок СУ, ошибок отделения ГЧ и прохождения ГЧ атмосферных участков на пассивной части траектории.

Применение на УБР современных автономных инерциальных СУ, осуществляющих управление полетом только на активном участке траектории, по данным зарубежной печати [28, 26], позволяет обеспечить сравнительно высокие точности попадания в цель даже при полете на средние и большие дальности (табл. 1.1).

5. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ О ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВАХ УБР

В предыдущих разделах, рассматривая полет УБР на активном участке, мы пренебрегали ее вращательным движением относительно центра масс. Однако для решения вопросов, связанных с обеспечением управляемого полета, необходимо совместное рассмотрение движения центра масс и движения вокруг него.

Уравнения, описывающие такое движение, даже в упрощенной форме представляют собой нелинейные дифференциальные уравнения с переменными коэффициентами, и пользоваться ими для оценки динамических свойств ракеты весьма затруднительно. В связи с этим были разработаны методы упрощения самих уравнений движения и способы их решения в аналитической форме.

В частности, при анализе динамики движения УБР в инженерной практике широко используются методы малых

возмущений в сочетании с методом замороженных коэффициентов, позволяющих характеризовать движение ракеты системой линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами.

Различают системы с однородными и неоднородными уравнениями. Первые характеризуют собственное возмущенное движение, вторые описывают возмущенное движение при постоянном действии возмущающих сил (технологические и газодинамические погрешности, действие ветра).

Считая УБР абсолютно жестким твердым телом, а также учитывая ряд дополнительных допущений, вполне приемлемых для инженерной практики, линеаризованные уравнения собственного возмущенного движения в переходном процессе в скоростной системе координат можно представить в виде:

в плоскости прицеливания (тангажной плоскости):

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{v}_y + K_1 \Delta v_y + K_2 \Delta \varphi + K_3 \delta_{oy} &= 0; \\ \Delta \ddot{\varphi} + C_1 \Delta \varphi + C_2 \Delta v_y + C_3 \delta_{oy} &= 0; \end{aligned} \right\} \quad (2.53)$$

в боковой плоскости (курсовой плоскости):

$$\left. \begin{aligned} \dot{v}_z + K_1 v_z + K_2 \psi + K_3 \delta_{oy} &= 0; \\ \ddot{\psi} + C_1 \psi + C_2 v_z + C_3 \delta_{oy} &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (2.54)$$

где Δv_y , v_z — изменение нормальной составляющей скорости и боковая скорость центра масс УБР, появившиеся в результате действия начального возмущения;

$\Delta \varphi$, ψ — изменение угла тангажа и курсовой угол, появившиеся в результате действия начального возмущения;

$\Delta \dot{v}_y$, $\dot{v}_z$, $\Delta \dot{\varphi}$, $\dot{\psi}$, $\Delta \ddot{\varphi}$, $\ddot{\psi}$ — первые и вторые производные по времени от соответствующих параметров возмущенного движения;

δ_{oy} — угол отклонения органов управления;

K_1 , K_2 , K_3 , C_1 , C_2 , C_3 — динамические коэффициенты УБР.

Уравнения (2.53) и (2.54) связывают параметры возмущенного движения в переходном процессе с параметра-

ми невозмущенного движения, полученными в результате баллистического расчета, через комплекс динамических коэффициентов, связанных с исходными характеристиками УБР соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} K_1 &= \frac{C_n^a q S_M}{mv}; & C_1 &= \frac{C_n^a q S_M (x_d - x_T)}{I}; \\ K_2 &= \frac{C_y^a q S_M + P}{m}; & C_2 &= \frac{C_n^a q S_M (x_d - x_T)}{Iv}; \\ K_3 &= \frac{P_y^\delta}{m}; & C_3 &= \frac{P_y^\delta (x_y - x_T)}{I}, \end{aligned} \right\} \quad (2.55)$$

где v — скорость движения центра масс ракеты;

q — скоростной напор;

S_M — площадь мицеля ракеты;

P — тяга двигателей;

m — масса ракеты;

C_n^a, C_y^a — производные коэффициентов нормальной и подъемной сил по углу атаки;

P_y^δ — производная управляющей силы по углу отклонения органов управления в соответствующей плоскости;

I — экваториальный момент инерции ракеты;

x_T, x_d, x_y — расстояние от носка ракеты до центра масс, центра давления ракеты и центра вращения органов управления соответственно.

Первые уравнения в системах уравнений (2.53) и (2.54) описывают движение центра масс, а вторые — вращательное движение относительно центра масс в соответствующих плоскостях.

Под основными динамическими свойствами УБР обычно понимают устойчивость и управляемость в переходном процессе. Понятие устойчивости связано с изменениями параметров движения ракеты по времени $t \rightarrow \infty$. Если параметры возмущенного движения (например, $\Delta v_y, \Delta \varphi, V_z$ и Ψ) с течением времени стремятся к нулю, то есть затухают, то ракету называют устойчивой; если не затухают, но и не возрастают — нейтральной; если возрастают — неустойчивой.

Под управляемостью ракеты принято понимать способность противостоять действию возмущений и сохранять с заданной точностью невозмущенное положение. Ракету называют управляемой, если при действии возможных в по-

лете возмущений отклонения ее от невозмущенного положения не превышают допустимого.

Для оценки устойчивости движения УБР могут быть использованы решения системы уравнений вида (2.53) или (2.54) при подстановке в них уравнений управления, характеризующих закон отклонения органов управления. В качестве таких уравнений управления по каналам курса и тангажа обычно используются зависимости вида:

$$\left. \begin{aligned} \delta_{oy} &= a_0\psi + a_1\dot{\psi} - a_2v_z; \\ \delta_{oy} &= a\Delta\varphi + a_1\Delta\dot{\varphi} - a_2\Delta v_y. \end{aligned} \right\} \quad (2.56)$$

Анализ возможных решений системы уравнений (2.53) или (2.54) применительно к собственному возмущенному движению УБР показывает, что устойчивость движения может быть обеспечена, если коэффициенты в уравнениях управления выбраны таким образом, что

$$a_0 > \left| \frac{C_1}{C_3} \right|; \quad \frac{a_1}{a_2} > \frac{K_2}{C_1 + C_3 a_0}; \quad a_1 > 0; \quad a_2 > 0.$$

Отсюда следует, что основное влияние на устойчивость возмущенного движения ракеты оказывают динамические коэффициенты C_1 , C_3 и K_2 . Коэффициент C_1 характеризует статическую устойчивость ракеты на траектории и представляет собой угловое ускорение ракеты под действием аэродинамического момента при единичном изменении угла атаки. При $C_1 > 0$ ($x_d - x_t$) > 0 ракету называют статически устойчивой, при $C_1 < 0$ — статически неустойчивой. Очевидно, что чем больше запас статической устойчивости (больше C_1), тем хуже ракета отзывается на отклонения органов управления, то есть она менее управляема. Диапазон изменения коэффициента C_1 выбирается с учетом обеспечения нормальной работы автомата угловой стабилизации СУ.

Коэффициент C_3 характеризует эффективность органов управления на траектории и представляет собой угловое ускорение ракеты под действием управляющего момента при единичном отклонении органов управления. Чем больше коэффициент C_3 , тем лучше при прочих равных условиях управляемость ракеты.

Наконец, коэффициент K_2 характеризует изменение продольного и бокового ускорения центра масс по траектории невозмущенного полета.

Обеспечение управляемости ракеты является одной из важных задач проектирования, которая сводится к определению потребной эффективности органов управления и оп-

ределению их загрузки на траектории. Решить эту задачу можно, решив систему неоднородных дифференциальных уравнений, описывающих возмущенное движение ракеты под действием постоянных возмущающих факторов. Так, например, для курсовой плоскости такая система имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \dot{v}_z + K_1 v_z + K_2 \psi + K_3 \delta_{oy} &= \bar{F}_\Sigma; \\ \ddot{\psi} + C_1 \psi + C_2 v_z + C_3 \delta_{oy} &= \bar{M}_\Sigma, \end{aligned} \right\}$$

где $\bar{F}_\Sigma = \frac{F_\Sigma}{m}$; $\bar{M}_\Sigma = \frac{M_\Sigma}{I}$ — ускорение от действия суммарных возмущающих сил и моментов;

$$F_\Sigma = F_\Pi + F_B;$$

$$M_\Sigma = M_\Pi + M_B,$$

где F_Π , M_Π — возмущающие силы и моменты, вызванные производственными погрешностями;

F_B , M_B — возмущающие силы и моменты, вызванные действием ветра.

Характер изменения возмущающих сил и моментов на активном участке полета УБР представлен на рис. 2.12.

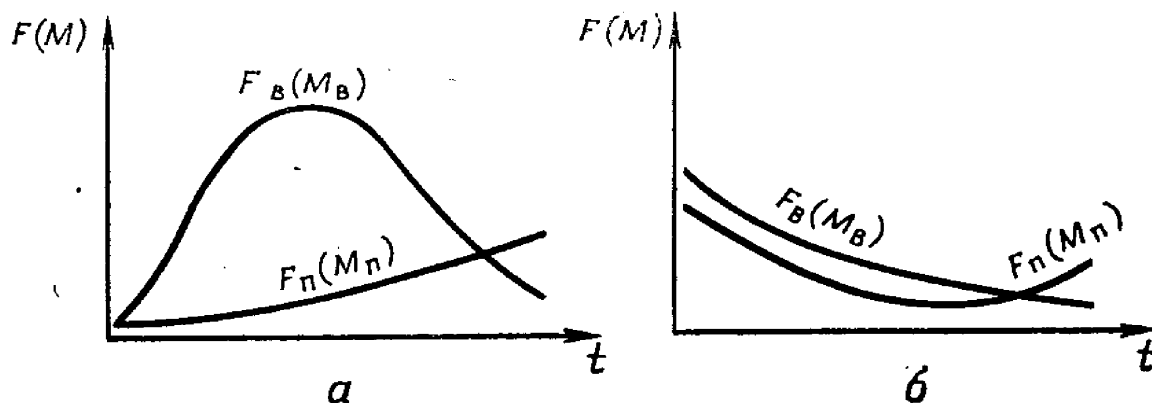


Рис. 2.12. Характер изменения возмущающих сил и моментов на активном участке полета УБР:

а — первая ступень; б — вторая и третья ступени

В качестве примера рассмотрим приближенную оценку необходимого управляющего воздействия $C_3 \delta_{oy}$ в момент начала работы очередной ступени ракеты, имеющей после отделения отработавшей ступени отрицательную статическую устойчивость ($C_1 < 0$). Оценку будем проводить применительно к вращательному движению УБР в курсовой плоскости, считая, что разделение ступеней осуществляется по холодной схеме (рис. 1.4).

Уравнение возмущенного движения ракеты после отделения отработавшей ступени и приложения управляющего воздействия имеет вид

$$\ddot{\psi} + C_1\dot{\psi} + C_3\delta_{0y} = \overline{M}_\Sigma.$$

Решение уравнения запишем в виде

$$\psi = A_1 e^{p_1 t} + A_2 e^{p_2 t} - \frac{\overline{M}_\Sigma - C_3\delta_{0y}}{|C_1|},$$

где $p_{1,2}$ — корни однородного характеристического уравнения вида

$$p^2 + C_1 = 0;$$

$$p_{1,2} = \pm \sqrt{|C_1|};$$

$\frac{\overline{M}_\Sigma - C_3\delta_{0y}}{|C_1|}$ — частное решение дифференциального уравнения в установившемся процессе.

Константы A_1 и A_2 можно найти из условия, что в момент начала работы запустившейся ступени $\psi = \psi_1$ и $\dot{\psi} = \dot{\psi}_1$. Тогда исходя из условия парирования возмущений, действующих после отделения отработавшей ступени, величина управляющего воздействия в начале работы запустившейся ступени должна составлять

$$C_3\delta_{0y} = \overline{M}_\Sigma + |C_1|\psi_1 + \sqrt{|C_1|}\dot{\psi}_1. \quad (2.57)$$

Значения $\dot{\psi}_1$ и ψ_1 можно определить, рассматривая собственное возмущенное движение ракеты после отделения отработавшей ступени до запуска следующей ступени при начальных условиях в момент разделения $\psi = \psi_0$ и $\dot{\psi} = \dot{\psi}_0$. Вид зависимости требуемого управляющего воздействия в начале работы запустившейся ступени ракеты от параметра C_1 , характеризующего уровень отрицательной статической устойчивости ракеты, представлен на рис. 2.13.

Уравнением (2.57) можно также воспользоваться для предварительной оценки требуемого управляющего воздействия на участках движения УБР после разделения ступеней и завершения переходных процессов или на участке движения первой ступени, считая в первом приближении $\psi_1 = 0$ и $\dot{\psi}_1 = 0$:

$$C_3\delta_{0y} = \overline{M}_\Sigma. \quad (2.58)$$

Величина относительного момента $\bar{M}_\Sigma$ в уравнении (2.58) в первом приближении может быть оценена по зависимостям:

$\bar{M}_\Sigma = K\bar{M}_\Pi$ — на участках движения вторых или третьих ступеней многоступенчатых ракет;

$\bar{M}_\Sigma = K\bar{M}_B$ — на участке движения одноступенчатых ракет или первых ступеней одноступенчатых ракет (K — коэффициент запаса).

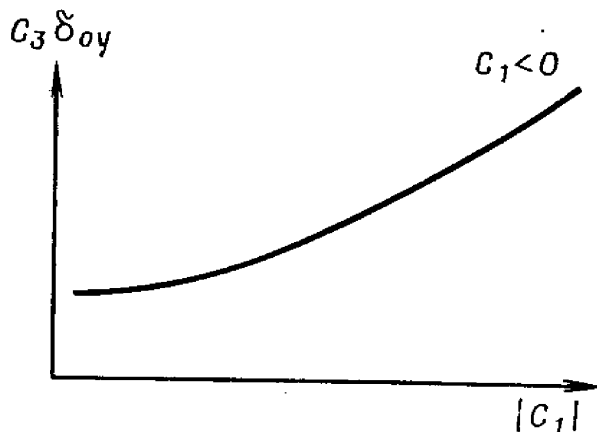


Рис. 2.13. Вид зависимости требуемого управляющего воздействия в начале работы запустившейся ступени от уровня отрицательной статической устойчивости

Характерной особенностью УБР с РДТТ являются существенные изменения коэффициентов C_1 , C_3 и K_1 , определяющих ее динамические свойства как во время полета, так и в зависимости от режима движения, что существенно усложняет работу СУ и затрудняет обеспечение устойчивости и управляемости. Особенно сильное влияние на динамические свойства ракеты оказывает изменение коэффициента $K_\delta = \frac{C_1}{C_3}$.

Значение коэффициента K_δ должно быть ограничено сверху, так как при его увеличении ухудшается управляемость ракеты и требуется увеличение эффективности органов управления. Кроме того, для сохранения требуемых характеристик стабилизации ракеты при возрастании K_δ необходимо повышать коэффициент усиления автомата стабилизации СУ, что может, как считают зарубежные специалисты, оказаться нежелательным с точки зрения устойчивости работы системы «автомат стабилизации — ракета».

Уменьшение коэффициента K_δ , как правило, вызывает уменьшение коэффициента усиления автомата стабилизации, что, в свою очередь, может снизить точность его работы.

Приведенные выше сведения об основных динамических характеристиках УБР и их особенностях обычно используются при выборе аэродинамической формы ракеты, органов управления и общей компоновки, а также при формировании контура СУ.

ХАРАКТЕРИСТИКИ СОСТАВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ УБР С РДТТ

При формировании принципиальных и конструктивных решений по ракете в дополнение к основным сведениям по теории полета, изложенным в гл. 2, необходимо иметь достаточно полное представление об основных элементах, составляющих УБР. К числу таких элементов в первую очередь следует отнести ГЧ, комплекс средств преодоления ПРО, систему управления и двигатели маршевых ступеней.

В данной главе вместе со сведениями общего характера об этих элементах приводятся основные зависимости, позволяющие определить их рабочие характеристики, что необходимо для выявления основных тактико-технических характеристик разрабатываемой ракеты и проведения сравнительной оценки различных вариантов решений в процессе ее проектирования.

1. ГОЛОВНАЯ ЧАСТЬ, КОМПЛЕКС СРЕДСТВ ПРЕОДОЛЕНИЯ ПРО И СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ УБР

Основными элементами УБР, определяющими ее эффективность действия у цели, стартовую массу и габаритные размеры, являются головная часть, комплекс средств преодоления ПРО и система управления. Поэтому в данном разделе наряду с общими сведениями об устройстве и особенностях функционирования этих элементов приводятся их массовые, габаритные и другие характеристики, влияющие на тактико-технические характеристики УБР в целом.

Головная часть (ГЧ)

Развитие ракетного вооружения привело к тому, что в настоящее время за рубежом имеются головные части различных типов. В состав моноблочной неуправляемой ГЧ

входит одна боевая часть, состоящая из корпуса и боевого заряда с аппаратурой его подрыва. Одна из возможных конструктивных схем неуправляемой моноблочной ГЧ показана на рис. 3.1.

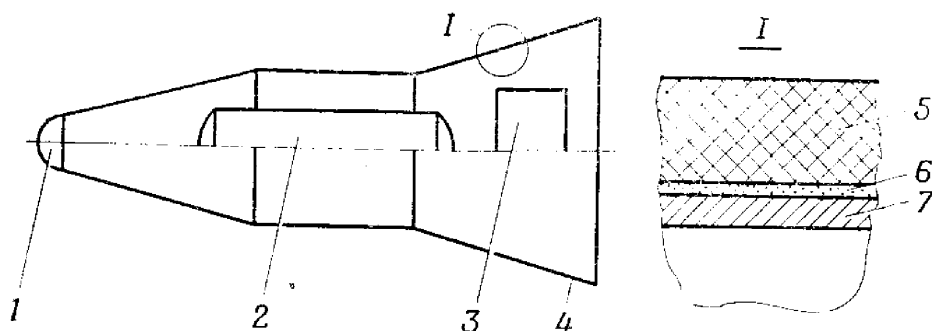


Рис. 3.1. Конструктивная схема неуправляемой моноблочной ГЧ:

1 — наконечник; 2 — боевой заряд; 3 — аппаратура подрыва боевого заряда; 4 — корпус; 5 — абляционный материал; 6 — клеевой слой; 7 — силовая конструкция

Корпус моноблочной ГЧ является ее основным несущим элементом и представляет собой тонкостенную оболочку выбранной формы, укрепленную шпангоутами, которые помимо усиления конструкции служат для закрепления боевого заряда и аппаратуры его подрыва. Корпус защищается от аэродинамического нагрева наносимыми на его внешнюю поверхность специальными теплозащитными покрытиями, в качестве которых, по сведениям зарубежной печати, чаще всего используются абляционные материалы.

Корпус имеет герметичное днище, в котором предусматривается люк для снаряжения ГЧ. В передней части корпуса имеется наконечник, воспринимающий основную долю тепловых нагрузок, и балансировочный груз. Корпус ГЧ крепится к ракете задним стыковочным шпангоутом с помощью разрывных болтов или быстродействующих разъемов. Электрическая связь аппаратуры подрыва заряда с ракетой осуществляется через штепсельные разъемы, устанавливаемые на днище корпуса.

Конфигурация корпуса моноблочной ГЧ выбирается с учетом обеспечения минимальной массы и габаритов ГЧ, высокой точности попадания в цель, удобства компоновки боевого заряда и аппаратуры его подрыва, преодоления ПРО с заданной вероятностью. На рис. 3.2 представлены некоторые формы моноблочных ГЧ зарубежных ракет и их ориентировочные габаритные размеры.

Масса неуправляемых моноблочных ГЧ и габаритные размеры определяются в первом приближении мощностью

боевого заряда. Так, по данным, опубликованным в зарубежной печати, отношение мощности ядерных боевых зарядов к массе неуправляемой моноблочной ГЧ, как правило, находится в диапазоне 1—3 Мт/т, а отношение массы таких ГЧ к наибольшей площади поперечного сечения — в пределах 0,6—1 т/м².

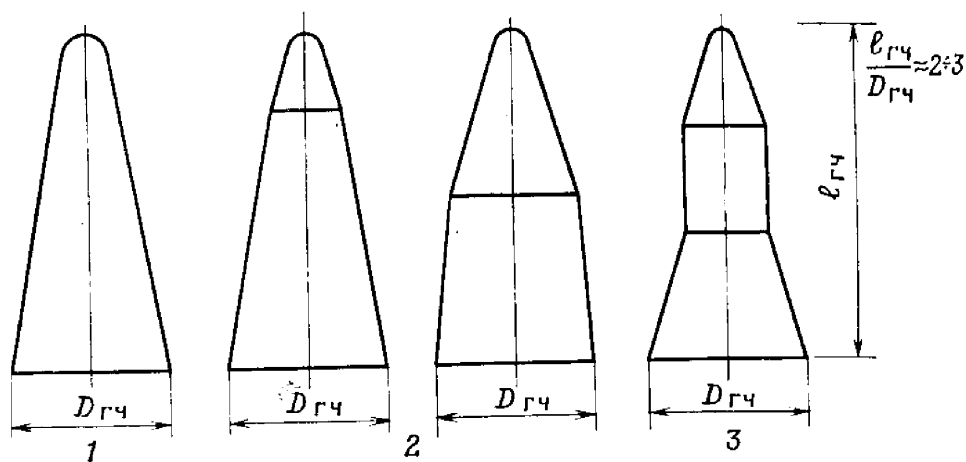


Рис. 3.2. Некоторые формы моноблочных ГЧ зарубежных ракет:

1 — одноконусная; 2 — двухконусная; 3 — цилиндроконическая

В гл. 2 рассмотрены характеристики неуправляемых ГЧ, вызывающие их рассеивание на пассивном участке траектории. Основной из них является баллистический коэффициент $C_{ГЧ}$, определяющий условия работы конструкции ГЧ

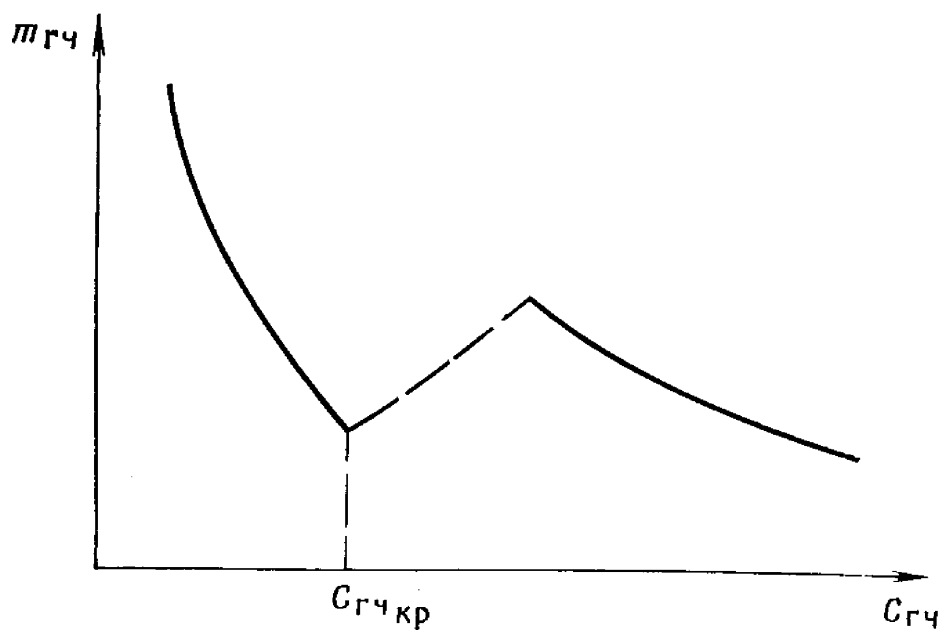


Рис. 3.3. Зависимость между массой ГЧ $m_{ГЧ}$ и баллистическим коэффициентом $C_{ГЧ}$

(силовые нагрузки, температурные режимы), которые в свою очередь влияют на массу ГЧ. На рис. 3.3 приведена типичная зависимость баллистического коэффициента от массы ГЧ. Переход $C_{ГЧ}$ через $C_{ГЧ_{кр}}$ соответствует переходу в область сверхзвуковых скоростей полета.

Решение задачи преодоления ПРО с заданной вероятностью вносит свои особенности в конструкцию ГЧ. Различают два способа борьбы с ПРО средствами самой ГЧ: активный и пассивный. Первый способ основан на управлении полетом ГЧ (маневрирующие ГЧ), второй — на конструктивных особенностях исполнения, снижающих вероятность обнаружения ГЧ по любым возможным признакам селекции (уменьшение эффективной поверхности рассеивания радиолокационного сигнала благодаря применению радиопоглощающих покрытий, ориентация на РЛС и т. д.) и повышающих ее стойкость к действию поражающих факторов ядерного взрыва (применение специальных покрытий, стойких к действию излучений, пластически деформирующихся соединений и материалов и др.).

Моноблочные управляемые ГЧ кроме боевого заряда и аппаратуры его подрыва имеют в своем составе систему управления и исполнительные органы (органы управления, двигатели), с помощью которых корректируются параметры траектории на пассивном участке полета. Они применя-

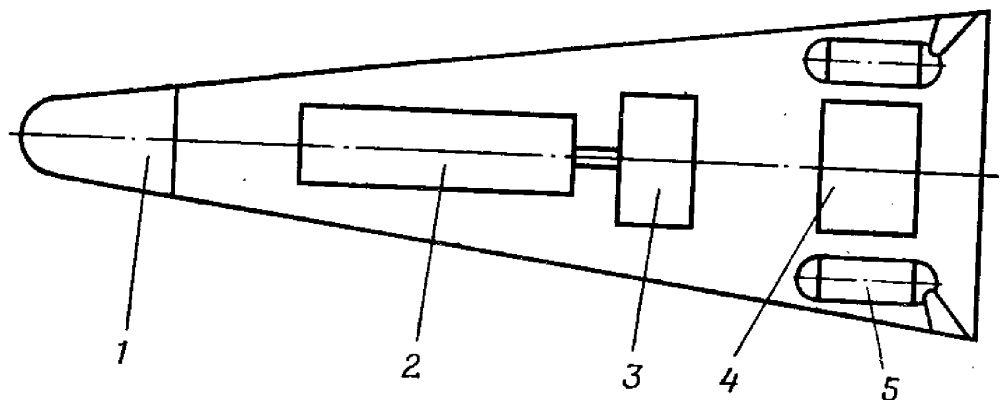


Рис. 3.4. Конструктивная схема моноблочной управляемой ГЧ:

1 — наконечник; 2 — боевой заряд; 3 — аппаратура подрыва боевого заряда; 4 — система управления ГЧ; 5 — исполнительные органы

ются для увеличения вероятности прорыва ПРО и, по мнению зарубежных специалистов, являются эффективным средством достижения высокой точности попадания в цель.

Конструктивная схема моноблочной управляемой ГЧ показана на рис. 3.4.

Моноблочная управляемая ГЧ по сравнению с моноблочной неуправляемой ГЧ при одинаковой мощности боевого заряда обычно имеет большую массу и длину.

Разделяющиеся ГЧ имеют в своем составе несколько боевых частей неуправляемого или управляемого типа, конструктивная схема и устройство которых аналогичны описанным выше неуправляемой и управляемой моноблочной ГЧ соответственно. Крепление отдельных боевых частей разделяющейся ГЧ осуществляется на специальной раме.

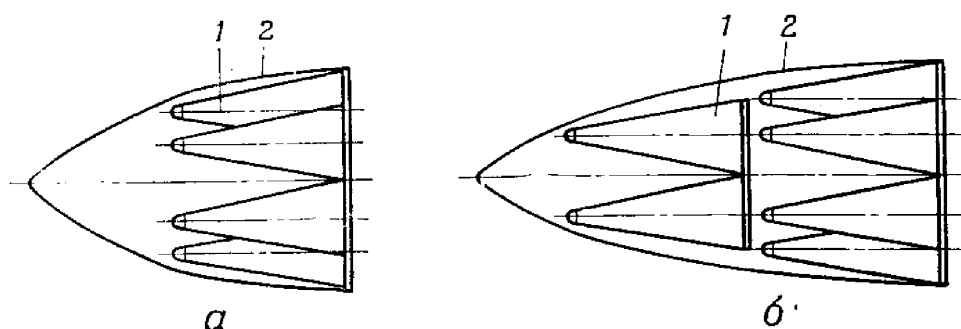


Рис. 3.5. Расположение боевых частей в разделяющейся ГЧ:
а — одноярусное; б — многоярусное; 1 — боевая часть; 2 — обтекатель

Расположение отдельных боевых частей в разделяющейся ГЧ в зависимости от числа боевых частей и ограничений на габаритные размеры может быть одноярусным или многоярусным, как показано на рис. 3.5.

Для уменьшения аэродинамического сопротивления ракеты на активном участке полета разделяющиеся ГЧ могут иметь в своем составе обтекатель конической или оживальной формы (рис. 3.5), сбрасываемый до начала разведения отдельных боевых частей на цели.

Комплекс средств преодоления ПРО

По сведениям зарубежной печати, для преодоления ПРО могут использоваться различные методы маскировки ГЧ по траектории полета, основанные на применении ложных целей (ЛЦ), станций активных помех и некоторых других радиотехнических средств. Зарубежные специалисты считают, что успешная защита ГЧ от ПРО не может быть обеспечена применением какого-либо одного из перечисленных средств. Поэтому целесообразно говорить о неко-

торой их совокупности, образующей так называемый комплекс средств преодоления ПРО.

Одним из основных элементов КСП ПРО является ложная цель — устройство, имитирующее ГЧ в полете по совокупности признаков, по которым может производиться селекция. Эффективность способа защиты с использованием ЛЦ определяется их числом и качеством. Они делятся на одиночные (легкие и тяжелые) и групповые [14].

Легкие ЛЦ предназначены для защиты ГЧ на внеатмосферном участке до высот 150 км и могут быть выполнены в виде надувных металлизированных баллонов различной конфигурации или легких металлических отражателей радиолокационного сигнала РЛС ПРО.

В сложенном состоянии легкие ЛЦ занимают небольшой объем (несколько кубических дециметров) и имеют небольшую массу (до нескольких килограммов).

Тяжелые ЛЦ защищают ГЧ на атмосферном участке траектории и могут быть или одинаковыми с ГЧ по массе и габаритам, или специальными. В последнем случае в их состав входят специальные плазмообразующие заряды, при горении которых выделяется количество энергии, соизмеримое с выделяемой при торможении ГЧ.

Групповые ЛЦ защищают ГЧ до высот, на которых начинается значительное плазмообразование, и состоят из тяжелых ЛЦ и связанных с ними нескольких легких ЛЦ.

Станции активных помех в отличие от пассивных ЛЦ являются активными средствами защиты. На участках распознавания целей и наведения антиракет станции активных помех, уменьшая отношение отраженного радиолокационного сигнала к сигналу станции, увеличивают ошибки измерения сигнальных (радиолокационных, инфракрасных) и траекторных параметров целей, находящихся в области действия помех, и тем самым ухудшают надежность селекции и уменьшают вероятность уничтожения выбранной цели.

Качественный анализ особенностей применения и назначения рассмотренных элементов КСП позволяет определить разумное их сочетание в едином комплексе. При большой массе, отводимой для КСП, могут применяться вместе с радиопоглощающими покрытиями ГЧ тяжелые цели и станции помех, при малой — радиопоглощающие покрытия ГЧ, легкие и комбинированные цели [14].

Перечисленные элементы КСП ПРО в зависимости от особенностей принципиальной и конструктивной схем УБР

могут размещаться или на ступени разведения, или на последней маршевой ступени.

Приборный отсек и система управления

Приборный отсек предназначен для размещения системы управления (СУ). В ракетах с РДТТ он, как правило, располагается между ГЧ и двигателем последней маршевой ступени. В зависимости от соотношения диаметров ГЧ и маршевого двигателя отсек может иметь форму цилиндра или усеченного конуса. Конструктивная схема корпуса приборного отсека приведена на рис. 3.6 [12].

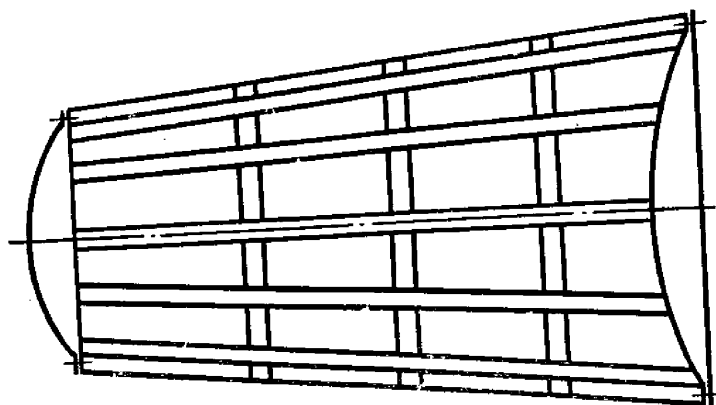


Рис. 3.6. Конструктивная схема корпуса приборного отсека

Обычно отсек представляет собой конструкцию стрингерно-шпангоутного типа. Внутри отсека на каркасе рамного типа, являющемся силовой частью конструкции, размещается аппаратура СУ. Одно дно отсека делается съемным для обеспечения доступа к аппаратуре СУ и возможности ее монтажа. На боковой поверхности отсека размещается окно прицеливания, выполненное из оптически прозрачного материала, которое необходимо для прицеливания ракеты перед пуском.

Стыковочные шпангоуты имеют отверстия под болты или направляющие для соединения с соседними отсеками. Габариты, масса и конструкция приборного отсека зависят от типа размещаемой в нем СУ.

Основными элементами инерциальной СУ, применяемой в современных УБР, являются:

- измерительный блок;
- бортовое цифровое вычислительное устройство (БЦВМ);
- усилительно-преобразовательная аппаратура и источники питания.

Измерительный блок, предназначенный для получения информации о положении ракеты в пространстве и ее кинематических параметрах, состоит из гиростабилизированной платформы и чувствительных элементов.

К чувствительным элементам относятся интегрирующие акселерометры, измеряющие составляющие вектора ускорения движения центра масс ракеты под действием активных сил, и датчики угловой ориентации, моделирующие опорную систему координат (обычно гироскопические измерители угловых ускорений, скоростей, углов). Гиростабилизированная платформа — это общее основание, на котором установлены чувствительные элементы. С ее помощью чувствительные элементы изолируются от угловых движений ракеты и определенным образом ориентируются в пространстве (создается опорная система координат, в результате чего показания акселерометров приводятся к этой системе координат).

Развитие инерциальных СУ с БЦВМ показало возможность и целесообразность применения бесплатформенных СУ. В таких СУ БЦВМ осуществляет моделирование осей опорной системы координат аналитически, а приведение показаний акселерометров к осям опорной системы координат обеспечивается дополнительным преобразованием координат. Использование бесплатформенных СУ предъявляет достаточно высокие требования к вычислительному устройству.

БЦВМ — важная часть СУ, служащая для выполнения арифметических действий и необходимых логических операций. Оценкой эффективности работы БЦВМ могут служить следующие ее характеристики: емкость памяти, быстродействие, масса, габариты, потребляемая мощность. Предполагается [20], что в ближайшее время благодаря широкому использованию больших интегральных схем типичная универсальная БЦВМ будет иметь массу около 9 кг, объем 7 дм³, а потребляемая мощность не превысит 25 Вт.

Для усиления и преобразования сигналов, вырабатываемых чувствительными элементами и БЦВМ, а также для сопряжения СУ с ее исполнительными устройствами (рулевыми приводами) используется усилительно-преобразовательная аппаратура.

Современная СУ описанного состава, применяемая на ряде зарубежных ракет, имеет следующие габаритно-массовые характеристики:

объем — 0,4—0,5 м³;
массу — 120—140 кг.

Размещение СУ в приборном отсеке производится с определенным коэффициентом заполнения, значения которого могут достигать 0,6—0,7:

$$K_{\text{су}} = \frac{V_{\text{су}}}{V_{\text{по}}} = 0,6 \div 0,7 \quad (3.1)$$

при коэффициенте массового совершенства

$$K_{m_{\text{су}}} = \frac{m_{\text{су}}}{m_{\text{по}}} = 3 \div 4, \quad (3.2)$$

где $V_{\text{су}}$, $V_{\text{по}}$ — объем СУ и приборного отсека,
 $m_{\text{су}}$, $m_{\text{по}}$ — масса СУ и приборного отсека.

2. ТВЕРДЫЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА И ИХ ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

По сведениям зарубежной печати, к твердым топливам, применяемым в двигателях УБР, предъявляются следующие основные требования:

- топливо должно обеспечивать высокое значение энергетических показателей РДТТ с учетом потерь в реальной конструкции, при этом продукты его сгорания должны иметь наименьшую температуру и не быть токсичными;

- топливо должно обладать физико-механическими характеристиками, обеспечивающими минимальные габариты двигателя, необходимую прочность заряда, а также длительное хранение и эксплуатацию снаряженного РДТТ без существенного изменения геометрических, баллистических и энергетических характеристик;

- топливо должно обеспечивать возможность регулирования скорости горения в широком диапазоне значений без существенного изменения энергетических и физико-механических свойств, при этом скорость горения должна иметь слабую зависимость от начальной температуры и требуемую зависимость от давления;

- топливо должно быть взрывобезопасным в процессе изготовления и при снаряжении двигателей; механические воздействия при сборке двигателя и эксплуатации ракеты не должны вызывать возгорания топливного заряда;

- технологические свойства топлива должны позволять применять наиболее передовые и экономичные спо-

собы его изготовления и снаряжения с хорошей воспроизводимостью характеристик.

Как следует из изложенного, к твердым топливам предъявляются многочисленные и разнообразные требования, удовлетворить которые в полном объеме практически невозможно.

В современных зарубежных РДТТ широкое применение нашли твердые топлива, которые по физической структуре можно разделить на два основных класса:

— двухосновные топлива, представляющие собой твердые растворы веществ, молекулы которых содержат горючие и окислительные элементы;

— смесевые топлива, представляющие собой механические смеси горючего и окислителя.

Из двухосновных топлив наиболее распространенными являются баллиститные пороха, представляющие собой коллоидальные соединения нитроцеллюлозы с труднолетучими растворителями, такими, как нитроглицерин, динитротолуол и динитроэтиленгликоль. Перечисленные вещества являются активными компонентами, имеющими в своем составе горючее и окислитель. Заряды из баллиститного пороха изготавливаются методом прессования, используя матрицы различной формы.

Для большинства смесевых топлив характерно использование трех основных компонентов: полимерного горючего — связующего, кристаллического окислителя и металлической добавки. В качестве связующих могут быть использованы полимеры, такие, как полиэфирные или эпоксидные смолы и каучуки — полиуретановые, полибутадиеновые и др.

В качестве окислителя в смесевых топливах нашли применение такие неорганические вещества, как перхлорат калия, нитраты калия и аммония, перхлорат аммония. Последний получил наибольшее распространение, так как он является более эффективным, отличается низкой стоимостью и удобством в изготовлении. Из металлических добавок широкое распространение получил алюминий, применение которого позволяет существенно повысить энергетические характеристики топлив, увеличить их плотность и стабилизировать процесс горения. Алюминий входит в состав как смесевых, так и баллиститных топлив. Заряды из смесевого топлива изготавливаются методом литья (свободным или под давлением) или непосредственно в камере двигателя, или в специальной форме.

В настоящее время из зарубежной литературы известны рецептуры, представляющие собой промежуточные

формы между двухосновными и смесевыми топливами. Они получены путем введения в двухосновные топлива различных активных добавок, и в частности кристаллического окислителя, например перхлората аммония или бризантных веществ. Такие топлива получили название модифицированных двухосновных и обладают более высокими энергетическими показателями.

Кроме горючего и окислителя в состав твердых топлив обычно входят в небольших количествах вспомогательные компоненты, изменяющие скорость горения, повышающие стабильность и устойчивость горения, увеличивающие химическую стойкость и придающие топливу необходимые механические характеристики.

Соотношение между горючим и окислителем в твердом топливе определяется коэффициентом избытка (недостатка) окислителя, представляющего собой отношение действительного количества окислителя, приходящегося на 1 кг горючего, к теоретически необходимому для полного сгорания 1 кг горючего.

Энергетические характеристики топлива, температура его горения и состав продуктов сгорания зависят от химического состава топлива и его теплосодержания.

При выбранном соотношении между горючим и окислителем химический состав топлива определяется числом грамм-атомов отдельных элементов в 1 кг топливной смеси и выражается условной химической формулой вида



Полное теплосодержание твердого топлива складывается из химической энергии веществ, входящих в его состав, и теплового эффекта фазовых превращений и реакций, протекающих при его образовании.

Состав и свойства продуктов сгорания в камере и в сопле определяются термодинамическим расчетом, методика которого изложена, например, в работе [19].

Наиболее важными энергетическими показателями твердого топлива являются термодинамическое значение удельного импульса, которое будем в дальнейшем обозначать через $I_{1т}$, и плотность топлива — ρ_t .

Для сравнения различных топлив по энергетическим показателям используются значения удельного импульса, приведенного к стандартным условиям, за которые в дальнейшем будем принимать:

— давление в камере сгорания 40 кгс/см²;

— давление на срезе сопла и окружающей среды 1 кгс/см². Стандартное значение удельного импульса будем обозначать через $I_{1\tau}^0$.

Выражение, определяющее связь между величиной $I_{1\tau}$ и параметрами продуктов сгорания в камере и на срезе сопла, может быть записано в виде

$$I_{1\tau} = \frac{w_a}{g_0} \sqrt{\frac{2k}{(k-1)g_0} RT_k \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right]}, \quad (3.3)$$

где w_a — скорость истечения продуктов сгорания на срезе сопла;

R — газовая постоянная продуктов сгорания в камере;

T_k — температура продуктов сгорания в камере;

p_k, p_a — давление продуктов сгорания в камере и на срезе сопла соответственно;

k — показатель процесса истечения.

Иногда в качестве энергетической характеристики топлива используется теоретическое значение удельного импульса давления β_T , выражаемое формулой:

$$\beta_T = \frac{p_k \sigma_{кр}}{\dot{\omega}} = \frac{\sqrt{RT_k}}{a(k)}, \quad (3.4)$$

где $\sigma_{кр}$ — площадь критического сечения сопла;

$\dot{\omega}$ — секундный расход топлива;

$a(k)$ — термодинамический комплекс, $a(k) =$

$$= \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{kg}.$$

Обычно изменение теоретического значения импульса давления в характерном для РДТТ диапазоне давления в камере не превышает 1% [2], поэтому в предварительных расчетах для данного топлива его можно принимать постоянным.

Средняя плотность твердого топлива может быть определена по формуле

$$\rho_T = \frac{1}{\sum_{i=1}^n \frac{g_i}{\rho_i}}, \quad (3.5)$$

где ρ_i — плотность i -го исходного компонента;

g_i — массовая доля i -го компонента.

Для баллиститных порохов значение удельного импульса I_{1T}^0 не превышает 210—215 $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$ *, а плотность лежит в пределах 1,5—1,6 г/см³ [2, 16].

Для смесевых топлив на основе перхлората аммония без добавок алюминия значение удельного импульса I_{1T}^0 в зависимости от типа горючего-связки составляет около 225—235 $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$, а плотность — 1,65—1,75 г/см³ [2, 16].

При введении добавок алюминия энергетические характеристики твердых топлив существенно повышаются [2]:

— для баллиститных порохов удельный импульс I_{1T}^0 увеличивается до 225—230 $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$ и плотность — до 1,6—1,65 г/см³;

— для смесевых и модифицированных топлив удельный импульс увеличивается до 245—250 $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$ и плотность — до 1,8—1,85 г/см³.

Температура горения таких топлив достигает 3500—3600 К, а количество алюминия в составе топлива может составлять 15—20% по массе. При этом в продуктах сгорания этих топлив содержится до 30—35% по массе конденсированной фазы окисла алюминия.

Дальнейшее повышение энергетических характеристик твердых топлив может быть осуществлено путем замены основных составляющих более эффективными.

Среди перспективных окислителей в зарубежной печати рассматриваются такие вещества, как перхлораты нитрония и нитрозила, гексанитроэтан и др. Однако эти вещества, как правило, отличает нестабильность, взрывоопасность и плохая совместимость с существующими связками. Перспективным считается применение в качестве горючих-связок фторуглеродных соединений, содержащих в своем составе активные группы горючего и окислителя. Помимо увеличения удельного импульса применение таких связок повышает плотность топлива и улучшает его физико-механические характеристики [2].

Большое внимание за рубежом уделяется исследованию топлив, содержащих добавки более эффективные, чем алюминий, такие, как бериллий, гидриды алюминия и бериллия,

* В единицах СИ удельный импульс имеет размерность

$$\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}} = \frac{\text{кг} \cdot \text{м}/\text{с}^2 \cdot \text{с}}{\text{кг}} = \text{м}/\text{с}.$$

биметаллические добавки и т. п. Так, например, введение в состав смесевых топлив бериллия вместо алюминия позволяет увеличить их удельный импульс на $15 \frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$, однако продукты сгорания бериллийсодержащих топлив являются весьма токсичными, что исключает применение этих топлив на ступенях УБР, работающих в нижних слоях атмосферы.

Применение новых эффективных компонентов, по мнению зарубежных специалистов, позволит довести значение удельного импульса твердых топлив $I_{1т}^\circ$ до 290—300 $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$ и их плотность — до 1,9—2 г/см³.

Горение твердых ракетных топлив представляет собой последовательность физико-химических процессов, начинающихся в твердой фазе и завершающихся в газовой фазе на некотором расстоянии от поверхности горения образованием равновесной смеси продуктов сгорания.

Начальное воспламенение топлива обеспечивается тепловым импульсом с помощью специального воспламенителя. При достижении определенной температуры на поверхности топлива начинаются самоускоряющиеся химические превращения с выделением тепла, приводящие к разогреву продуктов реакций. Между продуктами сгорания и непрореагировавшим топливом возникает теплообмен, обеспечивающий дальнейшее протекание горения без участия воспламенителя.

Заряды из твердого топлива, применяемые в РДТТ, горят равномерно, параллельными слоями, если физические условия во всех точках поверхности одинаковы и топливо однородно.

Важной характеристикой процесса горения является его линейная скорость, то есть скорость перемещения поверхности горения по времени

$$u = \frac{de}{dt}, \quad (3.6)$$

где e — расстояние, пройденное фронтом горения топлива за время t .

Горение твердого топлива осуществляется в результате распространения химических реакций от поверхности в глубь топлива. Механизм этого процесса несколько различен для двухосновных и смесевых топлив. Не рассматривая подробно механизм горения различных топлив, отметим, что специфической стадией их горения является раз-

ложение и газификация твердой фазы. Этот процесс существенно зависит от интенсивности теплопередачи к поверхности твердого топлива.

Все факторы, увеличивающие теплопередачу, ускоряют разложение и газификацию поверхностного слоя, что приводит к увеличению линейной скорости горения топлива, и наоборот, факторы, уменьшающие теплопередачу, снижают скорость горения топлива.

Из изложенного можно заключить, что скорость горения твердого топлива должна зависеть от природы топлива, давления и начальной температуры топлива, скорости движения газов относительно поверхности горения и других факторов, то есть

$$u = f(p, T, w), \quad (3.7)$$

где p, w — соответственно давление и скорость газового потока, при которых происходит горение;

T — температура топлива перед началом горения.

В большинстве случаев теория горения только объясняет, но не предсказывает аналитически эти зависимости, поэтому их количественное описание базируется пока на опытных данных. К настоящему времени за рубежом накоплен богатый экспериментальный материал по горению различных видов твердых топлив в различных условиях. Опубликованные в зарубежной литературе сведения показывают, что наиболее сильно в основной период работы РДТТ на скорость горения топлива данного состава и структуры оказывают влияние давление и начальная температура. Такие факторы, как движение газов или динамический характер изменения давления, могут оказывать влияние на скорость горения в начальный период работы РДТТ.

Для большинства твердых ракетных топлив в практически интересующем диапазоне изменения давления зависимость скорости горения от давления может быть выражена зависимостью вида

$$u = u_1 p_k^v, \quad (3.8)$$

где u_1 — постоянная, зависящая от состава и структуры топлива и его начальной температуры;

v — показатель степени, зависящий от природы топлива;

p_k — давление в камере.

Характерные зависимости скорости горения от давления представлены на рис. 3.7.

Во внутренней баллистике РДТТ большую роль играет показатель степени γ , величина которого определяет чувствительность давления и тяговых характеристик к изменению параметров двигателя. Для используемых в настоящее время за рубежом твердых топлив значение γ лежит в пределах от 0,05 до 0,85, при этом для большинства смесевых топлив значение γ составляет от 0,2 до 0,35, в то время как для баллиститных порохов значение γ обычно находится в пределах от 0,5 до 0,7.

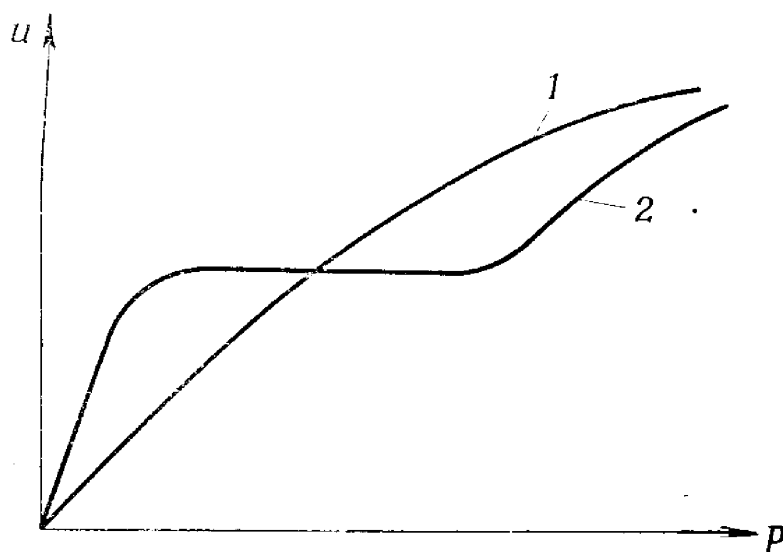


Рис. 3.7. Характерные зависимости скорости горения твердого топлива от давления:

1 — монотонно возрастающая зависимость скорости горения от давления; 2 — зависимость скорости горения от давления, имеющая постоянный участок

Как видно из рис. 3.7 и зависимости (3.8), скорость горения топлив возрастает с увеличением давления. Следует также отметить, что характерная монотонная кривая 1 (рис. 3.7) зависимости $u = f(p)$ для некоторых топлив не соблюдается и в определенном интервале давления скорость их горения может не зависеть от давления.

При снижении давления в камере скорость горения уменьшается, а при уменьшении давления ниже величины $p_{\min}$ горение может стать нестабильным (аномальным) или вовсе прекратиться. В этом отношении преимущество имеют смесевые топлива, для которых, по данным зарубежной печати, $p_{\min} \leq 2-10$ кгс/см², в то время как баллиститные пороха имеют $p_{\min} \geq 20-25$ кгс/см².

Скорость горения твердых топлив в значительной мере зависит от его начальной температуры, при этом с увеличением начальной температуры растет и скорость горения.

Вообще говоря, характер изменения скорости горения неодинаков в различных диапазонах изменения начальной температуры и давления. Однако в условиях, характерных для большинства РДТТ, с небольшой погрешностью можно принимать чувствительность скорости горения к температуре величиной постоянной, что дает основание использовать в расчетах зависимость вида

$$u_T = u_{T_N} [1 + K_T (T - T_N)], \quad (3.9)$$

где u_T , u_{T_N} — скорость горения соответственно при температуре T и T_N и $p = \text{const}$;

T_N — номинальная начальная температура топлива.

Для различных топлив величина температурного коэффициента скорости горения K_T может лежать в пределах 0,001—0,005, при этом смесевые топлива имеют более низкую чувствительность скорости горения к температуре ($K_T = 0,001 \div 0,003$), а баллиститные топлива — более высокую чувствительность ($K_T = 0,0025 \div 0,005$).

Часто в расчетах используется зависимость скорости горения от начальной температуры, записываемая как зависимость единичной скорости горения u_1 , входящей в зависимость (3.8), от температуры:

$$u_{1T} = u_{1T_N} \frac{B}{B - (T - T_N)}, \quad (3.10)$$

где B — термохимическая константа данного топлива.

Связь между величинами B и K_T может быть выражена соотношением

$$B = \frac{1}{K_T}. \quad (3.11)$$

Абсолютная величина скорости горения твердых топлив является фактором, имеющим для УБР с РДТТ большое практическое значение, так как она определяет возможные пределы времени работы двигателей. Скорости горения современных высокоэнергетических твердых топлив при нормальных условиях ($p = 40 \text{ кгс/см}^2$, $T_N = 20^\circ \text{C}$) в зависимости от их состава и структуры исходных компонентов могут лежать в пределах 4—20 мм/с. Обеспечение более низкой скорости горения в принципе возможно, но, как правило, приводит к существенному уменьшению удельного импульса [2].

Наряду с высокими энергетическими, баллистическими и технологическими свойствами твердые топлива должны обладать высокими прочностными характеристиками. Механические свойства топлива должны быть такими, чтобы топливные заряды выдерживали возникающие напряжения без разрушения [16].

Имея различную физическую структуру, баллиститные и смесевые топлива обладают и различными механическими свойствами. Баллиститные топлива можно рассматривать как абсолютно упругий и изотропный материал. При положительных температурах баллиститные топлива характеризуются жестким состоянием материала, а при отрицательных температурах они становятся хрупкими. По механическим свойствам эти топлива, как считают зарубежные специалисты, наиболее пригодны для изготовления зарядов, свободно вкладываемых в камеру сгорания РДТТ.

Смесевые топлива в первом приближении можно рассматривать как изотропный и гомогенный материал, обладающий линейными вязкоупругими свойствами. Механические свойства смесевых топлив почти полностью определяются свойствами горючего-связки и его содержанием в топливе, а также сильно зависят от температуры топлива и скорости приложения нагрузки [16].

При положительных температурах смесевые топлива достаточно эластичны, при отрицательных температурах они обычно теряют способность к значительному удлинению и при температурах ниже температуры стеклования топлива становятся хрупкими. Чем больше скорость приложения нагрузки, тем при более высокой температуре наступает состояние хрупкости. По механическим характеристикам смесевые топлива, по мнению зарубежных специалистов, более пригодны для зарядов, получаемых литьем в камере двигателей.

Типичные значения механических и теплофизических свойств твердых топлив представлены в таблице 3.1.

Сопоставление основных характеристик рассмотренных типов твердых топлив показывает, что смесевые топлива по сравнению с баллиститными обладают более высокими энергетическими показателями, более технологичны в производстве, имеют относительно меньшую зависимость скорости горения от давления и температуры. Указанные обстоятельства и объясняют тот факт, что в настоящее время за рубежом для маршевых двигателей УБР с РДТТ практически применяются только смесевые твердые топлива. Баллиститные топлива находят применение для вспомога-

тельных двигателей, например управляющих, тормозных и др.

Т а б л и ц а 3.1

Основные механические и теплофизические свойства твердых топлив

№ по пор.	Характеристики	Размерность	Баллистичные топлива	Смесевые топлива
1	Модуль упру- гости: при темпера- туре $+40^{\circ}\text{C}$ при темпера- туре -40°C	кгс/см ² кгс/см ²	1000—3000 —	50—100 1000—2000
2	Коэффициент Пуассона		0,35—0,5	0,35—0,5
3	Коэффициент линейного расши- рения	$\frac{1}{\text{K}}$	$(1,2—2) \cdot 10^{-4}$	$(0,5—1,5) \cdot 10^{-4}$
4	Коэффициент теплопроводно- сти	ккал/(ч·м·°C)	0,18	0,26
5	Коэффициент температуропро- водности	м ² /ч	$0,08 \cdot 10^{-4}$	$0,11 \cdot 10^{-4}$
6	Удельная тепло- емкость	ккал/(кг·°C)	0,3—0,35	0,26—0,34

3. РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Твердотопливным ракетным двигателем называют та-
кой ракетный двигатель, который создает силу тяги в ре-
зультате вытекания из его сопла продуктов сгорания твер-
дого топлива. Ракетные двигатели на твердом топливе
(РДТТ), используемые в УБР, по своему назначению мож-
но разделить на следующие основные группы:

- стартовые двигатели, обеспечивающие движение ра-
кеты при пуске из различных пусковых устройств на на-
чальном участке траектории;
- маршевые двигатели, обеспечивающие движение ра-
кеты или ее отдельных ступеней на активном участке по-
лета;
- рулевые или доводочные двигатели, служащие для
управления полетом по заданной программе на отдельных
участках траектории;

— тормозные двигатели, применяемые для торможения отдельных ступеней ракет при их отделении.

Величина тяги РДТТ, применяемых в УБР, может лежать в пределах от нескольких десятков килограммов до сотен тонн, а время работы — от нескольких сотых долей секунды до нескольких минут.

Устройство типового РДТТ показано на рис. 3.8.

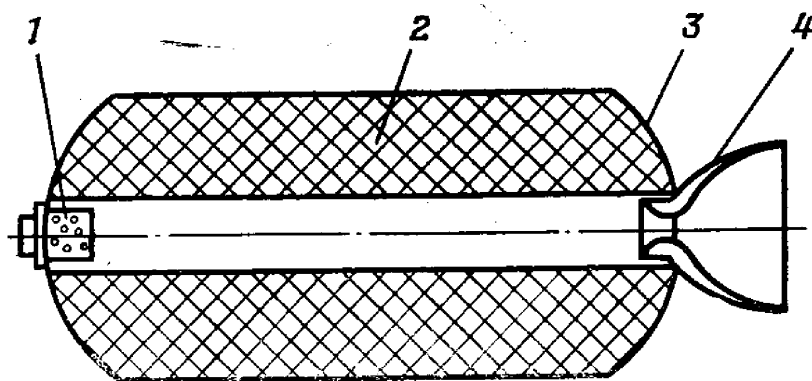


Рис. 3.8. Устройство типового РДТТ:

1 — воспламенитель; 2 — заряд твердого топлива; 3 — корпус; 4 — сопло

Характерными особенностями РДТТ по сравнению с другими типами ракетных двигателей (жидкостными, гибридными) являются размещение в камере сгорания всего запаса топлива в виде топливного заряда определенной формы и отсутствие системы подачи топлива. После воспламенения топлива дальнейшее его горение происходит по поверхности заряда, не защищенной бронирующим покрытием. Конструкция РДТТ обычно не имеет жидкостного охлаждения.

Отсутствие жидких компонентов и системы подачи топлива существенно упрощает конструкцию РДТТ и позволяет, по мнению зарубежных специалистов, создать ракеты весьма высокой надежности и готовности к действию. Реализация этих свойств вместе с приемлемыми энергомассовыми показателями РДТТ привела к широкому применению этих двигателей в боевых зарубежных ракетах. Начиная с 70-х годов почти на всех зарубежных УБР в качестве маршевых двигателей используются РДТТ.

Основы внутренней баллистики РДТТ

Основной задачей внутренней баллистики РДТТ является рассмотрение газодинамики процессов в камере сгорания, и прежде всего определение давления в камере и се-

кундного расхода топлива при различных условиях работы двигателя.

Процесс изменения давления в камере РДТТ обычно разделяют на три характерных периода (рис. 3.9):

— выход двигателя на режим, включающий время горения воспламенителя, а также время воспламенения и стабилизации горения основного заряда, $\tau_{\text{вых}}$;

— основной период работы двигателя, составляющий большую часть времени горения заряда, $\tau_{\text{гор}}$;

— период последствий, наступающий после сгорания заряда или отсечки тяги двигателя, $\tau_{\text{сп}}$.

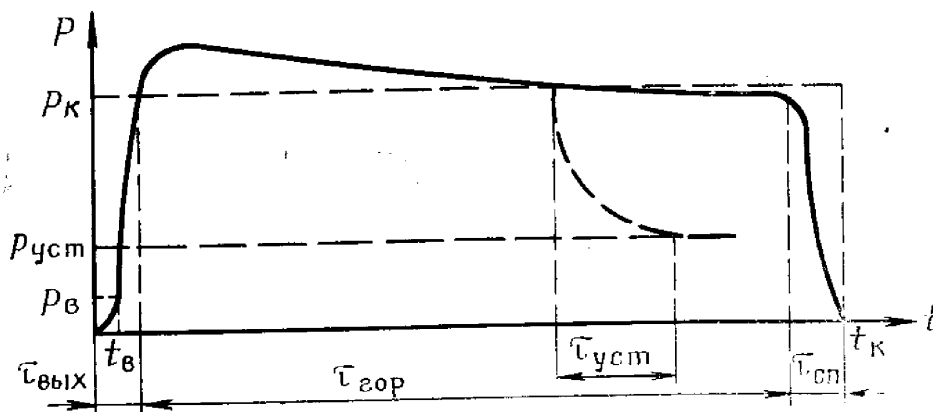


Рис. 3.9. Изменение давления в камере РДТТ:

t_v , p_v — соответственно время и давление в камере в момент окончания горения воспламенителя; t_k , p_k — соответственно полное время работы и среднее давление в камере; $\tau_{уст}$, $p_{уст}$ — соответственно продолжительность изменения давления и установившееся значение давления в камере после вскрытия дополнительных отверстий

Отличительной чертой первого и третьего периодов работы РДТТ наряду с их небольшой продолжительностью является существенная нестационарность протекающих в камере сгорания процессов, в то время как в основной период работы рабочие параметры РДТТ (давление, секундный расход топлива), как правило, близки к постоянным.

Рассмотрим в простейшей постановке задачу расчета давления в камере РДТТ, предполагая давление и температуру одинаковыми по объему камеры и пренебрегая изменением температуры при изменении давления. Кроме того, будем полагать, что для газовой смеси в камере справедливы соотношения для идеального газа и что скорость горения во всем диапазоне изменения давления описывается одним и тем же законом:

$$u = u_1 p^\gamma.$$

Давление в камере p при известной геометрии заряда и двигателя можно найти, составив уравнение баланса рабочего тела

$$\dot{\omega}_{\text{пр}} = \dot{\omega}_{\text{расх}} + \frac{d\omega}{dt}, \quad (3.12)$$

где $\dot{\omega}_{\text{пр}} = u p_{\text{т}} S$ — газоприход продуктов сгорания за 1 с;

$\dot{\omega}_{\text{расх}} = A_{\alpha} p \sigma_{\text{кр}}$ — секундный расход продуктов сгорания через сопло;

$\frac{d\omega}{dt}$ — увеличение количества продуктов сгорания в камере путем увеличения свободного объема за 1 с;

S — полная поверхность горения заряда;

$\sigma_{\text{кр}}$ — площадь критического сечения сопла;

$A_{\alpha} = \frac{\mu a(k)}{\sqrt{\chi R T_k}}$ — коэффициент истечения;

μ — коэффициент расхода сопла;

χ — коэффициент теплотерь в камере.

Используя уравнение состояния для определения $\frac{d\omega}{dt}$

и учитывая, что $\frac{dV}{dt} = Su$, окончательно получим уравнение

$$\frac{dp}{dt} = \frac{\chi R T_k}{V} \left[u_1 p^{\gamma} \rho_{\text{т}} S - \frac{\mu a(k)}{\sqrt{\chi R T_k}} p - u_1 p^{\gamma} \rho_k S \right], \quad (3.13)$$

где V — свободный объем камеры сгорания;

ρ_k — плотность газов в камере.

Если заданы величины поверхности и скорости горения, термодинамические параметры продуктов сгорания в камере (T_k, R, k), начальный объем и площадь критического сечения сопла двигателя, то уравнение (3.13) интегрируется численными методами и определяется зависимость $p = p(t)$.

При постоянной поверхности горения будем иметь стационарный режим работы, характеризующийся условиями:

$$p = \text{const}, \quad \frac{dp}{dt} = 0.$$

Тогда величина стационарного давления с учетом равенства

$$\sqrt{\chi R T_k} = \mu a(k) \beta_{\text{т}}$$

и пренебрежения величиной плотности газов по сравнению с плотностью топлива ($\rho_k \ll \rho_T$), определится формулой

$$p = \left(u_1 \rho_T \beta_T \frac{S}{S_{кр}} \right)^{\frac{1}{1-\gamma}} = \left(\frac{u_1 \rho_T S}{A_{\alpha} S_{кр}} \right)^{\frac{1}{1-\gamma}}. \quad (3.14)$$

Давление, определяемое по последней формуле, обычно называют равновесным. Оно будет устойчивым по отношению к малым случайным отклонениям от равновесия, если при равенстве газоприхода и газорасхода будет выполняться соотношение

$$\frac{d\dot{\omega}_{пр}}{dt} < \frac{d\dot{\omega}_{расх}}{dt}.$$

Из анализа условий выполнения этого соотношения следует, что пригодным для использования в РДТТ является лишь топливо с $\gamma < 1$.

Как следует из формулы (3.14), для данного топлива при постоянной температуре заряда равновесное давление определяется отношением поверхности горения к площади критического сечения. При изменении начальной температуры топлива на величину $\Delta T = T - T_N$ относительное изменение давления в камере $\frac{\Delta p}{p}$ определяется формулой

$$\left(\frac{\Delta p}{p} \right)_{\Delta T} = \frac{K_T}{1-\gamma} \Delta T. \quad (3.15)$$

Из формулы (3.15) следует, что для получения стабильных характеристик РДТТ в широком температурном диапазоне необходима малая чувствительность скорости горения к температуре и малые значения показателя степени γ .

Хотя формула (3.14) справедлива лишь для зарядов с постоянной поверхностью горения, оценки показывают, что в большинстве случаев для основного периода работы РДТТ она дает приемлемую точность и при переменной поверхности горения. Так, при переменной поверхности горения на основном участке горения заряда экстремальные значения давления можно определить по формулам:

$$p_{\max} = p_N \left(\frac{S_{\max}}{S_{\text{ср}}} \right)^{\frac{1}{1-\gamma}}; \quad p_{\min} = p_N \left(\frac{S_{\min}}{S_{\text{ср}}} \right)^{\frac{1}{1-\gamma}}, \quad (3.16)$$

где p_N — среднее давление в камере, соответствующее номинальным условиям при $S = S_{\text{ср}}$.

При выводе приведенных выше зависимостей пренебрегалось изменением скорости газового потока и давления в камере по ее длине. Однако в реальных конструкциях скорость продуктов сгорания по длине камеры возрастает, а статическое давление падает [2]. Полагая, что скорость газов в камере значительно меньше местной скорости звука, в первом приближении можно показать, что

$$\Delta p = p_0 - p_1 = \rho_0 w_1^2,$$

где p_1 , w_1 — соответственно давление и скорость газового потока перед входом в сопло;

p_0 , ρ_0 — соответственно давление и плотность газов в начале камеры.

Преобразуя последнее уравнение, получим формулу

$$\frac{\Delta p}{p_0} = - \frac{1}{g_0} \left[a(k) \frac{\sigma_{кр}}{F_{св}} \right]^2, \quad (3.17)$$

где $F_{св}$ — свободная площадь прохода газов вдоль заряда топлива.

Из формулы (3.17) следует, что при характерных для крупногабаритных РДТТ значениях $\frac{\sigma_{кр}}{F_{св}} \leq 0,5—0,6$ перепад давления по длине камеры в начальный период может достигать 10—15%, однако среднее его значение за полное время работы обычно не превышает 3—5%.

В связи с изменением давления и скорости движения газа по длине заряда и изменением их по времени горения в общем случае процессы в камере сгорания носят ярко выраженный нестационарный характер, что затрудняет получение достаточно простых аналитических решений. Однако для большинства практических задач математический анализ процессов в камере существенно упрощается при использовании гипотезы квазистационарности — предположения о том, что неоднородности, обусловленные неустановившимися течениями газа, пренебрежимо малы, что позволяет рассматривать более быстрые процессы в сравнении с более медленными как мгновенные.

Последовательное применение основных положений гипотезы квазистационарности позволяет в первом приближении обыкновенное дифференциальное уравнение вида (3.13) использовать для определения изменения осредненного по объему камеры давления газа во времени для таких периодов, как выход на режим, спад давления при оконча-

нии горения заряда или при мгновенном изменении площади критического сечения.

Так, проинтегрировав уравнение (3.13), получаем

$$p^{1-\nu} = \frac{u_1 \rho_T S}{A_a \sigma_{кр}} + C \exp \left[- \frac{A_a \sigma_{кр} R T_k}{V} (1 - \nu) t \right], \quad (3.18)$$

где C — постоянная интегрирования.

Уравнение (3.18) позволяет получить достаточно простые аналитические зависимости для приближенного анализа переходных процессов в камере РДТТ, используя соответствующие начальные условия для определения постоянной интегрирования C .

Полагая в начальный момент времени $t = t_n$ давление в камере равным давлению в момент окончания горения воспламенителя $p = p_n$ (рис. 3.9), можно получить зависимость для приближенной оценки процесса изменения давления при выходе двигателя на режим

$$p = p_k \left\{ 1 - \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_k} \right)^{1-\nu} \right] \exp \left[- \frac{A_a \sigma_{кр} R T_k}{V_n} (1 - \nu) t \right] \right\}^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (3.19)$$

где p_k — установившееся давление в камере;

V_n — начальный свободный объем камеры.

Выражая из зависимости (3.19) значение t и полагая $p \approx 0,9 p_k$, получим приближенную зависимость для оценки времени выхода РДТТ на режим

$$\tau_{вых} \approx \frac{2,3 V_n}{(1 - \nu) A_a \sigma_{кр} R T_k} \left\{ 1 + \lg \frac{1}{1 - \nu} \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_k} \right)^{1-\nu} \right] \right\}. \quad (3.20)$$

Принимая за начальные условия момент времени $t = t_k$, соответствующий окончанию горения заряда ($S = 0$), можно получить выражение для оценки процесса спада давления во времени

$$p = p_k \exp \left(- \frac{A_a \sigma_{кр} R T_k}{V_k} t \right), \quad (3.21)$$

где V_k — конечный свободный объем камеры.

Следует отметить, что при расчете времени истечения газов после окончания горения заряда обычно ограничива-

ются критическим перепадом давлений

$$\frac{p_h}{p^*} \geq \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \approx 0,57. \quad (3.22)$$

Определяя из последнего выражения p^* и подставляя его в выражение (3.21), получим приближенную формулу для определения времени спада давления

$$\tau_{\text{сп}} \approx \frac{2,3V_k}{A_a \sigma_{\text{кр}} R T_k} \lg \left(1,75 \frac{p_k}{p_h} \right), \quad (3.23)$$

где p_h — наружное давление окружающей среды.

Рассматривая процессы в камере после мгновенного увеличения площади критического сечения $\sigma_{\text{кр}}$ на величину $\sigma_{\text{от}}$, в уравнении (3.18) необходимо вместо $\sigma_{\text{кр}}$ подставить значение суммарной площади σ_{Σ} . Тогда начиная с момента вскрытия дополнительных отверстий, увеличивающих площадь критического сечения на величину $\sigma_{\text{от}}$, закон изменения давления в камере приближенно описывается зависимостью

$$p = p_k \left\{ \frac{\mu_c \sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\Sigma}} + \left(1 - \frac{\mu_c \sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\Sigma}} \right) \exp \left[- \frac{A_a \sigma_{\Sigma} R T_k}{V} (1 - \nu) t \right] \right\}^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (3.24)$$

где V — свободный объем камеры в момент увеличения площади критического сечения;

$\sigma_{\Sigma} = \mu_c \sigma_{\text{кр}} + \mu_{\text{от}} \sigma_{\text{от}}$ — суммарная площадь истечения газов;
 $\mu_c, \mu_{\text{от}}$ — коэффициенты расхода соответственно основного и дополнительных сопел.

Из зависимости (3.24) следует, что при $t \rightarrow \infty$ давление в камере стремится к новому установившемуся значению $p_{\text{уст}}$, определяемому формулой

$$\frac{p_{\text{уст}}}{p_k} = \left(\frac{\mu_c \sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\Sigma}} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (3.25)$$

Ориентировочное значение времени, при котором давление в камере будет близко к установившемуся, можно оце-

нить по формуле

$$\tau_{\text{сп}} \approx \frac{2,3V}{(1-\gamma) A_a \sigma_{\Sigma} R T_k} \left[1 + \lg \left(\frac{1}{1-\gamma} \frac{\sigma_{\text{от}}}{\sigma_{\text{кр}}} \right) \right]. \quad (3.26)$$

Из формулы (3.26) следует, что с увеличением площади дополнительно вскрываемых отверстий $\sigma_{\text{от}}$ скорость падения давления в камере будет увеличиваться. При достижении скорости падения давления некоторого критического значения горение заряда может прекратиться, поэтому мгновенное вскрытие отверстий, значительно увеличивающих площадь истечения газов, используется как одно из основных средств отсечки тяги РДТТ.

Приведенные выше зависимости могут быть использованы для приближенного определения давления в камере и секундного расхода топлива практически в любой момент работы РДТТ.

Тяговые характеристики РДТТ

Рассмотрим основные зависимости, характеризующие процесс истечения из сопла с заданными геометрическими параметрами и тяговые характеристики РДТТ при известных термодинамических параметрах продуктов сгорания в камере. Считая процесс истечения установившимся и одномерным, а также пренебрегая изменением состава продуктов сгорания, из уравнения сохранения энергии получим скорость продуктов сгорания в произвольном сечении сопла

$$\omega = \varphi_c \sqrt{\frac{2gk}{k-1} \chi R T_k \left[1 - \left(\frac{p}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (3.27)$$

где ω , p — соответственно скорость и давление в произвольном сечении сопла;

k — показатель процесса истечения;

p_k — давление в камере перед входом в сопло;

φ_c — коэффициент потерь в сопле.

Площадь сопла, соответствующая рассматриваемому сечению σ , связана с площадью критического сечения сопла $\sigma_{\text{кр}}$ и значениями давлений в данном сечении p и в ка-

мере сгорания p_k уравнением

$$\frac{\sigma}{\sigma_{кр}} = \bar{d}^2 = \frac{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k-1}{k+1}}}{\left(\frac{p}{p_k}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{1 - \left(\frac{p}{p_k}\right)^{\frac{k-1}{k}}}}. \quad (3.28)$$

Из последнего уравнения следует, что при оговоренных допущениях величина отношения давлений $\frac{p}{p_k}$ однозначно связана с геометрией сопла $\bar{d}$ через показатель процесса k . Тогда скорость истечения продуктов сгорания можно выразить как

$$w_a = \varphi_c F_w(k, \bar{d}_a) \sqrt{\lambda R T_k}, \quad (3.29)$$

где $F_w(k, \bar{d}_a) = \sqrt{\frac{2gk}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$ — табулированная функция;
 $\bar{d}_a$ — степень геометрического расширения сопла;
 w_a, p_a — соответственно скорость и давление на срезе сопла.

Связь между давлением p , температурой T и плотностью ρ продуктов сгорания в произвольном сечении сопла с соответствующими значениями этих параметров в камере выражается зависимостями:

$$\frac{T}{T_k} = \left(\frac{p}{p_k}\right)^{\frac{k-1}{k}}; \quad \frac{\rho}{\rho_k} = \left(\frac{p}{p_k}\right)^{\frac{1}{k}}. \quad (3.30)$$

Тяговые характеристики РДТТ определяют зависимость тяги и удельного импульса от конструктивных параметров двигателя и заряда твердого топлива, параметров рабочего

процесса и условий полета. Общее выражение силы тяги РДТТ можно записать в виде

$$P = \dot{\omega} \frac{w_a}{g} + \sigma_a (p_a - p_h), \quad (3.31)$$

где P — сила тяги двигателя по оси его сопла;

$\dot{\omega}$ — секундный расход топлива;

σ_a — площадь среза сопла;

p_h — наружное давление окружающей среды.

Для удобства расчетов тяги и анализа влияния различных факторов на ее значение уравнению (3.31) придают различную форму. Так, если в уравнении (3.31) заменить $\dot{\omega}$ и w_a их значениями из уравнений (3.12) и (3.29), то формула для расчета тяги запишется в виде

$$P = \left[\frac{\varphi_c \mu_c a(k) F_w}{g} + \bar{d}_a^2 \left(\frac{p_a}{p_k} - \frac{p_h}{p_k} \right) \right] \sigma_{кр} p_k. \quad (3.32)$$

В теории ракетных двигателей для характеристики тяги вводится понятие коэффициента тяги, определяемого выражением

$$C_P = \frac{P}{\sigma_{кр} p_k}. \quad (3.33)$$

Подставляя в выражение (3.33) значение тяги из формулы (3.32), получим

$$C_P = \frac{\varphi_c \mu_c a(k) F_w}{g} + \bar{d}_a^2 \left(\frac{p_a}{p_k} - \frac{p_h}{p_k} \right). \quad (3.34)$$

Коэффициент C_P характеризует увеличение тяги двигателя в результате применения сопла по сравнению с тягой, создаваемой собственно камерой сгорания. При неизменных давлении в камере сгорания и площади критического сечения сопла тяга РДТТ зависит от расширения сопла $\bar{d}_a$, показателя k и наружного давления p_h . Условие достижения максимума тяги соответствует расширению сопла $\bar{d}_a^*$, при котором выполняется условие $p_a = p_h$. Такой режим работы двигателя называется расчетным.

Формулу тяги (3.32) можно также представить в виде

$$P = \left(C_{P_n} - \bar{d}_a^2 \frac{p_h}{p_k} \right) p_k \sigma_{кр}, \quad (3.35)$$

где $C_{P_n} = \frac{\varphi_c \mu_c a(k) F_w}{g} + \bar{d}_a^2 \frac{p_a}{p_k}$ — коэффициент тяги в пустоте.

Из формул (3.34) и (3.35) следует, что при расчетном режиме и при истечении в пустоту коэффициент тяги зависит только от геометрии сопла и показателя k .

В теории РДТТ часто используют понятие удельного импульса I_1 , под которым понимают импульс, создаваемый двигателем при сгорании единицы массы топлива:

$$I_1 = \frac{I_{\text{п}}}{\omega},$$

где $I_{\text{п}} = \int_0^{\tau} P dt$ — импульс тяги за полное время работы;

ω — масса выгоревшего топлива.

Если давление в камере принять постоянным, равным среднему значению за полное время работы двигателя, то значение удельного импульса численно равно значению удельной тяги и справедливо выражение

$$I_1 = \frac{V \sqrt{\chi R T_k}}{\mu_{\text{сг}} a(k)} \left(C_{P_{\text{п}}} - \bar{d}_a^2 \frac{p_h}{p_k} \right) = C_P \beta_T. \quad (3.36)$$

Из выражения (3.36) видно, что относительный вклад сопла в создание удельного импульса может быть оценен величиной

$$\frac{I_1 - \beta_T}{I_1} = 1 - \frac{1}{C_P}. \quad (3.37)$$

Для большинства зарубежных РДТТ максимальное значение C_P в пустоте обычно не превышает 2, а при применении очкового сопла ($\bar{d}_a = 1$) значение C_P составляет приблизительно 1,22—1,25. Таким образом, максимальный вклад всего сопла в пустотный удельный импульс РДТТ обычно не превышает 50%, а его докритической части — 20%.

Степень влияния давления в камере на тягу и удельный импульс различна. Анализ формул (3.32) и (3.35) показывает, что тяга изменяется пропорционально давлению. Такой характер изменения тяги будет иметь место в условиях сверхкритического истечения и до момента отрыва потока от стенок сопла, начиная с которого истинное значение тяги будет выше значения, определяемого по формулам (3.32) или (3.35).

Условие безотрывного течения в сопле можно записать в виде

$$\bar{d}_a < \bar{d}_T, \quad (3.38)$$

где $\bar{d}_T = \frac{d_T}{d_{кр}}$ — степень геометрического расширения сопла, при которой при данном значении отношения $\frac{p_k}{p_h}$ происходит отрыв потока от стенок сопла.

Значение $\bar{d}_T$ при $k = 1,1 \div 1,25$ может быть приближенно определено по аппроксимированной зависимости вида [21].

$$\bar{d}_T = 1 \pm \frac{0,32}{k} \left[\frac{p_k}{p_h} \left(1 - \frac{\sqrt{k}}{0,62} \frac{p_h}{p_k} \right) \right]^{0,6}. \quad (3.39)$$

Практически РДТТ работают на участке линейной зависимости тяги от давления и лишь в момент запуска или спада давления при окончании работы в условиях $p_h > 0$ может иметь место отклонение от прямой, определяемой формулой (3.35).

Зависимость удельного импульса от давления в камере видна из выражения (3.36). При увеличении давления в камере и $p_h > 0$ составляющая $\bar{d}_a^2 \frac{p_h}{p_k}$ убывает и удельный импульс возрастает. В пустоте ($p_h = 0$) давление в камере при фиксированном сопле практически не влияет на величину удельного импульса.

Как уже отмечалось ранее, величина удельного импульса I_1 , определяемая при некоторых стандартных условиях, часто используется как характеристика энергетических возможностей ракетного топлива. Для пересчета стандартного значения удельного импульса, определенного при $p_k = 40$ кгс/см², на значения, соответствующие другим давлениям в камере, при условии $p_a = p_h = 1$ кгс/см² может быть использована зависимость

$$(I_{1T}^0)_p = \frac{(F_w)_p}{(F_w)_{40}} (I_{1T})_{40} = K_I (I_{1T}^0)_{40}, \quad (3.40)$$

где $(I_{1T}^0)_{40}$, $(I_{1T}^0)_p$, $(F_w)_{40}$, $(F_w)_p$ — соответственно значения удельного импульса и функции F_w при $p_k = 40$ кгс/см² и $p_k = p$ при $p_a = p_h = 1$ кгс/см².

Так, например, если при $p_k = 40$ кгс/см² и $p_a = p_h = 1$ кгс/см² $K_I = 1$, то при $p_k = 70$ кгс/см² и $p_a = p_h = 1$ кгс/см² $K_I = 1,05$.

Связь тяговых характеристик двигателя с параметрами, характеризующими заряд и свойства твердого топлива, можно получить, если в выражение (3.33) подставить значение давления из формулы (3.14):

$$P = C_P (u_1, \rho_T, \beta_T)^{\frac{1}{1-\gamma}} (S)^{\frac{1}{1-\gamma}} (\sigma_{кр})^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}. \quad (3.41)$$

Учитывая, что величины C_P , ρ_T , β_T и u_1 могут меняться в сравнительно небольших пределах, то практически изменять в достаточно широком диапазоне тягу РДТТ, работающего на определенном топливе, возможно следующими основными способами:

- изменением поверхности горения S (при $\sigma_{кр} = \text{const}$);
- изменением площади критического сечения сопла $\sigma_{кр}$ (при $S = \text{const}$).

Так как для применяемых в зарубежных РДТТ топлив значение показателя степени γ меньше единицы, то с точки зрения регулирования тяги этими способами эффективнее применять топлива с высокими значениями γ , при этом первый способ позволяет обеспечить изменение тяги в более широком диапазоне. Однако даже при большом многообразии геометрических форм зарядов не всегда удастся подобрать желаемую закономерность изменения тяги по времени только соответствующим законом изменения поверхности горения. В таких случаях для изготовления зарядов, обеспечивающих требуемое изменение тяговых характеристик, иногда используют два типа топлива с различными скоростями горения.

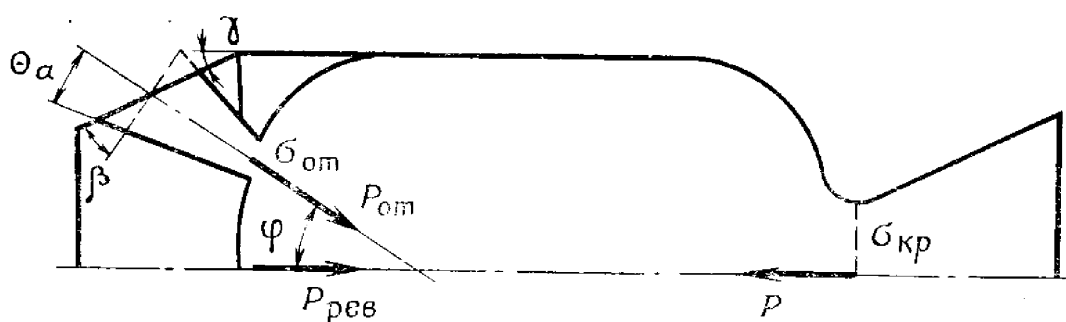


Рис. 3.10. Схема приложения сил при отсечке тяги двигателя путем вскрытия реверсивных сопел

Регулирование тяги путем изменения площади критического сечения, как считают зарубежные специалисты, принципиально возможно, однако практически связано со значительными техническими трудностями. В связи с этим изменение критического сечения используется в основном

для отсечки тяги РДТТ или для ее реверсирования. Так, после вскрытия реверсивных сопел тяги (рис. 3.10) в переходном процессе и после его завершения результирующая тяга РДТТ будет определяться уравнением [21]

$$\left| \frac{\Delta P_{\Sigma}}{P} \right| = 1 - \frac{C_{P_{от}} \sigma_{от} \varphi_{от} \mu_{от}}{C_P \sigma_{кр} \varphi_{с} \mu_{с}} (1 - \varepsilon^*) \cos \varphi, \quad (3.42).$$

где ΔP_{Σ} — результирующая тяга, определяемая как разность тяги прямого сопла P и тяги реверсивных сопел $P_{рев}$ в проекции на продольную ось двигателя ($\Delta P_{\Sigma} = |P - P_{рев}|$);

φ — угол наклона оси реверсивных сопел к оси прямого сопла;

$$\varepsilon^* = \frac{\bar{d}_{от}^2 p_{от} \operatorname{tg} \beta}{\varphi_{от} \mu_{от} p C_{P_{от}} (1 + \operatorname{tg}^2 \Theta_a \operatorname{tg}^2 \beta)^{3/2}} \text{ — коэффициент, учиты-}$$

вающий влияние на тягу косо́го среза реверсивных сопел;

$\bar{d}_{от}$ — степень геометрического расширения реверсивных сопел при отсутствии на них косо́го среза (пунктирная линия на рис. 3.10);

$p, p_{от}$ — давление в камере и на срезе реверсивных сопел;

$\mu_{от}, \mu_{с}, \varphi_{от}, \varphi_{с}$ — соответственно коэффициенты расхода и потерь в реверсивных и прямом соплах;

β — угол, определяемый наклоном образующей соединительного отсека к оси двигателя ($\beta + \varphi + \gamma = 90^\circ$);

Θ_a — угол полураствора реверсивных сопел;

$\sigma_{от}, \sigma_{кр}$ — соответственно площади критических сечений реверсивных сопел и прямого сопла.

Из анализа уравнения (3.42) следует, что для создания определенного значения реверсивной тяги $P_{рев}$ требуется вскрытие суммарной площади реверсивных сопел, определяемой выражением

$$\sigma_{от} = \frac{\varphi_{с} \mu_{с} C_P \sigma_{кр}}{\varphi_{от} \mu_{от} C_{P_{от}} (1 - \varepsilon^*) \cos \varphi} \left| \frac{P_{рев}}{P} \right|. \quad (3.43)$$

Величина удельного импульса РДТТ после вскрытия реверсивных сопел определяется выражением

$$\frac{I_1^*}{I_1} = \left[1 - \frac{\varphi_{от} \mu_{от} \sigma_{от} C_{P_{от}}}{\varphi_{с} \mu_{с} \sigma_{кр} C_P} (1 - \varepsilon^*) \cos \varphi \right] \frac{\sigma_{кр}}{\sigma_{\Sigma}}, \quad (3.44)$$

где I_1^*, I_1 — соответственно удельный импульс РДТТ после и до вскрытия реверсивных сопел.

Как следует из выражения (3.44), эффективность использования топлива на участке работы реверсивных сопел резко уменьшается.

При рассмотрении процессов горения в камере и истечения газа из сопла отличие реальных процессов от идеальных учитывалось введением коэффициентов потерь χ , μ , φ_c . Потери в реальных конструкциях определяются опытным путем при наземной отработке РДТТ, а на стадии проектирования могут быть предварительно оценены по расчетным зависимостям.

Распределение потерь в реальных РДТТ показывает, что подавляющая их доля приходится на сопло. Потери, связанные с несовершенством процесса горения в камере (неполнота сгорания, тепловые потери и др.), в крупногабаритных РДТТ обычно не превышают 0,2—0,3%, а значения коэффициента расхода сопла μ_c находятся в пределах 0,99—9,998 [2].

Рассмотрим более подробно составляющие, определяющие частные виды потерь импульса в сопле, для чего введем понятие о коэффициенте потерь импульса в сопле $\epsilon_c = 1 - \varphi_c$.

Потери импульса в сопле возникают в основном из-за наличия в реальных конструкциях:

- трения потока газов о стенки сопла ($\epsilon_{тр}$);
- непараллельности и неравномерности расширяющегося потока газов (ϵ_f);
- скоростного и температурного запаздывания конденсированной фазы относительно газовой фазы при расширении продуктов сгорания (ϵ_ϕ);
- отсутствия кристаллизации конденсированной фазы в сопле ($\epsilon_{кр}$);
- особенностей течения продуктов сгорания на входе в двигателях с многосопловыми конструкциями или с соплами, частично вдвинутыми в камеру сгорания ($\epsilon_{вх}$);
- искажения профиля сопла в процессе работы двигателя, выпадения конденсата на стенки сопла и др. ($\epsilon_{пр}$).

В соответствии с перечисленными причинами, вызывающими потери импульса в сопле, коэффициент потерь импульса можно записать как

$$\epsilon_c = 1 - \varphi_c = \epsilon_{тр} + \epsilon_f + \epsilon_\phi + \epsilon_{кр} + \epsilon_{вх} + \epsilon_{пр}. \quad (3.45)$$

Значения составляющих потерь импульса зависят от многих факторов, среди которых немаловажное значение имеют форма и размеры сопла. По сведениям зарубежной печати, наиболее распространенными в РДТТ являются

круглые конические и профилированные сопла. Геометрические характеристики конических сопел при известном диаметре критического сечения $d_{кр}$ однозначно определяются углом полураствора Θ_a и степенью геометрического расширения сопла $\bar{d}_a$. Величина угла наклона образующей конуса для сопел РДТТ может лежать в пределах 15—30° [2, 6].

В практике зарубежного ракетостроения широко используются методы профилирования контуров сопел, обеспечивающие меньшие боковую поверхность сопел и потери импульса по сравнению с коническими соплами. Геометрические характеристики таких профилей, задаваемые обычно в относительной форме, содержатся в специальных таблицах контуров.

Для практических расчетов на стадии проектирования весьма полезными являются различные аналитические зависимости, аппроксимирующие табличные данные. Ниже приводятся приближенные формулы, позволяющие рассчитать длину и боковую поверхность укороченного сопла из семейства сопел с угловой точкой и параллельным оси потоком газов на выходе в зависимости от коэффициента укорочения сопла ψ , если известны показатель процесса k и степень геометрического расширения сопла $\bar{d}_a$ [19]:

$$\left. \begin{aligned} \bar{l}_a &= 3,2\psi \bar{d}_a^{0,829+0,298k^2}; \\ \bar{S}_a &= (1 + 0,34k^2\psi) (\bar{d}_a^2 - 1) \sqrt{30\psi^2 + 1}, \end{aligned} \right\} \quad (3.46)$$

где $\bar{l}_a = \frac{l_a}{r_{кр}}$ — длина сверхзвуковой части укороченного сопла, отнесенная к радиусу критического сечения;

$\bar{S}_a = \frac{S_a}{\sigma_{кр}}$ — боковая поверхность сверхзвуковой части укороченного сопла, отнесенная к площади критического сечения;

$\psi = \frac{\bar{l}_a}{\bar{l}_0}$ — коэффициент укорочения профиля сопла;
 $\bar{l}_0$ — относительная длина неукороченного профиля сопла с равномерным потоком газов на выходе при заданном $\bar{d}_a$.

Потери на трение и рассеивание потока для семейства таких сопел приближенно могут быть определены по известным зависимостям или по приводимым ниже формулам,

полученным путем преобразования этих зависимостей применительно к введенному коэффициенту ψ [19]:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_f &= 0,748 [1 - (0,31k - 0,222) \bar{d}_a^{2/3}] (1 - \psi)^6; \\ \varepsilon_{тр} &= 0,56 \cdot 10^{-2} \sqrt{\bar{d}_a - 1} \left(\frac{2,62}{k^2 \sqrt{\bar{T}_w}} - 1 \right) \times \\ &\times \psi (1 + 11,7 \bar{K}_S^{0,4}), \end{aligned} \right\} \quad (3.47)$$

где $\bar{T}_w = \frac{T_w}{T_k}$ — относительная температура стенки сопла;
 $\bar{K}_S = \frac{K_S}{d_{кр}}$ — относительная шероховатость стенок сопла.

Формулы (3.46) и (3.47) применимы в диапазоне $k = 1,1 \div 1,25$, $\psi = 0,3 \div 1$ и $\bar{d}_a = 2 \div 10$; точность расчетов величин $\bar{T}_a$ и $\bar{S}_a$ составляет 5—10%, а ε_f и $\varepsilon_{тр}$ — до 10—15% [19].

Данные, приведенные в ряде работ [19, 27], позволяют выразить потери, вызванные скоростным и температурным запаздыванием конденсированной фазы относительно газовой в процессе расширения продуктов сгорания в сопле, в виде приближенной зависимости, обобщенной с учетом процесса коагуляции в сопле для крупногабаритных РДТТ:

$$\varepsilon_{\phi} = \frac{0,268}{\sqrt[3]{d_{кр}}} \frac{1}{\sqrt[4]{p_{кр} \bar{d}_a}} \left(\frac{z}{0,32} \right), \quad (3.48)$$

где z — массовая доля конденсированной фазы в 1 кг продуктов сгорания;

$d_{кр}$ — диаметр критического сечения сопла, см.

Потери, связанные с отсутствием кристаллизации конденсата при течении по соплу, определяются в результате термодинамического расчета и, как показывает сравнительный анализ, для топлив с добавками алюминия могут быть представлены в виде приближенной зависимости, полученной преобразованием формулы, приведенной в работах [19, 2]:

$$\varepsilon_{кр} = \frac{275}{I_{1т}^0} \left(\frac{z}{0,32} \right) \frac{1,71}{\bar{T} \bar{d}^*} \sqrt{\frac{\bar{d}_a}{\bar{d}^*} - 1} \cdot 10^{-2}, \quad (3.49)$$

где $\bar{d}^*$ — степень геометрического расширения сопла, соответствующая сечению, где температура про-

дуктов сгорания соответствует температуре плавления окисла алюминия ($T_{пл} = 2303 \text{ K}$).

$$\bar{a}^* = 0,92 + \left(\frac{1}{\bar{T}^2} - 0,92 \right)^2;$$

$\bar{T} = \frac{T_{пл}}{T_k}$ — относительная температура плавления конденсата;

$I_{1т}^0$ — стандартное значение удельного импульса топлива.

Потери, связанные с частичным утоплением сопла в камеру сгорания, можно выразить в виде следующей приближенной зависимости [6]:

$$\epsilon_{вх} = (0,11 + 7,8z^3) \sqrt{\bar{l}_a \Phi} + 1,5 \cdot 10^{-2}, \quad (3.50)$$

где $\Phi = \frac{l_y}{l_a}$ — относительная утопленность сверхзвуковой части сопла в камеру.

Применение многосопловых конструкций, как правило, приводит к увеличению потерь удельного импульса. Так, например, для четырехсопловой конструкции в зависимости от состава продуктов сгорания и габаритов сопел потери по сравнению с односопловой конструкцией увеличиваются на 0,5—0,7% [2].

Потери, связанные или с выпадением конденсата на стенки сопла, или с определенным искажением базового профиля, обеспечивающим практическое отсутствие выпадения конденсата на стенки сопла, могут составлять $\epsilon_{пр} \approx 0,5 \div 1,5\%$ [9].

По сведениям зарубежной печати, уровень и распределение потерь импульса в соплах современных крупногабаритных РДТТ оценивается примерно следующим образом:

— газодинамические потери (трение, рассеивание) — 2—3,5%;

— двухфазные потери (скоростное и температурное запаздывание, отсутствие кристаллизации конденсата и др.) — 3—5%;

— конструктивные потери (утопленные сопла, многосопловые конструкции и т. п.) — 0,5—1,5%.

Таким образом, суммарные потери импульса в соплах РДТТ при использовании топлив с добавками алюминия могут составлять 5—10% [6]. Большая доля двухфазных потерь и их сильная зависимость от содержания алюминия

в топливе обуславливают необходимость обоснования целесообразности применения топлив с высоким содержанием алюминия в зависимости от типа УБР и конкретных параметров РДТТ.

Внутрибаллистические и тяговые характеристики РДТТ заметно изменяются при отклонении параметров топлива, заряда и двигателя в целом от средних (номинальных) значений. Обычно относительный разброс внутрибаллистических характеристик, например давления, от среднего значения для совокупности двигателей, изготовленных по единой документации и технологии, условно представляется в виде композиционной суммы трех составляющих

$$\Delta \bar{p} = \Delta \bar{p}_{\Delta u} + \Delta \bar{p}_{\text{сл}} + \Delta \bar{p}_{\Delta T}, \quad (3.51)$$

где $\Delta \bar{p}_{\Delta u}$ — относительный разброс давления от среднего значения вследствие отклонения скорости горения от среднего (формулярного) значения;

$\Delta \bar{p}_{\Delta T}$ — относительный разброс давления от среднего значения вследствие отклонения среднеобъемной температуры заряда от средней;

$\Delta \bar{p}_{\text{сл}}$ — относительный разброс давления от среднего значения вследствие случайного разброса остальных факторов, определяющих систему «топливо — заряд — двигатель» и влияющих на давление в камере в соответствии с формулой (3.14).

При отсутствии регулирования РДТТ по какому-либо параметру составляющие $\Delta \bar{p}_{\Delta u}$ и $\Delta \bar{p}_{\text{сл}}$ могут рассматриваться как случайные независимые величины, подчиняющиеся закону, близкому к нормальному закону распределения, и их суммарная композиция может быть определена сложением соответствующих дисперсий.

Следует отметить, что принципиальной особенностью составляющей $\Delta \bar{p}_{\text{сл}}$ является ее переменность по времени работы двигателя, в связи с чем суммарные разбросы внутрибаллистических и тяговых характеристик РДТТ подразделяют на текущие и средние по времени. Влияние температурной составляющей $\Delta \bar{p}_{\Delta T}$ на суммарные отклонения $\Delta \bar{p}$ определяется конкретными условиями эксплуатации ракеты.

При проведении оценочных расчетов на стадии проектирования предельные значения средних по времени отклонений давления в камере $\Delta \bar{p}$ и секундного расхода топлива $\Delta \dot{m}$

от их средних (номинальных) значений приблизительно могут быть определены по следующей зависимости:

$$\frac{\Delta \dot{\omega}}{\dot{\omega}_N} \approx \frac{\Delta p}{p_N} = \pm \frac{D}{1 - \nu}, \quad (3.52)$$

где $\frac{\Delta \dot{\omega}}{\dot{\omega}_N}$, $\frac{\Delta p}{p_N}$ — соответственно относительные отклонения средних по времени секундного расхода топлива и давления в камере сгорания от средних (номинальных) значений;

$D = \sqrt{\Delta \bar{u}^2 + (1 - \nu)^2 \Delta \bar{p}_{с.л}^2 + (k_T \Delta T)^2}$ — при узком температурном диапазоне применения двигателя ΔT , обеспечиваемого искусственным термостатированием, не связанным с сезонными колебаниями температуры атмосферы;

$D = \sqrt{\Delta \bar{u}^2 + (1 - \nu)^2 \Delta \bar{p}_{с.л}^2 + k_T \Delta T}$ — при широком температурном диапазоне применения двигателя ΔT и отсутствии искусственного термостатирования;

$\Delta \bar{u} = \frac{\Delta u}{u_N}$ — относительное отклонение скорости горения топлива от среднего (формулярного) значения.

Предельный разброс среднего значения тяги $\frac{\Delta P}{P_N}$ определяется через разбросы секундного расхода топлива $\frac{\Delta \dot{\omega}}{\dot{\omega}_N}$ и удельного импульса $\frac{\Delta I_1}{I_{1N}}$:

$$\frac{\Delta P}{P_N} = \pm \sqrt{\left(\frac{\Delta \dot{\omega}}{\dot{\omega}_N}\right)^2 + \left(\frac{\Delta I_1}{I_{1N}}\right)^2}. \quad (3.53)$$

Как следует из выражений (3.52) и (3.53), при прочих равных условиях разброс параметров РДТТ тем меньше, чем меньше ν . По данным зарубежной печати [27], для типичных натуральных РДТТ с топливом, имеющим $\nu = 0,2$, среднеквадратические отклонения основных параметров составляют:

- по давлению в камере — 2%;
- по тяге — 2,1%;
- по удельному импульсу — 0,2%.

С учетом разбросов параметров РДТТ максимальное давление в камере в соответствии с формулой (3.16) будет определяться как

$$p_{\max}^{\max} = p_N \left(\frac{S_{\max}}{S_{\text{ср}}} \right)^{\frac{1}{1-\nu}} \left(1 + \frac{\Delta p}{p_N} \right). \quad (3.54)$$

Разбросы параметров РДТТ, по мнению зарубежных специалистов, могут быть снижены путем повышения качества и стабильности исходного сырья, совершенства технологии производства и измерительной техники, а также снижением чувствительности скорости горения к давлению в камере и к температуре заряда.

Конструктивные схемы зарубежных двигателей и зарядов твердого топлива

Конструктивные особенности РДТТ во многом определяют конструктивную схему ракеты и ее основные тактико-технические характеристики, так как на долю двигателей для большинства зарубежных УБР приходится около 80—90% массы и 65—70% объема всей ракеты, при этом корпус РДТТ является основной несущей конструкцией ракеты в целом.

Конструктивные особенности РДТТ в основном определяются следующими факторами:

- формой и конструктивной схемой камеры сгорания;
- формой заряда твердого топлива и способом его крепления в камере;
- числом и компоновкой сопел на корпусе камеры сгорания;
- устройством узла отсечки тяги двигателя.

Наиболее распространенной формой камеры сгорания у большинства зарубежных РДТТ является цилиндрическая со сфероидальными или эллипсоидными днищами, хотя в отдельных случаях камера сгорания может иметь и другую форму, например сферическую.

Конструктивно корпус камеры может выполняться неразъемным или разъемным, состоящим из одной или нескольких секций. Конструкция узла соединения различных секций зависит от материалов соединяемых частей камеры и их габаритных размеров.

Основным недостатком разъемных камер считается их большая масса по сравнению с неразъемными конструкциями камер. Неразъемные корпуса камер могут изготов-

ливаться как из металлических (сталь, титан), так и из неметаллических (стекло- или органопластики) конструктивных материалов. В последнее время за рубежом широкое распространение получили неразъемные пластиковые корпуса РДТТ типа «кокон», изготавливаемые методом намотки непрерывной арматуры (нити, волокна, ленты), пропитанной полимерной связкой, на технологические оправки специальных форм.

Массовые и геометрические характеристики камеры и двигателя в целом во многом определяются формой заряда твердого топлива и способом его крепления в камере.

Выбор формы заряда топлива для РДТТ производится с учетом:

- обеспечения требуемой поверхности горения и закона ее изменения в процессе работы двигателя;
- обеспечения необходимого времени работы двигателя исходя из располагаемых значений скорости горения топлива и диаметра камеры;
- обеспечения наибольшего коэффициента заполнения камеры, необходимой прочности и максимальной защиты стенок камеры от воздействия продуктов сгорания;
- обеспечения простоты изготовления и условий устойчивой работы двигателя;
- уменьшения остатков топлива, догорающих на нерасчетном режиме.

Поскольку для большинства УБР требуемый закон изменения тяги, как считают зарубежные специалисты, по времени близок к постоянному, то формы зарядов с примерно постоянной поверхностью горения являются основ-

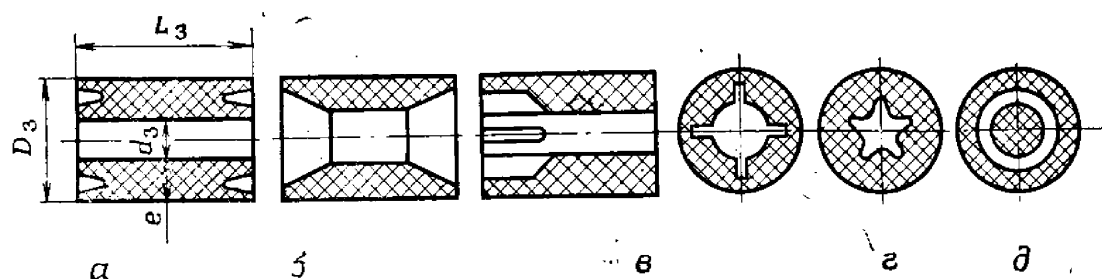


Рис. 3.11. Различные формы зарядов твердого топлива:

a — бесщелевые; *б* — с цилиндрическим каналом; *в* — щелевые; *г* — звездообразные; *д* — телескопические

ными для РДТТ. За рубежом различают следующие основные формы зарядов (рис. 3.11): с простым цилиндрическим каналом (бесщелевые), с комбинированным сечением канала по длине (щелевые и с цилиндрическим каналом), с фигурным каналом (звездообразные) и телескопические.

Заряды с цилиндроконическими и фигурными каналами, а также бесщелевые заряды обеспечивают примерно постоянную поверхность горения при высоком коэффициенте заполнения объема камеры и хорошей защите стенок камеры от воздействия горячих газов. Однако область применения бесщелевых зарядов и зарядов с цилиндроконическим каналом ограничена сравнительно малыми удлинениями зарядов (до 2—2,5), а для зарядов с фигурным каналом характерны сравнительно малая величина относительного свода горения ($\bar{e} < 0,28 \div 0,32$) и большие нерабочие остатки топлива.

Телескопические заряды обеспечивают практически постоянную поверхность горения в широком диапазоне удлинения зарядов, однако на практике, по сведениям зарубежной печати, их применяют редко, так как они имеют сравнительно малую величину относительного свода горения ($\bar{e} < 0,25 \div 0,28$) и требуют сложной конструкции крепления центральной шашки.

Щелевые заряды позволяют обеспечить стабильную поверхность горения в широком диапазоне удлинений заряда и относительно большой свод горения, но в районе щелей требуют более толстого слоя теплозащиты камеры.

При условии постоянства поверхности горения приближенные соотношения, устанавливающие связь между параметрами, определяющими режим работы РДТТ, и геометрическими характеристиками цилиндрических зарядов с внутренним горением, могут быть записаны в виде:

$$\begin{aligned} S_{\text{ср}} &= \frac{\omega}{e\rho_T}; \\ \tau &= \frac{e}{u} = \frac{\bar{e}D_3}{u}; \\ l_{\text{из}} &= l_{\text{ц}} \left(1 - \frac{\eta_{\text{ц}}}{4\bar{e}} \right); \\ \bar{e} &\leq \frac{1}{2} \left(1 - \frac{1,15d_{\text{кр}}}{D_3} \right), \end{aligned} \tag{3.55}$$

где D_3 , $l_{\text{ц}}$ — соответственно наружный диаметр и длина цилиндрической части заряда;

$\eta_{ц}$ — коэффициент заполнения цилиндрической части камеры сгорания;

$l_{из}$ — длина теплоизолируемой части камеры сгорания;

$\bar{e} = \frac{e}{D_3}$ — относительный свод горения.

Кроме цилиндрических шашек с внутренним горением в ряде случаев находят применение заряды торцового горения и сферические заряды.

В зависимости от способа крепления заряда в двигателе различают заряды, свободно вложенные в камеру сгорания, и заряды, скрепленные со стенками камеры.

Первый способ, по сведениям зарубежной печати, применяется для зарядов из баллиститного и смесового топлива, а второй — только для зарядов из смесового топлива, изготавливаемого литьевой технологией.

Свободно вложенный в камеру сгорания заряд фиксируется в камере на упорах так, чтобы при работе двигателя между корпусом и зарядом образовалась застойная зона без протока горячего газа. При таком способе крепления заряд имеет наружную бронировку, а внутренняя поверхность камеры покрывается теплоизоляцией.

РДТТ со скрепленным зарядом имеет более простую конструкцию, при этом на наружной поверхности заряда может полностью отсутствовать бронировка, а большая часть корпуса камеры сгорания защищена от внутреннего нагрева топливом, что уменьшает массу теплозащиты. Однако при горении скрепленного заряда в условиях большого изменения начальных температур топлива и высокого давления в камере сгорания толщина начального свода горения зависит от допустимой с точки зрения прочности заряда величины деформации на поверхности внутреннего канала, что приводит к снижению коэффициента заполнения двигателя топливом.

Указанная зависимость на стадии проектных проработок может быть установлена путем решения системы уравнений, связывающих геометрические размеры заряда с деформациями на поверхности внутреннего канала скрепленного заряда, возникающими при охлаждении снаряженного двигателя от температуры полимеризации топливного заряда до температуры его применения и от действия внут-

ренного давления:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_{\theta}^T + \varepsilon_{\theta}^P &= \varepsilon_{\theta} \leq \varepsilon_{\theta \text{ доп}} ; \\ \varepsilon_{\theta}^T &= \frac{\Delta T_p (\alpha_T - \alpha_K)}{M_3^2 (1 - 2\mu_T) + 1} [2M_3 - \mu_T (M_3^2 + 1)] ; \\ \varepsilon_{\theta}^P &= \frac{(1 + \mu_T) p_{\text{max}}^{\text{max}}}{E_T (M_3^2 - 1)} \left\{ 1 - 2\mu_T + M_3^2 \times \right. \\ &\times \left[1 - \frac{4(1 - \mu_T)^2}{1 + M_3^2 (1 - 2\mu_T) + \right. \\ &\quad \left. + \frac{E_T (1 + \mu_K) (M_3^2 - 1)}{E_K (1 + \mu_T) (N_3^2 - 1)} (1 + 2\mu_K + N_3^2) \right] \left. \right\} ; \\ \bar{e} &= 0,5 \left(1 - \frac{1}{M_3} \right), \end{aligned} \right\} \quad (3.56)$$

где $p_{\text{max}}^{\text{max}}$ — максимальное давление в камере;

ΔT_p — перепад температур полимеризации и применения топливного заряда;

$M_3 = \frac{D_3}{d_3}$ — отношение наружного диаметра заряда к диаметру канала;

$N_3 = \frac{D_K}{D_3}$ — отношение наружных диаметров камеры и заряда;

α_T, α_K — соответственно коэффициент линейного расширения топлива и материала камеры;

E_T, E_K — соответственно модуль упругости топлива и материала камеры;

μ_T, μ_K — соответственно коэффициент Пуассона топлива и материала камеры;

$\varepsilon_{\theta}^T, \varepsilon_{\theta}^P, \varepsilon_{\theta \text{ доп}}$ — соответственно деформации на поверхности внутреннего канала заряда от воздействия охлаждения, давления и допустимая деформация топлива.

Зависимость суммарной деформации топлива ε_{θ} от значения относительного свода горения заряда $\bar{e}$ при различных максимальных давлениях в камере $p_{\text{max}}^{\text{max}}$ и перепада температур ΔT_p представлена на рис. 3.12 и наглядно определяет требования к физико-механическим характеристикам топлив, позволяющим обеспечить высокий коэффициент

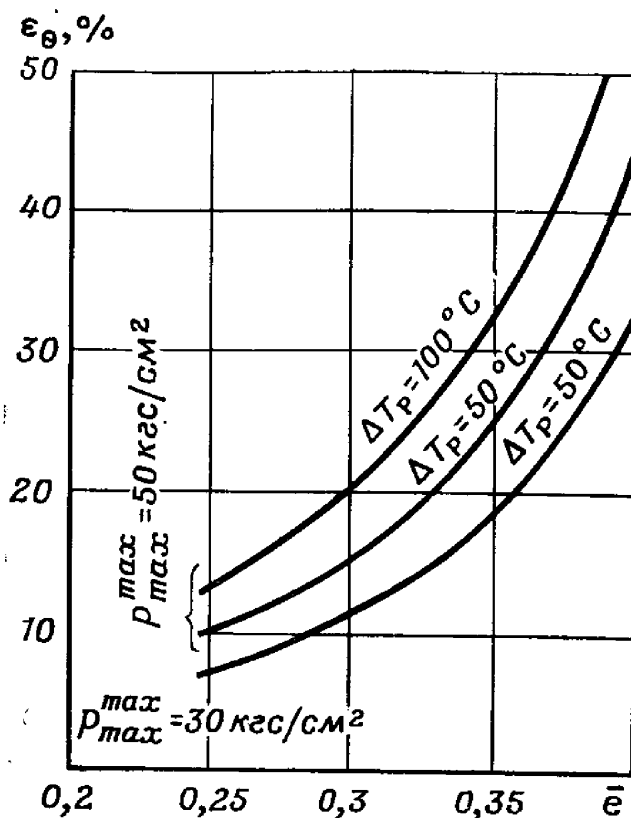


Рис. 3.12. Зависимость суммарной деформации твердого топлива ϵ_θ от относительного свода горения $\bar{\epsilon}$ при различных перепадах температур ΔT_p и давлении в камере $p_{\max}^{\max}$

заполнения двигателя при применении скрепленных зарядов.

Существенное влияние на массовые, габаритные и энергетические характеристики РДТТ оказывают конструктивные решения по соплу. По числу сопел в двигателе различают односопловые и многосопловые конструкции. Конструкции с одним центральным соплом или в виде многосопловых блоков обычно komponуются на крышке корпуса камеры сгорания, однако в отдельных случаях многосопловые конструкции могут размещаться непосредственно на цилиндрической части камеры сгорания (рис. 3.13).

Из многосопловых конструкций наибольшее распространение за рубежом получили четырехсопловые конструкции. Преимуществом их является возможность при любых газодинамических органах управления осуществлять управление полетом ракеты по всем трем каналам; кроме того, они имеют небольшие габариты. К недостаткам четырехсопловых конструкций следует отнести большую массу теплозащиты крышки корпуса камеры и дополнительные потери

импульса, обусловленные турбулентными завихрениями при входе в многосопловой блок, а также ограниченные возможности по обеспечению высокой степени геометрического расширения сопел.

Двигатели с одним центральным соплом лишены указанных недостатков, однако они имеют большую длину и для управления по крену при большинстве известных газо-

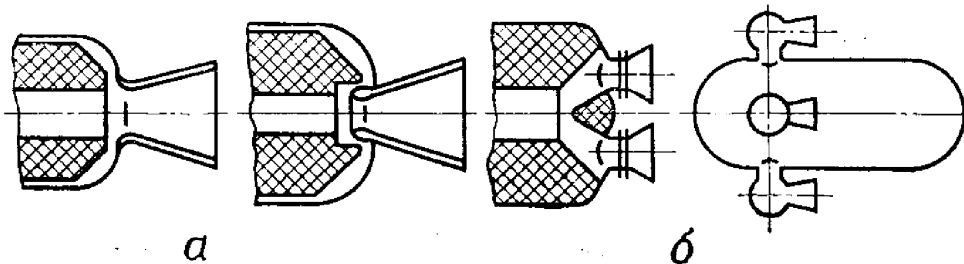


Рис. 3.13. Различные компоновки сопел РДТТ:
а — односопловые схемы; б — многосопловые схемы

динамических органов управления требуют применения дополнительных устройств. Для сокращения длины двигателя центральные сопла частично вдвигаются в камеру сгорания на 30—40% своей длины [6]. В зависимости от применяемых на УБР органов управления рассмотренные конструкции сопел могут крепиться к корпусу РДТТ подвижно или неподвижно.

Отсечку тяги РДТТ в момент окончания активного полета УБР можно осуществлять или прекращением горения заряда твердого топлива, или нейтрализацией действия тяги на ГЧ без прекращения горения заряда твердого топлива.

Прекращение горения заряда твердого топлива может быть обеспечено следующими основными способами:

- резким понижением давления в камере путем мгновенного вскрытия дополнительных отверстий;
- впрыском в камеру воды или какого-либо другого хладагента.

По сведениям зарубежной печати, наиболее широко для гашения РДТТ применяется первый способ, так как ввод в камеру различных хладагентов требует сложных устройств, значительно увеличивает массу двигателя и снижает надежность двигателя. Как отмечалось в разд. 1 гл. 3, для прекращения горения заряда при резком спаде давления в камере сгорания необходимо, чтобы скорость падения давления после вскрытия дополнительных отверстий превосходила некоторое критическое значение $\left(\frac{dp}{dt}\right)_{кр}$. По зарубеж.

ным данным, для смесевых топлив скорость падения давления, приводящая к прекращению их горения, определяется условием $\frac{1}{p} \left(\frac{dp}{dt} \right)_{кр} \geq 150 \frac{1}{с}$.

Конструктивно реализация этого способа может быть осуществлена или путем поперечного деления корпуса камеры (осевой сброс давления), или путем выпуска газов через специальные отверстия, симметрично расположенные на боковой поверхности двигателя (боковой сброс давления). Следует отметить, что осевой сброс давления сопровождается кратковременным увеличением тяги в момент поперечного деления корпуса, что может привести к выходу из строя некоторых элементов ракеты.

Нейтрализация действия тяги на ГЧ в момент окончания активного полета без прекращения горения заряда твердого топлива на зарубежных УБР обычно осуществляется реверсом тяги РДТТ путем вскрытия реверсивных сопел при одновременном отделении двигателя от ракеты или ГЧ. Анализ условий реверса тяги РДТТ без прекращения

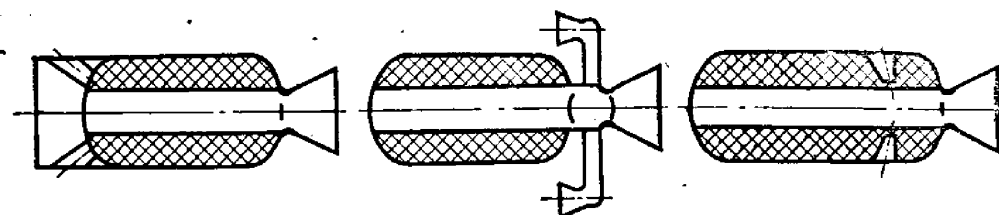


Рис. 3.14. Некоторые схемы устройств реверсирования тяги РДТТ

горения заряда был проведен в разд. 2 гл. 3. Некоторые конструктивные схемы устройств реверса тяги показаны на рис. 3.14.

Для уменьшения разброса скорости ГЧ неуправляемого типа в момент окончания активного полета за счет разброса времени срабатывания узла отсечки тяги часто применяется двухступенчатая отсечка тяги РДТТ. Такая схема отсечки осуществляется следующим образом: по предварительной команде (ПК) вскрывается часть специальных отверстий или реверсивных сопел и двигатель переходит на пониженный режим тяги; после окончания переходного процесса по главной команде (ГК) вскрываются остальные специальные отверстия или реверсивные сопла и осуществляется отделение ГЧ.

Таким образом, смысл двухступенчатой отсечки тяги заключается в снижении тяги и, следовательно, ускорения

перед отделением ГЧ, что позволяет существенно снизить разброс скорости отделения ГЧ и повысить точность попадания в цель. Однако подобная схема отсечки тяги РДТТ приводит к некоторому уменьшению максимальной дальности полета за счет менее эффективного использования топлива на участке работы двигателя от ПК до ГК.

Критериями оценки технического уровня совершенства конструктивных решений по зарядам твердого топлива, корпусу двигателя, соплу и РДТТ в целом могут являться масса конструкции двигателя $m_{дв}$ и значение удельного импульса I_1 .

Для оценки технического уровня совершенства конструкции РДТТ часто используется значение относительной массы двигателя $\alpha_{дв} = \frac{m_{дв}}{\omega}$. Для современных зарубежных крупногабаритных РДТТ значение относительной массы конструкции двигателей $\alpha_{дв}$ составляет 0,06—0,08. При комплексной оценке технического уровня совершенства двигателей может быть использован параметр $\bar{I}_\Sigma$, представляющий собой отношение суммарного импульса тяги в пустоте к массе снаряженного двигателя:

$$\bar{I}_\Sigma = \frac{I_\Sigma}{m_{дв} + \omega} = \frac{I_1}{1 + \alpha_{дв}}. \quad (3.57)$$

Значение $\bar{I}_\Sigma$ для современных зарубежных РДТТ составляет 250—280 $\frac{\text{кгс} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$.

4. ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ С РДТТ

Конструктивная схема УБР во многом зависит от способа создания управляющих сил, а также от расположения на ракете устройств, создающих эти силы (органов управления).

По виду среды, воздействием которой на органы управления создается управляющая сила, органы делятся на аэродинамические и газодинамические. Газодинамические органы управления, в свою очередь, можно подразделить на следующие основные группы:

- с полным отклонением истекающей струи;
- с частичным отклонением истекающей струи;
- с созданием искусственного дифферента тяги многокамерных или многосопловых двигателей.

Последняя группа органов управления на УБР с РДТТ, по сведениям зарубежной печати, встречается редко, и подробно мы ее рассматривать не будем.

К органам управления ракет предъявляются следующие основные требования:

- достаточная эффективность действия;
- минимальные потери тяги или увеличение сопротивления в полете;
- малая потребляемая мощность и минимальная собственная масса;
- стабильность характеристик в различных условиях работы и незначительное влияние на габариты ракеты.

Можно выделить два критерия эффективности действия органов управления. Первый критерий выражает эффективность органов как отдельного устройства для создания управляющей силы и для газодинамических органов управления характеризуется величиной относительной управляющей силы

$$\bar{P}_y = \frac{P_y}{P}, \quad (3.58)$$

где P_y и P — соответственно управляющая сила и тяга двигателя.

Второй критерий характеризует эффективность действия органа управления на ракете или на ее отдельной ступени и выражается коэффициентом C_3 (см. разд. 5 гл. 2).

К газодинамическим органам с полным отклонением газовой струи относятся поворотные камеры, поворотные сопла и качающиеся распушки, сопла с различными насадками.

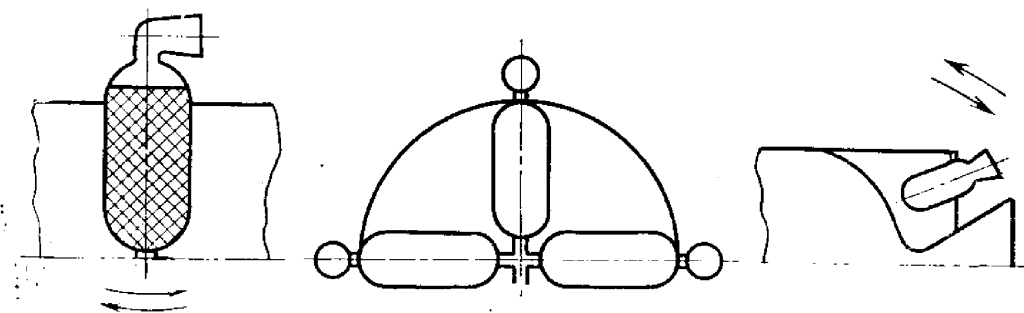


Рис. 3.15. Компоновка поворотных камер на ракете

Поворотные камеры на ракетах с РДТТ представляют собой специальные двигатели, имеющие небольшие размеры и тягу. Они располагаются в продольном или поперечном направлении относительно оси ракеты. Компоновка поворотных камер на ракете приведена на рис. 3.15.

При увеличении размеров поворотных камер увеличивается их масса и инерционность, что снижает быстродействие управления. Относительная управляющая сила поворотных камер выражается зависимостью

$$\bar{P}_y = \sin \delta_{oy} \cos \gamma, \quad (3.59)$$

где δ_{oy} , γ — углы поворота камер и наклона сопел к оси ракеты соответственно.

Угол поворота управляющих камер достигает $\pm 30—45^\circ$.

Поворотное сопло и качающийся раструб (рис. 3.16) обеспечивают отклонение струи в результате поворота всего сопла или его сверхзвуковой части (качающийся раструб). У РДТТ эту функцию чаще всего выполняет основное сопло двигателя.

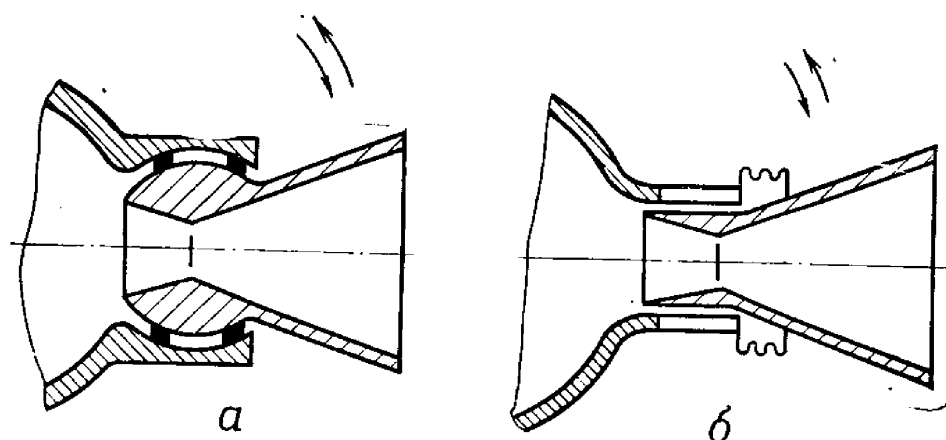


Рис. 3.16. Поворотное сопло и качающийся раструб:
а — поворотное сопло; б — качающийся раструб

Самой сложной проблемой при создании поворотных сопел, по мнению зарубежных специалистов, является уплотнение подвижного соединения, работающего в условиях высоких температур и давлений. Обычно эта задача решается с помощью гидравлического или гибкого уплотнения. При использовании качающихся раструбов применяются такие же уплотнения, хотя условия их работы менее напряженные.

Поворотные сопла и качающиеся раструбы, как считают зарубежные специалисты, требуют относительно высоких мощностей приводов, несмотря на сравнительно небольшие углы поворота (до 10°). Одним из существенных преимуществ таких органов управления является практическое отсутствие потерь тяги.

Для создания управляющих сил могут применяться цилиндрические, сферические и кососрезанные насадки. Схе-

мы поворотных насадков приведены на рис. 3.17. Одним из преимуществ цилиндрического и сферического насадков, как считают зарубежные специалисты, являются малые потери тяги и высокая стойкость, так как они взаимодействуют с потоком газов только при необходимости создания управляющей силы. Недостатком цилиндрического насадка

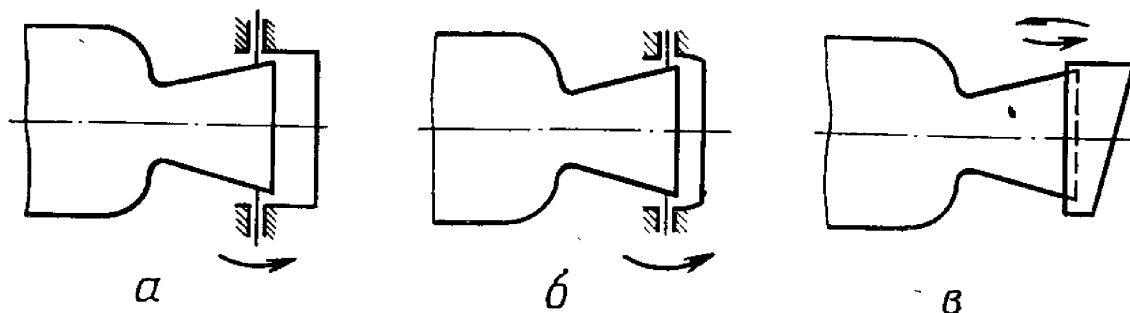


Рис. 3.17. Схемы поворотных насадков:

а — цилиндрический насадок; *б* — сферический насадок; *в* — кососрезанный насадок

считается большой шарнирный момент, в то время как у сферического насадка, центр сферы которого лежит на оси вращения, шарнирный момент практически отсутствует.

Для создания управляющей силы может быть использован эффект отклонения струи при истечении из кососрезанных насадков. Изменение направления управляющей силы достигается вращением насадка вокруг оси сопла, а изменение ее величины — осевым перемещением насадка. Однако практически такой орган управления не применяется ввиду его большой сложности.

Общим достоинством рассмотренной группы газодинамических органов управления, по мнению зарубежных специалистов, является их высокая эффективность ($\bar{P}_y \geq 0,1 \div 0,15$) при сравнительно малых потерях осевой тяги. Типичные зависимости относительной управляющей силы $\bar{P}_y$ от положения органа управления приведены на рис. 3.18.

К органам управления с частичным отклонением газовой струи относятся газовые рули, прерыватели потока (интерцепторы), конструкции с инжекцией рабочего тела в закритическую часть сопла. Схемы органов управления с частичным отклонением газовой струи приведены на рис. 3.19.

Газовые рули отличаются сравнительно простой конструкцией и позволяют создавать управляющие моменты по всем трем каналам управления даже при наличии односопловой конструкции. Возможные формы рулей приведены на рис. 3.19, *а*. К недостаткам газовых рулей следует

отнести большие потери осевой тяги и плохую стойкость при длительной работе, особенно при использовании в РДТТ топлив с добавками алюминия.

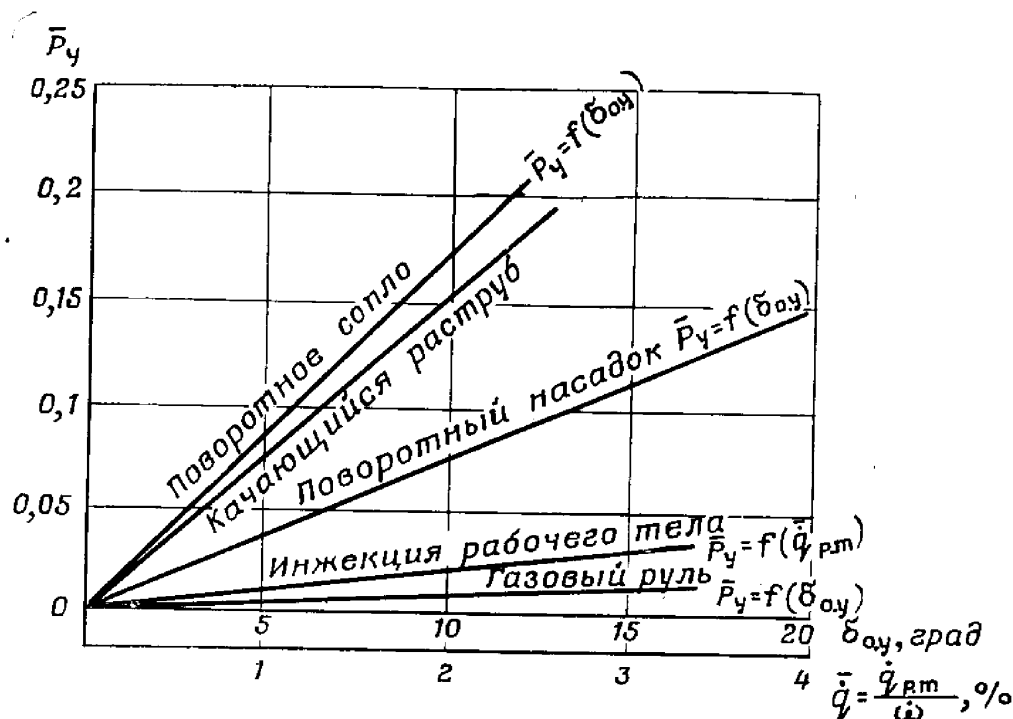


Рис. 3.18. Типичные зависимости относительной управляющей силы $\bar{p}_y$ от положения органа управления

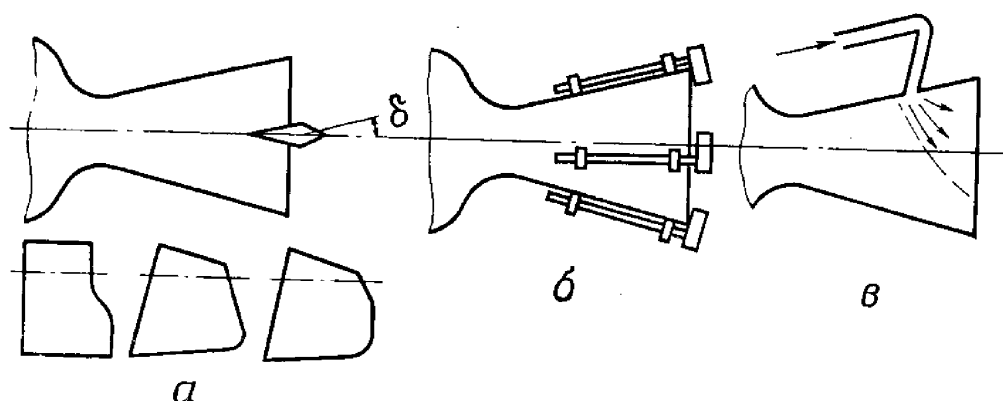


Рис. 3.19. Схемы органов управления с частичным отклонением газовой струи:

а — газовый руль; б — интерцепторы; в — конструкция с инжекцией рабочего тела в сопло

Интерцепторы (рис. 3.19, б) представляют собой плоскую пластину, вводимую в газовый поток перпендикулярно оси сопла. Действие интерцепторов основано на образовании скачка уплотнения и создании зоны повышенного давления перед ним. Достоинством интерцепторов является отсутствие шарнирных газодинамических моментов и, как

следствие, простота управления ими. Основной недостаток — большие потери осевой тяги.

Инжекция рабочего тела в сопло (рис. 3.19, в) обеспечивает создание управляющей силы вследствие разницы давлений на противоположных участках поверхности сопла, возникающей в результате образования скачка уплотнения в области инъекции.

В качестве рабочих тел, инжектируемых в закритическую часть сопла, могут использоваться газ, отбираемый из основного двигателя или получаемый в специальном газогенераторе, а также различные жидкости типа фреона, азотного тетраксида и т. п.

Эффективность инъекции определяется выражением

$$\bar{P}_y = \kappa \frac{\dot{q}_{\text{рт}}}{\dot{\omega}}, \quad (3.60)$$

где κ — коэффициент эффективности инъекции, зависящий от расположения места вдува на сопле и свойств рабочего тела;

$\dot{q}_{\text{рт}}$, $\dot{\omega}$ — соответственно секундные расходы инжектируемого рабочего тела и продуктов сгорания топлива.

Недостатками конструкций с инъекцией рабочего тела является увеличение пассивной массы и относительно большие потери осевой тяги. Характерной для органов управления с частичным отклонением газовой струи является их малая эффективность ($\bar{P}_y \leq 0,03—0,04$) при относительно высоких потерях осевой тяги (рис. 3.18).

Общим недостатком всех рассмотренных выше газодинамических органов управления является то, что практически они (за исключением автономных управляющих камер) действуют только при работающих двигателях. В процессе пассивного полета ракеты или ее ступени работа этих органов прекращается. При полете в атмосфере от этого недостатка свободны аэродинамические органы управления (воздушные рули) [16].

Воздушные рули обычно выполняются в виде пластинчатых конструкций различной формы: прямоугольной, трапециевидной или треугольной. Одной из характерных особенностей воздушного руля как органа управления явля-

ется сильная зависимость его эффективности от условий полета:

$$P_y = C_n^\delta q S_p \delta_{oy}, \quad (3.61)$$

где C_n^δ — производная коэффициента нормальной силы руля по углу его поворота δ_{oy} ;

S_p — эффективная площадь аэродинамического руля;

q — скоростной напор набегающего потока.

Характер зависимости производной коэффициента нормальной силы C_n^δ и скоростного напора q от скорости полета УБР представлен на рис. 3.20.

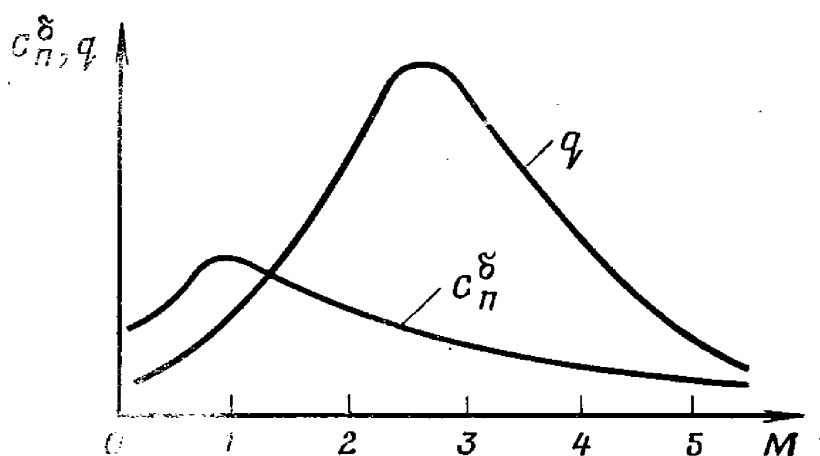


Рис. 3.20. Зависимость производной коэффициента нормальной силы C_n^δ и скоростного напора q от скорости полета УБР

Форма и размеры воздушного руля определяют степень изменения его эффективности от скорости полета, диапазон изменения шарнирного момента и увеличение аэродинамического сопротивления. Максимальный угол поворота воздушного руля обычно не превышает $\pm 20\text{--}25^\circ$ из-за возможного срыва потока.

Ввиду небольшой (особенно в начале и в конце полета) и непостоянной эффективности действия воздушные рули редко применяются как самостоятельный орган управления. Чаще они используются в сочетании с газодинамическими органами, например с газовыми рулями или поворотными камерами.

Применение того или иного органа управления зависит в конкретном случае прежде всего от потребной величины максимальной управляющей силы, которую он должен обеспечивать в процессе полета, а также от особенностей кон-

структивной схемы ракеты в целом и применяемой системы управления. Критериями рационального выбора органа управления в первом приближении могут являться изменение максимальной дальности пусков и диапазон изменения отношения коэффициентов $\frac{C_1}{C_3}$ (см. гл. 2), оказывающие существенное влияние на точность и устойчивость работы системы «автомат стабилизации — ракета».

5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИМЕНЯЕМЫХ В РАКЕТОСТРОЕНИИ МАТЕРИАЛОВ

Условия работы отдельных элементов и ракеты в целом (табл. 3.2) характеризуются высокими механическими и термическими нагрузками, возникающими как в процессе эксплуатации, так и в полете, а также коррозионным воздействием среды в течение длительного периода эксплуатации.

При выборе материалов, работоспособных в таких условиях, необходимо обеспечить минимальную массу конструкции, учитывая при этом готовность сырьевой и промышленной баз для их изготовления и их стоимость.

Основным тактико-техническим показателем эффективности применения в ракете конструкционных материалов является масса изготовленной из этих материалов конструкции. Особенности работы конструкционных материалов определяются конструктивной схемой узла, прибора или детали, которые из них изготовлены, и условиями нагружения в процессе эксплуатации. Многообразие конструктивных элементов в ракете не позволяет сформулировать конкретные требования к материалам, поэтому целесообразно оговорить общие положения, которыми следует руководствоваться при их выборе. К числу таких требований относятся:

- высокая механическая прочность и жесткость при минимальной плотности;
- сохранение в течение всего периода эксплуатации характеристик в требуемом диапазоне;
- высокая коррозионная стойкость;
- технологичность и недефицитность исходных материалов.

Условия работы отдельных элементов и ракеты в целом

№ по пор.	Элемент ракеты	Температура $t, ^\circ\text{C}$	Экстремальные условия				Скорость обтекания $w, \text{м/с}$	Состав среды
			Силовые факторы		Давление $p, \text{кгс/см}^2$			
			Перегрузка $n_{\text{экстр}}$	Давление $p, \text{кгс/см}^2$				
1	Головная часть	До нескольких тысяч	До 200	100		1000—7000	Атмосфера	
2	Отсеки ракеты	До 600—700	До 20	До нескольких единиц		500—2000	Атмосфера	
3	Корпус двигателя: внешнее покрытие	До 200—300	До 20	Десятые доли единиц p_k		500—2000	Атмосфера	
4	внутреннее покрытие	T_k				30—100	Продукты сгорания твердого топлива	
	Сопло: входная часть	$(0,9 \div 0,95) T_k$	До 20	$(0,9 \div 0,95) p_k$		500—700	Продукты сгорания твердого топлива	
	район критического сечения выходная часть	$(0,6 \div 0,95) T_k$ $(0,3 \div 0,4) T_k$		$(0,8 \div 0,95) p_k$ Принимают значения		1200—1500		

Условные обозначения:

 T_k — температура продуктов сгорания твердого топлива; p_k — давление в камере сгорания; p — давление окружающей среды.

Рассмотрение реальных конструкций зарубежных УБР показывает, что определяющими критериями при выборе материалов могут быть:

$\frac{\sigma_v}{\rho}$ — удельная прочность материала;

$\frac{\sqrt{\frac{\rho}{E}}}{\rho}$ — удельная жесткость,

где σ_v — предел прочности;

ρ — плотность материала;

E — модуль упругости.

В ракетостроении за рубежом широко применяются теплозащитные материалы, к числу которых относятся аблирующие покрытия. Механизм работы композиционных материалов типа коксующихся абляторов сложен и представляет собой совокупность химических, физических и механических процессов. На рис. 3.21 приведена схема работы аблирующего покрытия.

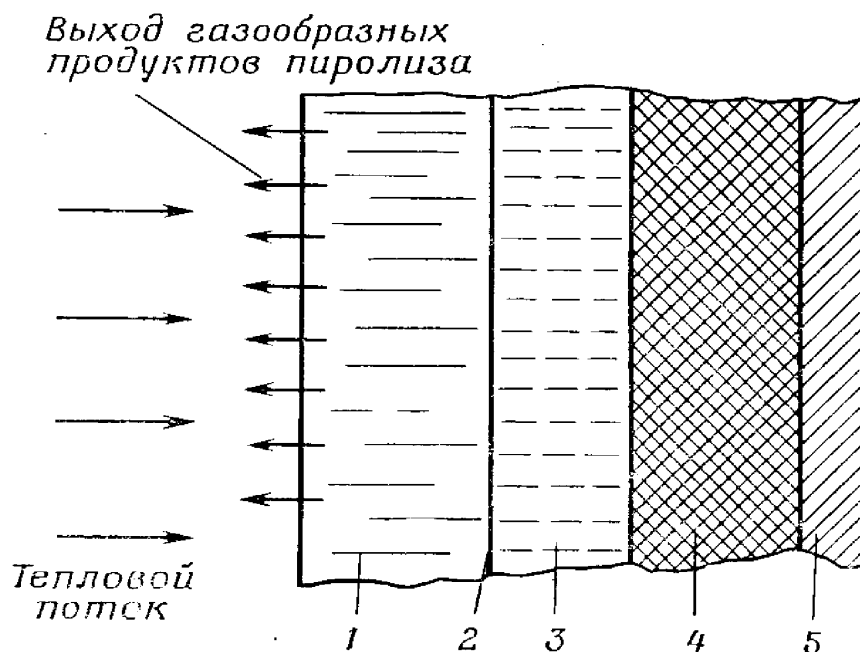


Рис. 3.21. Схема работы аблирующего покрытия:

1 — слой кокса; 2 — фронт пиролиза; 3 — переходная область неполного коксования; 4 — слой исходного аблирующего покрытия; 5 — несущая конструкция

Фронт пиролиза перемещается в направлении конструкционного материала. Газообразные продукты с высокой скоростью вылетают с поверхности кокса в пограничный слой, препятствуя распространению поля теплового потока в направлении конструкции и создавая таким образом блокирующий эффект.

В соответствии с принятой моделью работы теплозащитного покрытия его толщина является сложной функцией:

$$\delta_{\text{тзп}} = f(u_d, \tau, \Omega), \quad (3.62)$$

где u_d — скорость деструкции;

τ — время работы покрытия;

Ω — комплекс теплофизических характеристик.

В случае квазистационарного нагрева плоской стенки линейная скорость уноса

$$u_d = \frac{q}{H_{\text{эф}} \rho_{\text{тзп}}} = \frac{\alpha_k (\vartheta_0 - T^*)}{H_{\text{эф}} \rho_{\text{тзп}}}, \quad (3.63)$$

где α_k — коэффициент теплоотдачи;

ϑ_0 — температура среды;

T^* — температура, определяющая начало наступления уноса;

$H_{\text{эф}}$ — эффективная энтальпия материала;

$\rho_{\text{тзп}}$ — плотность материала.

Анализ условий применения теплозащитных материалов позволяет определить предъявляемые к ним требования, к основным из которых относятся:

— высокая механическая прочность в ожидаемом интервале температур;

— минимальная релаксация свойств по времени;

— низкая термическая диффузия;

— способность к пиролизу с образованием имеющих высокую теплоемкость продуктов;

— способность к образованию в результате пиролиза высокого выхода пористого кокса, механически прочного и достаточно плотного;

— отсутствие коррозионного воздействия на конструкцию;

— технологичность и недефицитность исходных материалов.

Как видно из приведенных выше зависимостей, для теплозащитных и эрозиянностойких материалов, применяемых в ракете, критериями при выборе могут являться:

ρ — плотность материала;

a — коэффициент температуропроводности;

u_d — скорость деструкции.

Перечисленным выше требованиям к конструкционным и теплозащитным материалам отвечают многие материалы. Наибольшее распространение в ракетостроении, по све-

дениям зарубежной печати, получили материалы, указанные в табл. 3.3.

Т а б л и ц а 3.3

Основные материалы, применяемые в ракетостроении

№ по пор.	Элемент ракеты	Применяемые материалы
1	ГЧ, отсеки ракеты: 1.1. Силовая конструкция 1.2. Теплозащитное покрытие	Малоуглеродистые стали, алюминивно-бериллиево-магниевые и титановые сплавы Аблирующие материалы на основе эпоксидно-полиамидной и фенолформальдегидной смол
2	Корпус двигателя: 2.1. Силовая конструкция 2.2. Теплозащитные покрытия: — внешнее — внутреннее	Высокопрочные, конструкционные стали, титановые сплавы, конструкционные стеклопластики Аблирующие покрытия на основе эпоксидно-полиамидной смолы Композитные покрытия на основе каучуков, фенольных смол, армированных различными наполнителями
3	Сопло: 3.1. Силовая конструкция 3.2. Теплозащитные покрытия: — входная часть — район критического сечения — раструб	Титановые сплавы, вольфрам, молибден Стекловолоконные материалы, углепластики Графит различных модификаций, металлокерамика Аблирующие материалы на основе фенолформальдегидных смол, углепластики

Основные характеристики конструкционных, теплозащитных и эрозионностойких материалов, применяемых в ракетостроении, приведены соответственно в табл. 3.4, 3.5, 3.6 [6, 22].

Все возрастающие требования к массовому совершенству элементов конструкции ракеты приводят к необходимости применения новых конструкционных и теплозащитных материалов.

Таблица 3.4

Основные характеристики конструкционных материалов

№ по п.п.	Материал	Прочность σ_s , кгс/мм ²	Плотность ρ , г/см ³	Удельная прочность $\frac{\sigma_s}{\rho}$, км	Модуль упругости E , кгс/мм ²
1	Высокопрочная сталь	210	8	26	$1,85 \cdot 10^4$
2	Малоуглеродистая сталь	170	7,85	22	$2,2 \cdot 10^4$
3	Алюминиево-магниевый сплав	30—35	2,7	11—13	$0,75 \cdot 10^4$
4	Алюминиево-бериллиево-магниевый сплав	45	2,4	19	$1,35 \cdot 10^4$
5	Титановый сплав	100—110	4,5—4,7	20—22	$1,1 \cdot 10^4$
6	Стеклопластик на основе стекловолокна	100—110	2,05	50—55	$(0,2—0,4) \cdot 10^4$

Таблица 3.5

Основные характеристики теплозащитных материалов

№ по пор.	Материал	Плотность ρ , г/см ³	Коэффициент теплопро- водности λ , ккал/(ч·м·°С)	Коэффициент теплоемкости c , ккал/(кг·°С)	Скорость деструкции u_d , мм/с	Скорость обтекания покрытия w , м/с
1	Покрyтия на основе фенолформальдегидной смолы: высокой плотности низкой плотности	1,3—1,7 0,6	0,15—1,2 0,1	0,2—0,5 0,4	0,2—0,5 —	До 200 До 200
2	Покрyтия на основе эпоксидной смолы	0,4	0,06	0,45	—	До 100
3	Покрyтия на основе каучуков	1,3—1,6	0,4—0,5	0,2	0,15—0,2	До 50
4	Покрyтия на основе смещенного связующего	1,6—2	0,4—0,6	0,2—0,25	0,2—0,25	До 100

Таблица 3.6

Основные характеристики эрозионнотойких материалов

№ по пор.	Материал	Плотность ρ , г/см ³	Прочность σ , кгс/см ²	Коэффициент температуропроводности $\alpha \cdot 10^7$, м/с ²	Скорость деструкции u_d , мм/с
1	Стекловолоконистые материалы	1,7	1700	3	0,3
2	Эрозионные материалы на основе углепластика	1,2—1,4	600	2,5—5	0,05—0,2
3	Эрозионные материалы на основе стеклопластика	1,5—1,6	1000	2—3	0,1—0,2

Из металлических композиционных материалов наиболее полно исследованными и подготовленными к использованию в ракетостроении, по сведениям зарубежной печати, является боралюминиевый волокнистый материал, обладающий при содержании борных волокон 50% по объему свойствами, указанными в табл. 3.7.

Таблица 3.7

Характеристики боралюминиевого материала

Температура, °С	Характеристика	
	Прочность σ_B , кгс/мм ²	Модуль упругости E , кгс/мм ²
20	120—140	$(2,3—2,5) \cdot 10^4$
400	80—90	—

Несмотря на очевидные преимущества, боралюминиевые материалы имеют недостатки, основными из которых являются сложность технологии изготовления изделий из них и относительная дороговизна борных волокон [6]. Стоимость материала может быть снижена путем замены борных волокон более дешевыми углеродными волокнами. Максимально возможные свойства такого материала при объемной доле упрочнителя 28% и температуре 20° С характеризуются следующими показателями:

прочность — 80—100 кгс/мм²;
 модуль упругости — 14 000 кгс/мм².

В последнее время все более широкое применение в качестве конструкционных материалов находят пластики на основе угле- и органоволокон. В табл. 3.8 приведены сравнительные характеристики таких конструкционных материалов.

Сравнение углепластиков с металлическими и неметаллическими традиционными материалами показывает их неоспоримое преимущество по удельной жесткости и прочности. Основными преимуществами, определяющими применение углепластиков в ракетостроении, как считают зарубежные специалисты, являются:

- высокая жесткость;
- вибрационная стойкость;
- усталостная прочность;
- низкая плотность.

Таблица 3.8

Сравнительные характеристики конструкционных материалов

№ по пор.	Материал	Плотность ρ , г/см ³	Прочность σ_B , кгс/мм ²	Удельная прочность $\frac{\sigma_B}{\rho}$, км	Модуль упругости E , кгс/мм ²
1	Углепластик	1,5	130	81	13000
2	Органопластик	1,4	140	100	8400
3	Стеклопластик	2	110	55	4000
4	Сталь	7,8	180—200	22—26	21000

Органопластики, как видно из табл. 3.8, также обладают рядом преимуществ перед традиционными материалами. К их недостаткам относят низкую прочность при сжатии, которая может быть повышена благодаря сочетанию в конструкции с борными или углеродными волокнами.

ПОДГОТОВКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Проектирование УБР требует принятия согласованных решений по ряду различных вопросов, относящихся к самым разнообразным областям науки и техники. Взаимная связь и взаимообусловленность этих вопросов делает задачу поиска компромиссных решений при проектировании УБР во много раз более сложной, чем решение проблем в какой-либо отдельной области техники.

На практике указанные особенности приводят к необходимости проведения проектирования УБР по циклам в несколько приближений, что в итоге облегчает процесс поиска и обоснования рациональных решений. Такая цикличность проведения работ особенно характерна на начальных этапах создания УБР. Как уже отмечалось в гл. 1, в начале разработки проводится предварительное проектирование, включающее так называемое баллистическое проектирование и разработку конструктивно-компоновочных чертежей ракеты и ее основных элементов.

В настоящей главе рассматриваются основные задачи и содержание баллистического проектирования, а также некоторые методы, применяемые для формирования исходных данных или обоснования отдельных положений, используемых в процессе баллистического проектирования.

1. ЗАДАЧИ И СОДЕРЖАНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Под баллистическим проектированием обычно понимают предварительное формирование принципиальной и конструктивной схемы УБР, установление основных требований к применяемым в ракете материалам и топливу и нахождение рационального сочетания геометрических, массовых и тяговых характеристик ракеты, а также траекто-

рии ее полета, позволяющих наиболее полно удовлетворить поставленным требованиям.

Основными исходными положениями при проведении баллистического проектирования являются:

- требования к основным тактико-техническим характеристикам ракеты, вытекающие из анализа боевой эффективности разрабатываемого ракетного комплекса;

- имеющийся опыт создания ракет аналогичного назначения, накопленный научно-технический потенциал, а также уровень развития промышленности и состояние производственной, сырьевой и экспериментальной баз;

- ограничения на схемно-конструктивные решения и характеристики ракеты, связанные с особенностями полета и применения разрабатываемой ракеты в боевых условиях.

Эти положения, как правило, конкретизируются в результате научно-исследовательских и поисковых работ военно-технического характера, проводимых до начала разработки ракеты с учетом особенностей развития наступательных и оборонительных средств противника, прогнозирования технического совершенства отдельных систем ракеты и комплекса в целом, планирования экономических затрат на развитие производственной и экспериментальной баз и целого ряда других факторов.

Для дальнейших рассуждений будем считать, что в начале проектирования являются заданными следующие основные тактико-технические характеристики:

- диапазон дальностей полета;

- точность попадания в цель;

- число боевых частей, входящих в состав ГЧ;

- состав средств преодоления ПРО и требования к их функционированию;

- размеры зон разведения отдельных боевых частей разделяющейся ГЧ, наводящихся на самостоятельные цели.

Из ограничений, учитываемых при определении основных параметров разрабатываемой УБР, наиболее важными являются следующие:

- ограничения на стартовую массу или габариты (длина, диаметр) ракеты;

- ограничения на скоростной напор при отделении ступеней или других элементов ракеты;

- ограничения на допустимые нагрузки или нагрев отдельных элементов;

- ограничения, связанные с компоновкой отдельных систем и ракеты в целом;

— ограничения на применение некоторых материалов и твердых топлив, отдельных конструктивных или принципиальных решений.

Процесс баллистического проектирования новых образцов УБР обычно производится путем последовательных приближений и осуществляется в несколько этапов, что связано, с одной стороны, со сложностью и многогранностью решаемых задач, а с другой стороны — с отсутствием в начале проектирования необходимых данных, позволяющих однозначно определить облик и основные параметры ракеты [4, 5, 16].

В начале баллистического проектирования (на первом этапе) проводится формирование полезной нагрузки, предварительно выбираются основные положения, характеризующие принципиально-конструктивные решения по ракете, и определяется область возможных значений основных характеристик УБР.

Решение задач первого этапа баллистического проектирования обычно осуществляется с привлечением сравнительно простых методов, позволяющих, не прибегая к громоздким вычислениям и сложным конструктивным проработкам, достаточно быстро определить требуемые параметры ракеты, обеспечивающие заданные летно-технические характеристики. Такие методы расчета обычно базируются на приближенных аналитических зависимостях, получаемых аппроксимацией статистических данных результатов предшествующих разработок или перспективных проектных изысканий.

К точности таких методов расчета предъявляются сравнительно невысокие требования, так как получаемые при их применении результаты будут уточняться на последующих этапах проектирования.

На втором этапе баллистического проектирования, используя результаты, полученные на предыдущем этапе, проводится более подробный конструктивный и массовый анализ разрабатываемой ракеты и на основе баллистических расчетов оптимизируются проектные параметры УБР и траектории ее полета.

Для решения задач второго этапа баллистического проектирования свойственно применение существенно более точных и детальных расчетных методов, включающих набор расчетных зависимостей, связывающих баллистические возможности ракеты с ее геометрическими, массовыми и тяговыми характеристиками и позволяющих проводить оптимизацию ее параметров по некоторым частным критериям, определяющим наиболее важные характери-

ки УБР [5, 16]. Результаты расчетов по выбору и оптимизации основных характеристик ракеты используются в дальнейшем в качестве исходных данных для разработки компоновочных и рабочих чертежей ракеты и ее основных элементов.

Уточнение степени оптимальности проектных параметров ракеты на более поздних этапах разработки, например после выпуска рабочих чертежей, считается, как правило, нецелесообразным, так как возможное увеличение критерия качества за счет такого уточнения обычно несущественно и эффект от его реализации часто несоизмерим с затратами времени и средств, связанными с проведением таких уточнений.

Таким образом, процесс баллистического проектирования, принятый зарубежными специалистами, условно можно разделить на два основных этапа. Первый из них представляет собой цикл первого приближения, позволяющий предварительно сформировать основные положения, определяющие будущий облик разрабатываемой ракеты, а второй — цикл дальнейшего уточнения и оптимизации основных результатов, полученных на первом этапе.

В последующих разделах настоящей главы подробно рассматривается решение задач, являющихся содержанием первого приближения на первом этапе баллистического проектирования.

2. ФОРМИРОВАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

В зарубежной литературе понятие «полезная нагрузка» относится к совокупности элементов ракеты, масса которых не включается в массу конструкции маршевых двигателей и является пассивным грузом для двигателей ракеты в процессе их работы на всем активном участке полета.

По мнению зарубежных специалистов, состав полезной нагрузки и основные принципиально-конструктивные решения, используемые при ее формировании, определяются в основном применяемыми на ракете ГЧ и комплексом средств преодоления ПРО.

Если ракета оснащается только моноблочной ГЧ, то полезная нагрузка УБР с РДТТ, как правило, включает в себя ГЧ и приборный отсек с аппаратурой СУ и ее масса определяется в соответствии с зависимостью

$$m_{п. н} = m_{ГЧ} + m_{п. о} + m_{СУ}, \quad (4.1)$$

где $m_{ГЧ}$ — масса головной части;

$m_{п. о}$ — масса конструкции приборного отсека;

$m_{СУ}$ — масса аппаратуры СУ.

В случае применения на ракете средств преодоления ПРО и разделяющихся ГЧ принципиально-конструктивные решения по формированию полезной нагрузки выливаются в разработку специальных автономных устройств — ступеней разведения с последовательным или индивидуальным наведением боевых элементов на цели [11].

Масса полезной нагрузки для ступени разведения с последовательным разведением условно может быть выражена зависимостью

$$m_{п. н} = n_{б. ч} (m_{б. ч} + m_{ксп}) + m_{кр}^{с. р} + m_{су} + m_{п. о} + m_{дв}^{с. р} + m_{д. о}^{с. р} + m_{дос}^{с. р}, \quad (4.2)$$

где $m_{б. ч}$ — масса одной боевой части (БЧ);

$m_{ксп}$ — масса элементов комплекса средств преодоления ПРО, приходящаяся на одну боевую часть;

$m_{кр}^{с. р}$ — масса элементов крепления боевых частей и элементов КСП на ступени разведения;

$n_{б. ч}$ — число боевых частей;

$m_{дв}^{с. р}$ — масса двигателей ступени разведения;

$m_{д. о}^{с. р}$ — масса конструкции двигательного отсека, в котором размещаются двигатели ступени разведения;

$m_{дос}^{с. р}$ — масса деталей общей сборки ступени разведения.

Масса полезной нагрузки для ступени разведения с индивидуальным разведением боевых частей условно может быть представлена в виде зависимости

$$m_{п. н} = n_{мбч} m_{мбч} + m_{кр}^м + m_{су} + m_{п. о} + m_{дос}^м, \quad (4.3)$$

где $m_{мбч}$ — масса одной модульной боевой части (МБЧ);

$m_{кр}^м$ — масса элементов крепления модульных боевых частей на ступени разведения;

$n_{мбч}$ — число модульных боевых частей;

$m_{дос}^м$ — масса деталей общей сборки ступени разведения.

Масса модульной боевой части может быть представлена в виде следующих основных составляющих:

$$m_{мбч} = m_{б. ч} + m_{ксп} + m_{су}^м + m_{п. о}^м + m_{дв}^м + m_{до}^м, \quad (4.4)$$

где $m_{дв}^м$ — масса индивидуальных двигателей модульной БЧ;

$m_{\text{СУ}}^{\text{м}}$ — масса аппаратуры СУ модульной БЧ;
 $m_{\text{п.о}}^{\text{м}}$ — масса приборного отсека модульной БЧ;
 $m_{\text{до}}^{\text{м}}$ — масса конструкции отсека модульной БЧ для размещения индивидуальных двигателей.

В случае применения управляемых ГЧ моноблочного или разделяющегося типа масса полезной нагрузки может быть представлена в виде зависимостей, аналогичных зависимостям (4.1)—(4.3), в которых соответственно вместо массы ГЧ $m_{\text{ГЧ}}$, массы боевой части $m_{\text{б.ч}}$ или массы модульных БЧ $m_{\text{МБЧ}}$ необходимо подставить массу управляемой ГЧ $m_{\text{УГЧ}}$ или массу боевой части управляемого типа $m_{\text{у.б.ч}}$.

Основными требованиями, предъявляемыми к элементам ракеты, входящим в состав полезной нагрузки, являются требования к их массе и габаритным размерам, значения которых при условии выполнения остальных требований, связанных с их назначением, по возможности должны быть минимальными.

Тип ГЧ и средств преодоления ПРО, их состав, а также массовые и габаритные характеристики $m_{\text{б.ч}}$, $m_{\text{КСП}}$ будем считать заранее известными, так как они определяются в результате проработок, проводимых ранее при обосновании необходимого оснащения разрабатываемой ракеты.

Масса узлов крепления ГЧ и средств преодоления ПРО $m_{\text{кр}}^{\text{с.р}}$ или модульных ГЧ $m_{\text{кр}}^{\text{м}}$ зависит от состава этих элементов, а также от принципиально-конструктивных решений по ступени разведения в целом. Для ориентировочных оценок при баллистическом проектировании могут быть использованы следующие приближенные зависимости:

$$\left. \begin{aligned} m_{\text{кр}}^{\text{с.р}} &= 3 \sqrt[3]{(n_{\text{б.ч}} - 1) m_{\text{б.ч}}} + (0,15 \div 0,2) m_{\text{КСП}} n_{\text{б.ч}}; \\ m_{\text{кр}}^{\text{м}} &= 3 \sqrt[3]{(n_{\text{МБЧ}} - 1) m_{\text{МБЧ}}}. \end{aligned} \right\} (4.5)$$

Масса СУ, входящей в состав ступени разведения $m_{\text{СУ}}$ или модульной ГЧ $m_{\text{СУ}}^{\text{м}}$, назначается при баллистическом проектировании исходя из выбранной приборной реализации аппаратуры СУ, принятой схемы управления на участках работы маршевых ступеней и ступени разведения с учетом уровня развития соответствующих отраслей промышленности.

Масса двигателей ступеней разведения при последовательном или индивидуальном разведении включает полный запас топлива ($\omega_{\text{с.р}}$, $\omega_{\text{м}}$), массу конструкции и массу привода.

Суммарный запас топлива ДУ ступени разведения при последовательном разведении в общем случае можно представить в виде суммы следующих основных составляющих:

$$\omega_{с.р} = \omega_{отх} + \omega_{расп} + \omega_{г.з}, \quad (4.6)$$

где $\omega_{отх}$ — запас топлива, расходуемый при отходе ступени разведения от последней ступени носителя;

$\omega_{расп}$ — запас топлива, затрачиваемый на распределение боевых элементов по целям в заданном районе;

$\omega_{г.з}$ — гарантийный запас и нерабочие остатки топлива.

Отвлекаясь от возможного разнообразия схем действия ступеней разведения на участке от запуска двигателей ступени разведения до начала формирования боевых порядков, минимально необходимый запас топлива, расходуемый на участке отхода, представим в виде общей зависимости

$$\omega_{отх} = \int_0^{\tau_{отх}} \frac{P_{отх}}{I_{1\text{ отх}}} dt, \quad (4.7)$$

где $P_{отх}$, $I_{1\text{ отх}}$ — соответственно тяга и удельный импульс двигателей на участке отхода;

$\tau_{отх}$ — продолжительность участка отхода от начала работы ступени разведения до сброса боевых элементов на первую цель.

Значение тяги и продолжительность участка отхода определяются динамическими особенностями рассматриваемой схемы ступени разведения.

Запас топлива, необходимый для распределения боевых элементов по целям, в этом случае зависит от состава ГЧ и средств преодоления ПРО, числа целей, размеров района их расположения и потребных расстояний между боевыми элементами в каждом боевом порядке. Кроме того, запас топлива в существенной мере определяется типом применяемых двигателей, особенностями конструкции ступени разведения и схемы действия ее в полете, а также ограничениями, накладываемыми со стороны СУ.

Исходя из указанных соображений запас топлива, затрачиваемый на распределение боевых элементов по целям, удобно представить в виде следующей суммы:

$$\omega_{расп} = \omega_{цц} + \omega_{фор} + \omega_{сх}, \quad (4.8)$$

где $\omega_{\text{пц}}$ — запас топлива, необходимый для перенацеливания на отдельные цели;

$\omega_{\text{фор}}$ — запас топлива, необходимый для формирования боевых порядков движения боевых элементов на отдельные цели;

$\omega_{\text{сх}}$ — дополнительные затраты топлива, связанные с особенностями схемы действия двигателей и всей ступени разведения в полете.

Для идеального случая, характеризуемого отсутствием затрат топлива, связанных с необходимыми разворотами ступени разведения, ее успокоением или доводкой до и после отделения боевых элементов в процессе распределения их по целям, будем иметь $\omega_{\text{сх}} = 0$.

Остальные составляющие, входящие в выражение (4.8), для идеального случая приближенно можно оценить по следующим формулам:

$$\omega_{\text{пц}} = \sum_{i=1}^{n_{\text{ц}}-1} \frac{m_i^*}{I_{1i}g_0} \sqrt{\left(\frac{\Delta L_i}{L'_v}\right)^2 + \left(\frac{\Delta Z_i}{Z'_{v_z}}\right)^2}; \quad (4.9)$$

$$\omega_{\text{фор}} = \sum_{i=1}^{n_{\text{ц}}} \left(\sum_{j=1}^{n_{\text{э}}} \frac{m_i^*}{I_{1i}g_0} \Delta v_{\text{фор}j} \right)_i, \quad (4.10)$$

где m_i^* , I_{1i} — соответственно масса ступени разведения и удельный импульс двигателей на участке перенацеливания от i -й к $i+1$ -й цели ($i = 1, 2, \dots, n_{\text{ц}}$);

ΔL_i , ΔZ_i — соответственно координаты $i+1$ -й цели по дальности и боковому направлению по отношению к i -й цели;

L'_v , Z'_{v_z} — соответственно производные дальности и бокового отклонения по скорости;

$n_{\text{ц}}$, $n_{\text{э}}$ — соответственно число целей и число боевых элементов, сбрасываемых на одну цель;

$\Delta v_{\text{фор}j}$ — скоростной интервал отделения j -го боевого элемента, обеспечивающий требуемое расстояние в строю j -го боевого элемента по отношению к $j-1$ -му боевому элементу в группе элементов, сбрасываемых на одну цель.

В реальных случаях значение $\omega_{\text{сх}}$ определяется уровнем тяги двигателей на участках разворота и успокоения,

их числом и продолжительностью в процессе полета ступени разведения по формуле

$$\omega_{\text{сх}} = \sum_{k=1}^{n_p} \frac{P_{p_k}}{I_{1p_k}} \tau_{p_k} + \sum_{i=1}^{n_u} \left(\sum_{j=1}^{n_z} \frac{P_{усп_j}}{I_{1усп_j}} \tau_{усп_j} \right)_i, \quad (4.11)$$

где P_{p_k} , I_{1p_k} , $P_{усп_j}$, $I_{1усп_j}$ — соответственно тяга и удельный импульс двигателей при k -м развороте или успокоении после отделения j -го боевого элемента;

τ_{p_k} , $\tau_{усп_j}$ — соответственно продолжительность k -го разворота или успокоения после отделения j -го боевого элемента; n_p — число разворотов ступени разведения в процессе ее функционирования.

После проведения расчетов по формулам (4.9) — (4.11) полученное значение величины $\omega_{\text{пц}}$ корректируется с учетом приращения скорости, получаемого ступенью разведения на участках разворота и успокоения после отделения боевых элементов на соответствующую цель, и принятой схемы функционирования на участках перенацеливания и формирования боевых порядков.

Величину гарантийных запасов и нерабочих остатков в первом приближении можно определить как

$$\omega_{\text{г.з}} = (0,05 \div 0,08) (\omega_{\text{отх}} + \omega_{\text{расп}}). \quad (4.12)$$

Соответствующие расчетные зависимости для определения запаса топлива модульной БЧ при индивидуальном разведении могут быть составлены по аналогии с рассмотренным выше случаем последовательного наведения.

Так, в соответствии с зависимостью (4.6) запишем:

$$\omega_{\text{м}} = \omega'_{\text{отх}} + \omega'_{\text{расп}} + \omega_{\text{г.з}}. \quad (4.13)$$

Значения величин $\omega'_{\text{отх}}$ и $\omega'_{\text{г.з}}$ в этом случае определяются по зависимостям (4.7) и (4.12) соответственно, а значение величины $\omega'_{\text{расп}}$ — по зависимости (4.8) с учетом формул (4.9) и (4.10), в которых вместо массы ступени разведения m_i^* подставляется масса модульной БЧ $m_{\text{мбч}}$.

Масса двигателей ступени разведения $m_{\text{дв}}^{\text{с.р.}}$, $m_{\text{дв}}^{\text{м}}$ зависит от типа применяемых двигателей, компоновки и схемы функционирования ступени разведения в полете.

Для оценочных расчетов применительно к РДТТ с регулируемой тягой может быть использована следующая приближенная формула:

$$m_{дв}^{с.р(м)} = 1,13 \omega_{с.р(м)} \left(1 + \frac{6,1}{\sqrt{\omega_{с.р(м)}}} \right). \quad (4.14)$$

Массы приборного ($m_{п.о}$ и $m_{п.о}^м$) и двигательного ($m_{д.о}^{с.р}$ и $m_{д.о}^м$) отсеков, в которых размещаются аппаратура системы управления и двигатели ступени разведения или модульной БЧ, зависят от компоновки и габаритных размеров ступени разведения или модульной БЧ в целом и до проведения конструкторских проработок в первом приближении могут быть назначены исходя из следующих ориентировочных соотношений:

$$\left. \begin{aligned} m_{п.о} + m_{д.о}^{с.р} &= (0,2 \div 0,25) (m_{су} + m_{дв}^{с.р}); \\ m_{п.о}^м + m_{д.о}^м &= (0,25 \div 0,3) (m_{су}^м + m_{дв}^м). \end{aligned} \right\} \quad (4.15)$$

Можно принять, что масса деталей общей сборки ($m_{дос}^{с.р}$ и $m_{дос}^м$), включающих элементы крепления отдельных систем, лакокрасочные покрытия, обтекатели и т. п., применительно к рассматриваемым способам наведения не превышает 1,5—2% полной массы ступени разведения.

При выборе того или иного способа наведения учитываются как значения массовых характеристик полезной нагрузки, так и основные принципиальные особенности, свойственные каждому из рассматриваемых способов.

Так, для случая индивидуального разведения наиболее характерным является:

— необходимость оснащения каждой из модульных БЧ собственной СУ в дополнение к имеющейся на борту ракеты системе, обеспечивающей управление ее полетом на участках работы маршевых ступеней;

— ограниченность предельной зоны разведения модульных БЧ определенной геометрической фигурой (например, эллипсом) с практически постоянной ориентацией относительно плоскости прицеливания.

Ступень разведения с последовательным разведением имеет большие возможности использования энергии двигателей, входящей в ее состав.

Как считают зарубежные специалисты, наличие общих двигателей, размещаемых на ступени разведения с последовательным разведением, позволяет в пределах располага-

емой энергетики широко менять конфигурацию и размеры предельно достижимых районов разведения относительно плоскости прицеливания, в том числе использовать энергетику двигателей ступени разведения для увеличения дальности полета ракеты при соответствующем уменьшении районов разведения или за счет сокращения числа боевых частей в составе разделяющейся ГЧ.

Указанные особенности в сочетании с возможностью управления полетом ракеты на всем активном участке единой системой управления, по мнению зарубежных специалистов, обеспечивают в случае применения неуправляемых ГЧ известные преимущества этой схемы перед схемой с индивидуальным разведением, если массовые характеристики полезной нагрузки в обоих случаях примерно одинаковы.

По данным зарубежной печати, при применении на ракете боевых частей, управляемых на пассивном участке, может оказаться более рациональным использование схемы с индивидуальным разведением, особенно при необходимости достижения достаточно больших районов разведения отделяемых модульных боевых частей.

3. ОЦЕНКА ОБЛАСТИ ЗНАЧЕНИЙ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК УБР

При рассмотрении путей формирования полезной нагрузки помимо основных массовых и геометрических характеристик были определены некоторые принципиальные и конструктивные решения, характеризующие тип ГЧ, способы и средства формирования боевых порядков движения боевых элементов после их отделения.

Для обоснованного выбора положений, характеризующих схемные решения по УБР в целом, необходимо хотя бы в первом приближении определить область возможных значений основных параметров будущей ракеты исходя из обеспечения требуемых летно-технических характеристик.

Для решения этой задачи на начальном этапе проектирования воспользуемся основными зависимостями, приведенными в гл. 2. Напомним, что в соответствии с выражением (2.37) стартовая масса УБР с РДТТ, имеющей n ступеней, приближенно связана через массу полезной нагруз-

ки, массово-энергетическое совершенство ступеней с максимальной дальностью полета выражением

$$m_0 = \frac{m_{п. н}}{\left[(1 + \bar{\alpha}) \sqrt[n]{\exp \left(-\frac{AL_{\max}^a}{\bar{I}_1 g_0} \right)} - \bar{\alpha} \right]^n}. \quad (4.16)$$

При оценке области возможных значений основных характеристик разрабатываемой ракеты будем рассматривать следующие характерные случаи, определяющие условия проектирования:

- стартовая масса ракеты ограничена значением $m_0 \leq [m_0]$;
- габариты ракеты (длина и диаметр) ограничены значениями $l_p < [l_p]$ и $D_p \leq [D_p]$;
- габариты и стартовая масса ракеты в явном виде не ограничены.

При указанных условиях проектирования стартовая масса ракеты в первом приближении задается исходя из следующих предпосылок:

1. В случае ограничения на стартовую массу принимается

$$m_0 = 0,95 [m_0], \quad (4.17)$$

где $[m_0]$ — ограничение на стартовую массу ракеты.

2. В случае ограничения на габариты ракеты принимается

$$m_0 = (1,05 \div 1,1) [V_0], \quad (4.18)$$

где $[V_0] = \frac{\pi}{4} [D_p^2] [l_p]$ — объем, определяемый ограничениями на длину $[l_p]$ и диаметр $[D_p]$ ракеты.

Коэффициент $(1,05—1,1)$ в выражении (4.18) представляет собой максимальное значение среднеобъемной плотности УБР с РДТТ, определенное по статистическим данным применительно к зарубежным ракетам, разработанным для случая ограниченных габаритов [5].

3. В случае отсутствия ограничений на стартовую массу и на габариты ракеты принимается

$$m_0 = \bar{\Lambda} m_{п. н} \exp \left(\frac{AL_{\max}^a}{\bar{I}_1 g_0} \right), \quad (4.19)$$

где $\bar{\Lambda}$ — коэффициент затяжеления ракет.

Определение значений величин $\bar{I}_1$ и Λ , входящих в выражение (4.19), будет оговорено ниже.

Полагая для рассмотренных условий проектирования известными начальную массу УБР и массу полезной нагрузки, используя выражение (4.16), можно найти однозначную связь между относительной массой конструкции α и удельным импульсом РДТТ $\bar{I}_1$, позволяющими обеспечить требуемое значение максимальной дальности полета, если известно число ступеней ракеты n .

В целях обоснования выбора числа ступеней рассмотрим зависимость относительной стартовой массы $\frac{m_0}{m_{п.н}}$ от максимальной дальности полета при различном числе ступеней. Такая зависимость при реально достижимых значениях удельного импульса РДТТ $\left(\bar{I}_1 = 290 \frac{\text{кгс}}{\text{кг/с}}\right)$ и уровне значений относительной массы конструкции ($\alpha = 0,09 \div 0,1$) представлена на рис. 2.6.

Анализ графиков рис. 2.6 позволяет сделать следующие выводы:

- в диапазоне дальностей полета до 500—600 км одноступенчатые и многоступенчатые ракеты обладают практически одинаковой относительной стартовой массой;

- двухступенчатые ракеты способны обеспечить дальность полета до 5000—6000 км практически без увеличения массовых характеристик по сравнению с трехступенчатыми ракетами;

- при дальности полета до 10—12 тыс. км применение трехступенчатых ракет по сравнению с двухступенчатыми позволяет уменьшить относительную стартовую массу ракет на 20—25%.

При окончательном выборе числа ступеней помимо массовых характеристик необходимо также учитывать и габариты ракеты, высоты разделения ступеней и окончания активного полета, надежность, трудоемкость и стоимость отработки.

Так, для оперативно-тактических ракет с дальностью полета больше 400—500 км, управляемых только на активном участке, для обеспечения приемлемых характеристик рассеивания ГЧ необходимо достижение высоты конца активного полета $h_k \geq 50\text{—}60$ км, что практически с учетом реальных ограничений на диаметр ракеты и скорость горения твердых топлив не может быть обеспечено в одноступенчатой схеме.

Для БРДД ввиду снижения уровня значений относительной массы конструкции вследствие влияния масштабного фактора, увеличения длины и связанного с ним ухудшения динамических свойств УБР, а также снижения надежности и усложнения отработки увеличение числа ступеней свыше трех практически нецелесообразно, несмотря на теоретически возможное снижение стартовой массы на 5—10%.

Учитывая сказанное, в большинстве случаев, по мнению зарубежных специалистов, целесообразно принимать следующие значения числа ступеней:

— для ракет ближнего радиуса действия с дальностью полета не более 400—500 км $n = 1$;

— для ракет оперативно-тактического назначения с дальностью полета больше 500 км и для ракет среднего радиуса действия $n = 2$;

— для ракет с дальностью полета до 10—12 тыс. км $n = 3$.

После выбора числа ступеней могут быть оценены значения основных массовых и геометрических характеристик УБР в целом и ее отдельных ступеней.

Среднее значение удельного импульса РДТТ $\bar{I}_1$, входящее в выражения (4.16) и (4.19), может быть определено на основании стандартного значения импульса твердых топлив $I_{1т}^0$, предполагаемых в конкретной разработке, по зависимости

$$\bar{I}_1 = \frac{\sum_{i=1}^n I_{1i}}{n} \quad (4.20)$$

с использованием следующих приближенных соотношений:

— для первой ступени $I_{11} = (1,07 \div 1,08) I_{1т}^0$;

— для второй и третьей ступеней $I_{12} = I_{13} = (1,14 \div 1,15) I_{1т}^0$.

Для обеспечения приемлемого уровня значений относительной массы конструкции ракеты целесообразно при предварительном выборе твердых топлив для разрабатываемой ракеты стремиться к выполнению условия

$$\bar{I}_1 \geq \frac{AL_{\max}^a}{g_0 \ln \left(\frac{1}{\bar{\Lambda}} \frac{m_0}{m_{п.н}} \right)}, \quad (4.21)$$

где $\bar{\Lambda}$ — коэффициент затяжеления ракет, зависящий от уровня совершенства конструкции.

Для случая когда ограничены габариты ракеты, значение коэффициента $\bar{\Lambda}$ приближенно можно определить по эмпирической зависимости

$$\bar{\Lambda} = 1 + \frac{[D_p]^2}{[l_p]} + \frac{(0,48 \div 0,52)L_{\max}^{0,25}}{\sqrt{m_0}}. \quad (4.22)$$

Для остальных случаев приближенно можно считать, что

$$\bar{\Lambda} = 1 + \frac{(0,48 \div 0,52)L_{\max}^{0,25}}{\sqrt{m_0}}. \quad (4.23)$$

Входящие в зависимости (4.22) и (4.23) значения D_p и l_p принимаются в метрах, значение m_0 — в т, а значение $L_{\max}$ — в километрах.

Распределение топлива по ступеням многоступенчатых ракет должно обеспечивать выполнение соотношения

$$\prod_{i=1}^n (1 - \mu_i) = \exp \left(- \frac{AL_{\max}}{\bar{I}_1 g_0} \right). \quad (4.24)$$

Ранее было показано, что при ряде допущений (подробнее см. гл. 2) оптимальным с точки зрения обеспечения минимальной стартовой массы является распределение топлива в соответствии с условием

$$\mu_1 = \mu_2 = \dots = \mu_n = 1 - \sqrt[n]{\exp \left(- \frac{AL_{\max}^a}{\bar{I}_1 g_0} \right)}. \quad (4.25)$$

С учетом реальных потерь скорости на преодоление сил гравитации и прохождение плотных слоев атмосферы в первом приближении при $n = 2$ и $n = 3$ можно пользоваться следующими соотношениями [5, 16]:

$$\mu_1 = 0,9 \left[1 - \sqrt[n]{\exp \left(- \frac{AL_{\max}^a}{\bar{I}_1 g_0} \right)} \right]; \quad (4.26)$$

$$\mu_3 = (1,2 \div 1,25) \mu_1. \quad (4.27)$$

Значение относительной массы конструкции ракеты, обеспечивающее достижение требуемой максимальной дальности полета, при известных стартовой массе и массе

полезной нагрузки с учетом принятого удельного импульса РДТТ и числа ступеней определяется по формуле

$$\bar{\alpha} = \frac{\sqrt[n]{\bar{\Lambda}} - 1}{\sqrt[n]{\bar{\Lambda}}} \bar{\alpha}_{\max}, \quad (4.28)$$

где значение максимальной относительной массы конструкции $\bar{\alpha}_{\max}$ определяется по зависимости (2.39).

Для многоступенчатых ракет с учетом влияния масштабного эффекта целесообразно принимать:

$$\left. \begin{array}{l} \text{при } n=2 \quad \alpha_1 = 0,95\bar{\alpha}, \quad \alpha_2 = 1,05\bar{\alpha}; \\ \text{при } n=3 \quad \alpha_1 = 0,95\bar{\alpha}, \quad \alpha_2 = \bar{\alpha}, \quad \alpha_3 = 1,05\bar{\alpha}. \end{array} \right\} \quad (4.29)$$

Переход от относительных массовых характеристик отдельных ступеней к их абсолютным значениям осуществляется по следующим зависимостям:

$$\left. \begin{array}{l} \omega_i = \mu_i m_{0i}; \\ m_{\kappa i} = \alpha_i \omega_i, \end{array} \right\} \quad (4.30)$$

где ω_i , $m_{\kappa i}$ — масса топлива и конструкции i -й ступени.

Для верхних ступеней ($i \geq 2$) начальная масса m_{0i} может быть определена из соотношения

$$m_{0i} = m_{0i-1} - \omega_{i-1}(1 + \alpha_{i-1}). \quad (4.31)$$

Из других параметров УБР на первом этапе баллистического проектирования практический интерес представляет время работы отдельных ступеней и всего активного полета.

При условии постоянства секундного расхода топлива время работы двигателя связано с относительным запасом топлива и удельным импульсом РДТТ данной ступени через тяговооруженность соотношением

$$\tau_i = \frac{I_{10i}}{n_{0i}} \mu_i, \quad (4.32)$$

где $I_{10i} = I_{1\pi i} - \bar{d}_{a_i}^2 \beta_{\tau i} \frac{p_{h_i}}{p_{k_i}}$ — удельный импульс РДТТ в начале работы i -й ступени;

$n_{0i} = \frac{p_{0i}}{m_{0i} g_0}$ — начальная тяговооруженность i -й ступени.

Введение параметра n_0 на этапе баллистического проектирования позволяет исключить из рассмотрения зависимость тяги от времени и некоторых других параметров РДТТ, которые в начале разработки являются неизвестными. Кроме того, этот параметр дает представление о диапазоне значений осевых перегрузок n_x , действующих на активном участке:

$$n_{0i} \leq n_{xi} \leq \frac{n_{0i}}{1 - \mu_i}. \quad (4.33)$$

Тяговооруженность ракеты или ее отдельных ступеней существенно влияет на дальность полета, условия разделения ступеней и отделения ГЧ, прочность и управляемость ракеты в полете. Особенно сильное влияние на характеристики ракет оказывает значение тяговооруженности первых ступеней, полет которых происходит в плотных слоях атмосферы. Минимальное значение начальной тяговооруженности ракет ограничено условиями нормального старта и обычно составляет

$$(n_0)_{\min} \geq 1,3 \div 1,4. \quad (4.34)$$

Максимально возможная начальная тяговооруженность ракет или отдельных ступеней определяется допустимыми ограничениями на наружный диаметр двигателей и скорость горения твердых топлив в соответствии с соотношением

$$n_{0i} \leq \frac{I_{10i} \mu_i}{\bar{e}_i D_i} u_{\max}. \quad (4.35)$$

Для первых ступеней многоступенчатых ракет с учетом допустимого увеличения нагрузок, действующих на элементы конструкции, и приемлемых условий отделения ступеней значение начальной тяговооруженности обычно не превышает следующих значений:

$$(n_0)_{\max} \leq 2,6 \div 2,8. \quad (4.36)$$

Для верхних ступеней значение тяговооруженности, как правило, выше, чем для первой ступени, но в ряде случаев может быть ограничено условиями отделения ГЧ и допусти-

мым значением максимальных перегрузок ($n_{x\max} \leq 20$). Анализ данных по разработанным зарубежным УБР с РДТТ показывает, что для верхних ступеней начальное значение тяговооруженности обычно лежит в пределах [5, 16]:

$$n_{0_2} = 3 \div 3,5; \quad n_{0_3} = 3,5 \div 4. \quad (4.37)$$

Основные геометрические размеры УБР и двигателей отдельных ступеней могут быть также определены на основании приближенных зависимостей с использованием полученных выше данных.

Так, при отсутствии ограничений на диаметр и длину ракеты в первом приближении диаметр первой ступени может быть определен по формуле

$$D_p = 0,52 \sqrt[3]{m_0}, \quad (4.38)$$

а диаметры остальных ступеней — из соотношения

$$D_{i+1} = (0,8 \div 0,85) D_i, \quad (4.39)$$

где D_p, D_i — соответственно диаметр ракеты и i -й ступени, м;

m_0 — стартовая масса ракеты, т.

Длина ракеты l_p для данного случая в зависимости от числа ступеней n приближенно может быть определена в соответствии с зависимостью

$$l_p = l_{c.p} + (5,5 \div 6) \sqrt[3]{n} D_p, \quad (4.40)$$

где $l_{c.p}$ — длина ступени разведения (см. гл. 5).

Полученные в процессе первого приближения результаты, характеризующие область возможных значений основных параметров разрабатываемой УБР, позволяют рационально сформулировать основные требования к уровню разработки и оценить целесообразность тех или иных решений, применяемых при создании ракеты.

В частности, располагая данными о требуемом уровне энергомассовых и габаритных характеристик двигателей, уже в начале баллистического проектирования может быть определена степень их возможной унификации с двигателями других ракет или установлена целесообразность применения в разрабатываемой ракете или на ее отдельных ступенях двигателей от других ракет без существенных доработок.

Выражение (4.16) позволяет проанализировать энергетические возможности различных вариантов разрабатываемой УБР и сопоставить их с энергетическими возможностями ранее разработанных ракет аналогичного типа в некотором диапазоне изменения дальности полета и массы полезной нагрузки. На основании такого анализа можно принять более обоснованные решения по уточнению состава и характеристик ГЧ и КСП ПРО, а также двигателей маршевых ступеней с точки зрения обеспечения требуемых летно-технических характеристик.

При сопоставлении энергетических возможностей различных ракет целесообразно величину относительной стартовой массы представить в виде двух сомножителей

$$\Lambda = \Lambda_{\min} \bar{\Lambda}, \quad (4.41)$$

первый из которых характеризует влияние дальности полета и удельного импульса РДТТ, а второй — влияние относительной массы конструкции.

4. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ОТДЕЛЬНЫХ ПРИНЦИПИАЛЬНЫХ И КОНСТРУКТИВНЫХ РЕШЕНИЙ

Для проведения баллистического проектирования помимо возможной области значений основных массовых, геометрических и энергетических характеристик необходимо установить совокупность основных технических решений, характеризующих принципиально-конструктивную схему УБР.

В дальнейшем основные положения, характеризующие принципиальные решения по УБР, будут формировать расчетную схему выбора и оптимизации параметров ракеты, а факторы, определяющие конструктивные решения, — значения соответствующих коэффициентов в уравнениях, описывающих характеристики ракеты или ее отдельных систем.

Выбор основных принципиально-конструктивных решений применительно к любой УБР носит, как правило, творческий характер и в каждом конкретном случае опирается на достигнутый уровень развития науки и техники в соответствующих областях ракетостроения, технические возможности производственной базы, а также тесно связан с располагаемыми сроками и средствами, отпущенными на разработку. В связи с этим ограничимся в данном разделе

только кратким рассмотрением возможных областей и особенностей применения наиболее характерных решений, используемых в современных зарубежных УБР с РДТТ.

Принципиальную схему УБР кроме рассмотренных ранее способов и средств формирования боевых порядков движения боевых элементов, а также числа ступеней для разгона ракеты на активном участке определяют также способ пуска, схема разделения ступеней, способы управления дальностью полета и наведения на цель.

Способ пуска УБР существенно зависит от особенностей эксплуатации и боевого применения разрабатываемого РК. Для РК стационарного типа пуск ракеты обычно осуществляется из шахтных пусковых установок с помощью собственных двигателей или с использованием активно-реактивного принципа [6, 11, 24].

Наиболее распространенным за рубежом способом пуска ракет, размещаемых на подводных лодках, является пуск из пусковой трубы с запуском двигателей ракеты после ее выхода из-под воды, что связано с обеспечением безопасности подводной лодки.

Для подвижных РК наземного базирования характерны способы пуска с применением открытых пусковых установок (стартовый стол, направляющие) с помощью маршевых или специальных стартовых двигателей или с применением закрытых пусковых установок (контейнер, труба) и активно-реактивного принципа.

По мнению зарубежных специалистов, пуск УБР с применением активно-реактивного принципа, несмотря на некоторое снижение надежности, связанное с запуском маршевого двигателя после выхода ракеты из пусковой установки, является одним из наиболее универсальных. Такой способ пуска УБР можно применять в РК как наземного, так и морского базирования [24], и, кроме того, он позволяет обеспечить по сравнению с другими способами более высокие энергетические возможности ракеты.

Разделение ступеней многоступенчатых УБР в зависимости от момента запуска двигателя следующей ступени может быть, как отмечалось в гл. 1, огневым и холодным. Выбор той или иной схемы разделения в первую очередь зависит от условий разделения ступеней и эффективности применяемых органов управления.

Если разделение ступеней происходит в достаточно плотных слоях атмосферы, что весьма характерно для УБР с РДТТ, то при наличии мощных органов управления на запускаемой ступени, как правило, целесообразно огневое

разделение, при котором двигатель этой ступени запускается до начала разделения.

В случае ограниченной эффективности органов управления запускаемой ступени обычно применяется холодное разделение, при котором двигатель этой ступени запускается после окончания работы и отделения отработавшей ступени. При этом в зависимости от допустимого скоростного напора в момент разделения q_p временная задержка включения следующей ступени после окончания работы от-

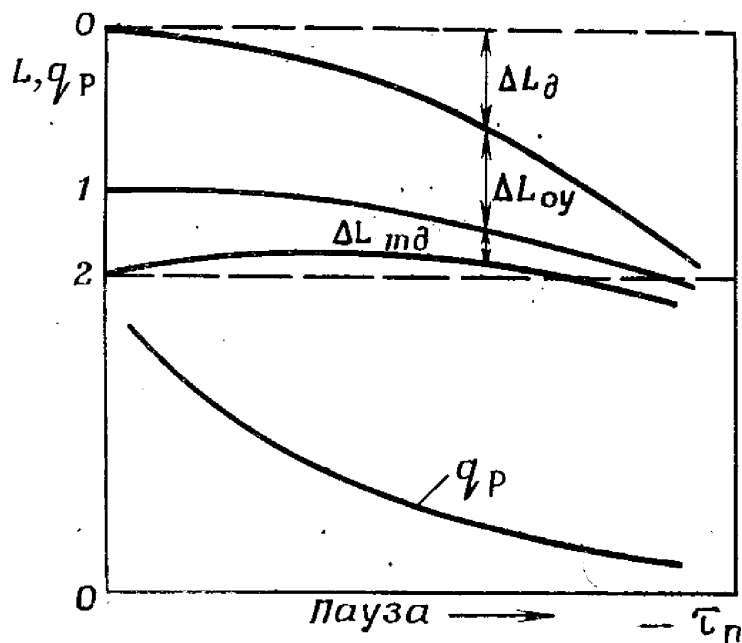


Рис. 4.1. Изменение дальности полета L и скоростного напора q_p при разделении в зависимости от паузы τ_p :

т. 0 — дальность полета при огневом разделении и отсутствии массовых затрат на органы управления и тормозные двигатели; т. 1 — дальность полета при огневом разделении и наличии массовых затрат на органы управления; т. 2 — дальность полета при огневом разделении и наличии затрат на органы управления и тормозные двигатели

деляемой ступени (так называемая пауза) может изменяться и достигать сравнительно больших значений (до 15—20 с). Изменение дальности полета и скоростного напора при разделении ступеней в зависимости от продолжительности паузы показано на рис. 4.1.

Как следует из рис. 4.1, потери дальности полета ΔL_d , вызванные наличием дополнительных потерь скорости по сравнению с огневом разделении вследствие увеличения паузы, в определенном диапазоне значений паузы могут компенсироваться уменьшением массы органа управления ΔL_{ou} и средств торможения отделяемой ступени ΔL_{td} . Кро-

ме того, увеличение продолжительности паузы между окончанием и началом работы соответствующих ступеней в ряде случаев (например, для оперативно-тактических ракет) может быть необходимым для увеличения высоты конца активного полета в целях снижения рассеивания ГЧ и обеспечения нормального функционирования отделяемых средств преодоления ПРО.

При прочих равных условиях применение холодного разделения позволяет несколько сократить длину ракеты.

Управление дальностью полета в широком диапазоне для большинства зарубежных УБР, как правило, осуществляется сочетанием изменения конечной скорости активного полета путем отсечки тяги РДТТ последней ступени с изменением формы траектории полета.

Для УБР с небольшим радиусом действия, полет которых проходит практически в плотных слоях атмосферы, возможно исключение отсечки тяги РДТТ при обеспечении необходимой коррекции траектории полета путем изменения на пассивном участке силы лобового сопротивления различными устройствами, например щитками, раздвижными насадками и т. п.

С учетом известных трудностей реализации отсечки тяги РДТТ, а также широкого применения в СУ электронно-вычислительных машин с большим быстродействием и памятью в зарубежной практике в последнее время рассматривается возможность исключения отсечки тяги РДТТ и для УБР большого радиуса действия. Обеспечение всего диапазона дальностей полета в этом случае обеспечивается только изменением формы траектории.

Изменение формы траектории полета УБР с РДТТ на участке активного полета осуществляется созданием соответствующих управляющих сил, появляющихся в результате образования нормальной к вектору скорости в соответствующей плоскости проекции силы тяги или изменения подъемной аэродинамической силы при повороте ракеты на некоторый угол атаки органами управления. Непосредственный способ создания нормальных сил при работе маршевых ступеней на зарубежных УБР с РДТТ практически не применяется.

Управление полетом и наведение на цель баллистических ракет во многом определяется требованиями к точности попадания в цель и особенностями эксплуатации и боевого применения РК. Наиболее распространенным для зарубежных УБР с РДТТ является управление только на активном полете с применением автономной инерциальной

системы наведения. На графике изменения точности попадания в цель зарубежных УБР с РДТТ (рис. 4.2) видно, что для РК, обеспечивающих относительно малые ошибки прицеливания и определения места пуска ракет, точность попадания в цель может быть доведена до 0,5 км [28, 26].

Для ракет, базирующихся на подводных лодках, в связи с большими ошибками предпускового наведения указанный уровень точности попадания в цель может быть достигнут при применении комбинированных СУ, например с астроинерциальной системой наведения.

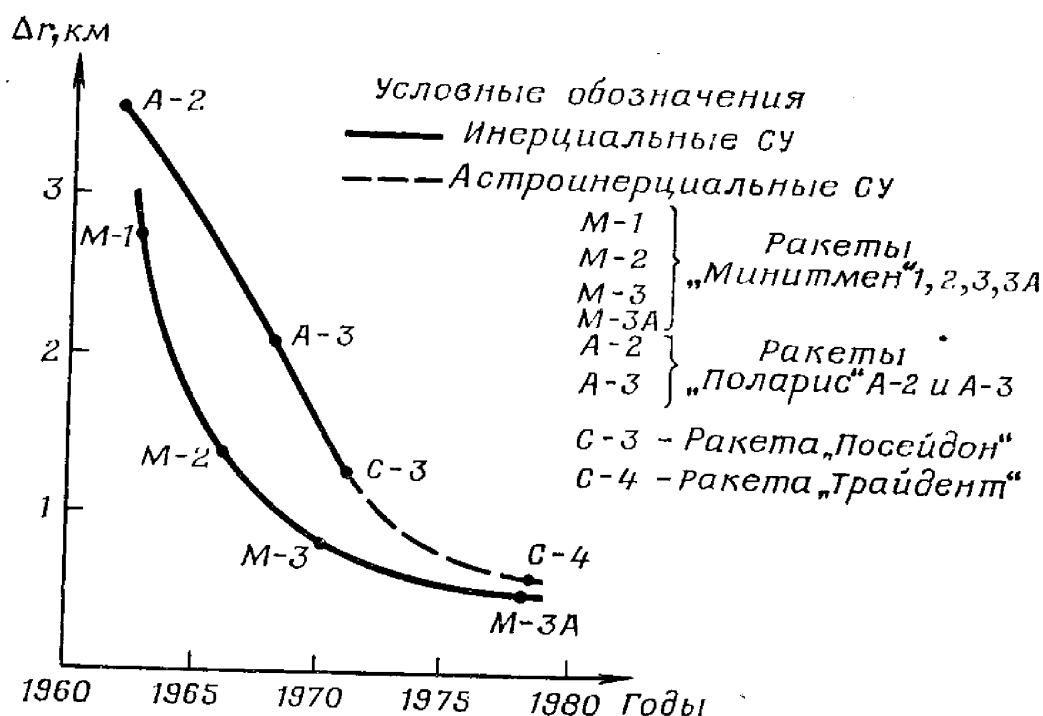


Рис. 4.2. График изменения точности попадания в цель зарубежных УБР с РДТТ

Следует отметить, что при управлении полетом УБР только на активном участке достижение высокой точности попадания в цель требует не только совершенствования СУ, но и улучшения аэробаллистических характеристик ГЧ и уменьшения ошибок их отделения от ракеты.

В первом приближении рациональным с точки зрения формирования требований к СУ, ГЧ и системе ее отделения в этом случае, по данным иностранной печати, можно считать такое распределение ошибок между активным и пассивным участками, когда за счет факторов, действующих на пассивном участке траектории, точность попадания в цель, обеспечиваемая только СУ, не ухудшается более чем на 20—25%.

Дальнейшее повышение требований к точности попадания в цель ($\Delta r \leq 0,4-0,5$ км), по мнению зарубежных специалистов, вызывает необходимость введения управления полетом УБР или отделяемой ГЧ на пассивном участке траектории с применением принципов самонаведения. По информационным сообщениям [23, 24], за рубежом ведутся разработки систем корреляции траектории на пассивном участке полета с использованием оптического наведения и наведения по радиолокационной карте местности.

Оснащение ГЧ баллистических ракет дальнего действия системами самонаведения на конечном участке траектории полета, по оценке зарубежных специалистов, позволит довести точность их попадания в цель до 0,07—0,08 км.

Из конструктивных решений наиболее сильное влияние на технический облик и характеристики разрабатываемой УБР оказывает выбор конструктивной и аэродинамической компоновки ракеты в целом и ее отдельных ступеней, конструктивной схемы корпуса двигателя, соплового блока, типа органов управления и отсечки тяги РДТТ.

Компоновочная схема УБР в целом и ее отдельных ступеней при известных основных принципиальных решениях в значительной мере определяется требуемым уровнем энерговооруженности и ограничениями на ее стартовую массу или габаритные размеры.

Наиболее распространенной компоновочной схемой для зарубежных УБР с РДТТ является схема с последовательным расположением маршевых ступеней, каждая из которых включает моноблочный двигатель и органы управления, размещенные на ракете или отдельной ступени по нормальной схеме. В хвостовой части ракета может иметь средства пассивной стабилизации (юбку, стабилизаторы).

При отсутствии ограничений на габариты ракеты отдельные ее ступени имеют различные диаметры, а при наличии ограничений на длину — одинаковый диаметр. В последнем случае для повышения плотности компоновки сопла двигателей обычно утапливаются в камеру сгорания, а для двигателей, работающих в пустоте, могут быть использованы раздвижные сопловые раструбы различного типа [15].

Применение пакетных схем двигателей для отдельных ступеней, работающих на смесевом топливе, практически целесообразно только при создании двигателей этих ступеней на базе ранее отработанных РДТТ меньшего масштаба, так как при этом ухудшаются массовые характеристики конструкции ракеты по сравнению с моноблочными схемами (на 15—20%).

Для уменьшения аэродинамического сопротивления выступающие за обводы ракеты и плохо обтекаемые элементы конструкции закрываются обтекателями, сбрасываемыми после прохождения плотных слоев атмосферы.

Конструктивная схема корпуса РДТТ определяется множеством факторов, среди которых большое значение имеют требуемое массовое совершенство конструкции, располагаемый уровень характеристик материалов, степень их освоения промышленностью, отработанность технологических методов, схема крепления заряда топлива, тип соплового блока и др. При разработке современных РДТТ в зависимости от указанных факторов за рубежом рассматриваются следующие основные конструктивные схемы корпуса двигателя:

— металлические с разъемом или без разъема по сопловой крышке или переднему дну;

— металлические, усиленные по обечайке подмоткой однонаправленным высокопрочным волокном, с разъемом или без разъема по сопловой крышке или переднему дну;

— комбинированные, состоящие из металлических днищ и стекло- или органопластиковой обечайки;

— корпуса, выполненные методом спиральной намотки высокопрочного стекло- или органо волокна по схеме «кокон».

Все рассмотренные схемы корпусов могут быть применены для зарядов, скрепленных с корпусом камеры, в то время как для вкладных зарядов пригодны только разъемные схемы корпусов.

Наличие многосоплового блока ухудшает массовые характеристики корпуса РДТТ по сравнению с односопловой конструкцией, особенно в схеме типа «кокон».

Сравнительные данные по относительной массе корпусов крупногабаритных РДТТ для различных схем в сопоставимых условиях представлены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Относительная масса корпусов РДТТ различных конструктивных схем, %

Схема корпуса				
Металлический	Комбинированный	Корпус с подмоткой	Полукокон	Кокон
100	92—95	90—92	80—85	60—65

Для последних ступеней ракет, когда требуется РДТТ с малым удлинением, могут применяться сферические корпуса двигателей разъемного типа.

Относительная доля массы корпуса РДТТ в общей массе конструкции двигателя обычно лежит в пределах от 30 до 40%.

Отсечка тяги двигателей у большинства зарубежных УБР с РДТТ реализуется без прекращения горения заряда путем создания противотяги после вскрытия реверсивных сопел, размещаемых или на переднем дне корпуса двигателя, или в сопловой его части.

В зависимости от схемы функционирования УБР после выключения маршевого двигателя требования к отсечке тяги могут несколько видоизменяться. Так, при наличии на ракете ступени разведения, обеспечивающей ее дальнейший управляемый полет, после отсечки тяги маршевой ступени требуется, как правило, обеспечение гарантированного нуля тяги, в то время как для ракет, у которых после прекращения работы маршевой ступени происходит отделение ГЧ, узел отсечки должен обеспечивать гарантированный реверс тяги.

В последнем случае очень важным является обеспечение малого разброса времени реализации отсечки тяги $\Delta t_{\text{ГЧ}}$, допустимое значение которого в каждом конкретном случае зависит от требований к точности попадания в цель, уровня ускорений перед отсечкой тяги и дальности полета. Влияние разброса времени отделения ГЧ на отклонение по дальности при различных дальностях полета для УБР, управляемых только на активном участке, при характерном уровне ускорений, имеющих место перед отсечкой тяги двигателя ($\dot{v}_k = 80 \div 120 \text{ м/с}^2$), представлено на рис. 4.3.

Если для ракет сравнительно малого радиуса действия при реальном уровне разброса времени $\Delta t_{\text{ГЧ}} = 1 \div 3 \text{ мс}$ отклонения по дальности вследствие ошибок времени отделения ГЧ несущественно влияют на точность попадания в цель, то для ракет с большой дальностью полета влияние этих ошибок на точность попадания в цель весьма существенно. Для уменьшения влияния этих ошибок необходимо снижать в несколько раз уровень ускорений перед отделением ГЧ.

С этой целью на зарубежных УБР с большой дальностью полета обычно применяются или двухступенчатая отсечка тяги маршевого РДТТ, или специальные доводочные двигатели с малой тягой, включаемые после отсечки тяги маршевого двигателя. В том и другом случае имеют место некоторые потери энергетических возможностей УБР (до

2—3%), вызываемые или непроизводительным расходом топлива на пониженном режиме работы маршевого двигателя перед отделением ГЧ, или увеличением массы, связанным с введением доводочных двигателей, обеспечивающих приемлемый уровень ускорений перед отделением ГЧ.

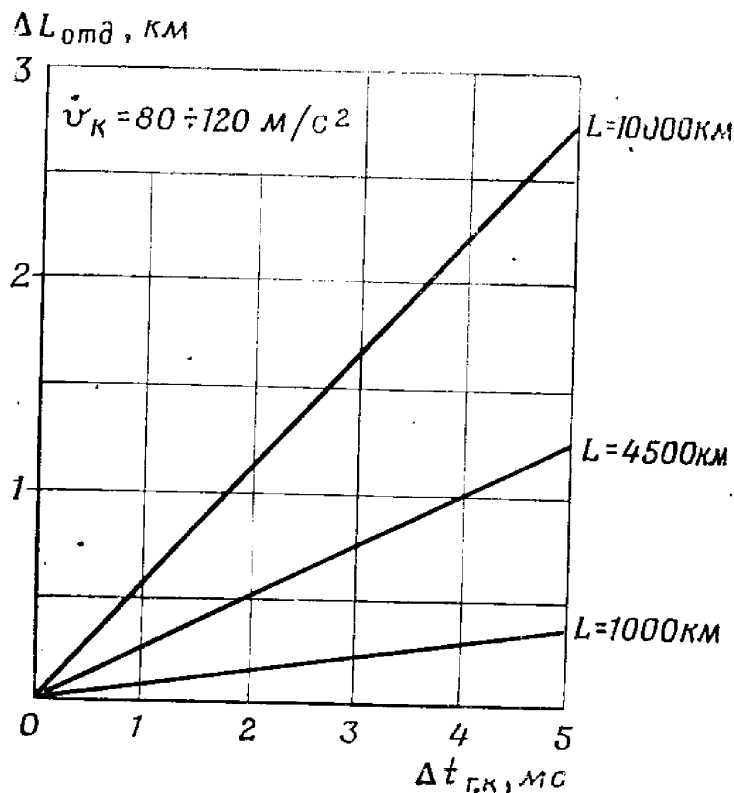


Рис. 4.3. Влияние разброса времени отделения ГЧ на отклонение по дальности при различных дальностях полета

Тип органов управления, применяемых на УБР или на ее отдельных ступенях, зависит прежде всего от потребной величины максимальной управляющей силы и конструктивной схемы сопла. Характер изменения потребных управляющих сил по времени работы ступеней показан на рис. 4.4.

Для одноступенчатых УБР или первых ступеней многоступенчатых ракет, полет которых протекает, как правило, в плотных слоях атмосферы с большим значением скоростных напоров, потребные относительные управляющие усилия определяются в основном ветровыми возмущениями и могут достигать 10—12% (рис. 4.4). Поэтому в этих случаях применяются газодинамические органы с полным отклонением газовой струи или аэродинамические рули в сочетании с газодинамическими органами с частичным отклонением струи.

Для второй ступени многоступенчатых ракет характерен начальный пик потребной относительной управляющей силы до 6—8% (рис. 4.4), определяемый возмущениями, действующими в процессе отделения первой ступени. Для его уменьшения обычно применяют холодное разделение с временной задержкой включения двигателя второй ступени и обеспечивают статическую устойчивость второй ступени

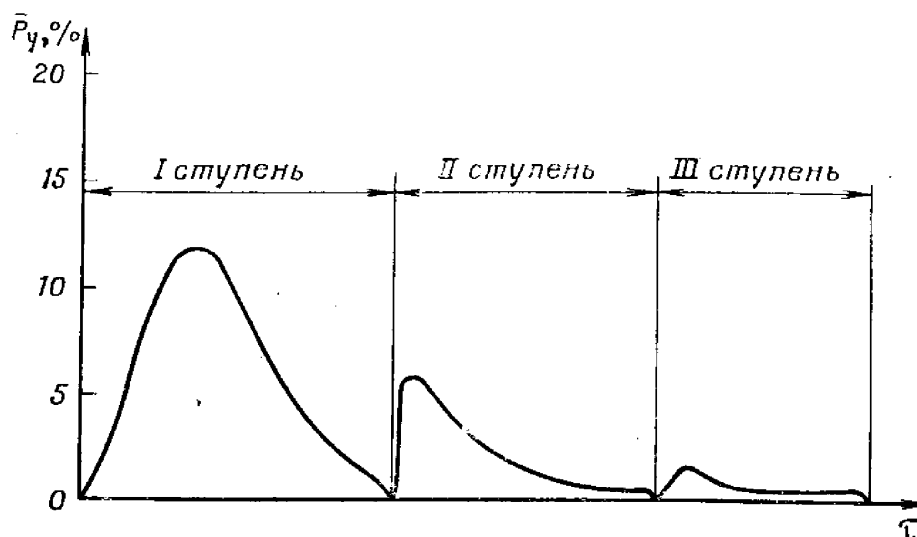


Рис. 4.4. Характер изменения потребных управляющих сил по времени работы ступеней

пени, близкую к нейтральной. На остальных участках полета второй и третьей ступеней потребная относительная управляющая сила обычно определяется собственными возмущениями РДТТ и в большинстве случаев не превышает 1—1,5%. Поэтому для верхних ступеней ракет могут применяться газодинамические органы управления с частичным отклонением струи.

На нижних ступенях зарубежных УБР применяются РДТТ как четырех-, так и односопловой схемы. Масса конструкции РДТТ и потери импульса в односопловой схеме обычно меньше, чем у четырехсопловой в результате уменьшения теплонапряженности входной части сопла и более благоприятной ее газодинамики, однако четырехсопловая схема обеспечивает возможность управления по всем трем каналам одними органами управления и позволяет сократить габариты двигателя. В связи с указанными преимуществами односопловых схем они широко используются в основном на РДТТ верхних ступеней ракет.

В качестве органов управления для РДТТ с указанными типами сопловых блоков наиболее характерными являются поворотные или качающиеся сопла, а также органы с

инжекцией рабочего тела в закритическую часть сопла. Первые из них могут применяться на двигателях всех ступеней УБР, в то время как последние наиболее целесообразны на двигателях вторых и третьих ступеней.

Окончательный выбор типа органа управления для УБР должен проводиться с учетом особенностей принципиальной и конструктивной схемы ракеты и применяемой системы управления.

5. ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Характеристики твердого топлива оказывают существенное влияние на основные характеристики УБР и свойства всего ракетного комплекса.

При проектировании ракет принципиально возможна постановка следующих основных задач:

- определение требуемых характеристик топлива, обеспечивающих максимальную эффективность разрабатываемого комплекса;

- выбор оптимальных композиций из имеющихся компонентов топлив или из числа уже разработанных ранее составов;

- использование топлив с заданными характеристиками.

Современный уровень разработки твердых топлив, как считают зарубежные специалисты, не позволяет пока решить первую из указанных задач в полном объеме, поэтому выбор топлива в процессе проектирования, как правило, сводится к решению второй или третьей задачи. В начале разработки в связи с отсутствием необходимых данных обычно рассматривается случай использования топлив с известными характеристиками, выбор которых на этой стадии носит достаточно случайный характер. Однако после определения в первом приближении области возможных значений основных параметров разрабатываемой УБР выбор топлива может быть осуществлен более обоснованно с учетом конкретных особенностей каждой ракеты или отдельной ступени.

Наиболее сильное влияние на основные характеристики УБР оказывает удельный импульс и плотность топлив. Рассмотрим подробнее влияние этих параметров на баллистическую эффективность топлив в составе ракеты или отдельной ступени при различных условиях проектирования.

Для решения указанной задачи ограничимся в первом приближении анализом влияния изменения удельного импульса I_{1i} и плотности $\rho_{\tau i}$ топлива на i -й ступени многоступенчатой УБР по сравнению с некоторыми эталонными значениями $I_{1эi}$ и $\rho_{\tau эi}$ на изменение идеальной конечной скорости применительно к двум характерным случаям:

1. Считается заданным объем топлива ($V_{\tau i} = \text{const}$).
2. Считается заданной масса снаряженного двигателя ($Q_i = \omega_i + m_{\kappa i} = \text{const}$).

Изменение идеальной скорости i -й ступени при изменении удельного импульса и плотности топлива в общем случае может быть записано в виде

$$\Delta v_{ki} = \frac{\partial v_k}{\partial m_{\kappa i}} \Delta m_{\kappa i} + \frac{\partial v_k}{\partial \omega_i} \Delta \omega_i + \frac{\partial v_k}{\partial I_{1i}} \Delta I_{1i}, \quad (4.42)$$

где $\Delta m_{\kappa i} = m_{\kappa i} - m_{\kappa эi}$;

$\Delta \omega_i = \omega_i - \omega_{эi}$;

$\Delta I_{1i} = I_{1i} - I_{1эi}$;

$m_{\kappa i}$, ω_i , I_{1i} , $m_{\kappa эi}$, $\omega_{эi}$, $I_{1эi}$ — масса конструкции и топлива, удельный импульс двигателя при использовании нового и эталонного топлив соответственно;

$\frac{\partial v_k}{\partial m_{\kappa i}}$, $\frac{\partial v_k}{\partial \omega_i}$, $\frac{\partial v_k}{\partial I_{1i}}$ — частные производные конечной скорости по соответствующим параметрам ступени.

Для случая $Q_i = \text{const}$ изменение массы конструкции ступени связано с изменением габаритов камеры двигателя в случае $\rho_{\tau i} \neq \rho_{\tau эi}$ и должно быть компенсировано соответствующим изменением массы топлива

$$\Delta m_{\kappa i} = - \Delta \omega_i. \quad (4.43)$$

Учитывая, что в небольших пределах изменения габаритов камеры двигателя масса конструкции РДТТ практически меняется линейно от объема топлива:

$$m_{\kappa i} = a_i + b_i V_{\tau i} = a_i + b_i \frac{\omega_i}{\rho_{\tau i}}, \quad (4.44)$$

в первом приближении для данного случая можно считать, что

$$\Delta m_{\kappa i} = - \frac{b_i}{\rho_{\tau i}} \omega_i \frac{\Delta \rho_{\tau i}}{\rho_{\tau i}}, \quad (4.45)$$

где $\Delta \rho_{\tau i} = \rho_{\tau i} - \rho_{\tau \varepsilon i}$; a_i и b_i — некоторые константы.

Для случая $V_{\tau i} = \text{const}$, пренебрегая изменением секундного расхода топлива, в первом приближении полагаем $\Delta m_{\kappa i} = 0$, а изменение массы топлива определяем из зависимости

$$\Delta \omega_i = V_{\tau i} \Delta \rho_{\tau i} = \frac{\omega_{\tau i}}{\rho_{\tau i}} \Delta \rho_{\tau i}. \quad (4.46)$$

В целях упрощения решения задачи определим величину так называемого эквивалентного удельного импульса I_{1i}^* , при котором топливо с плотностью, равной $\rho_{\tau i}$, обеспечивает такую же конечную скорость i -й ступени, что и эталонное топливо.

Учитывая, что $\Delta v_k = 0$, выражение (4.42) после подстановки зависимостей (4.43), (4.45) и (4.46) будет иметь вид:

— для случая $Q_i = \text{const}$

$$\Delta I_{1i}^* = \frac{\frac{\partial v_k}{\partial m_{\kappa i}} - \frac{\partial v_k}{\partial \omega_i}}{\frac{\partial v_k}{\partial I_{1i}}} \frac{b_i \omega_i}{\rho_{\tau \varepsilon i}} \frac{\Delta \rho_{\tau i}}{\rho_{\tau i}}; \quad (4.47)$$

— для случая $V_{\tau i} = \text{const}$

$$\Delta I_{1i}^* = \frac{\frac{\partial v_k}{\partial \omega_i}}{\frac{\partial v_k}{\partial I_{1i}}} \omega_i \frac{\Delta \rho_{\tau i}}{\rho_{\tau i}}, \quad (4.48)$$

где $\Delta I_{1i}^* = I_{1i}^* - I_{1\varepsilon i}$.

Используя значения для частных производных конечной скорости по соответствующим параметрам ступени, приведенные в гл. 5, после соответствующих преобразований будем иметь:

— для случая $Q_i = \text{const}$

$$\Delta I_{1_i}^* = \frac{\mu_i}{(1 - \mu_i) \ln \frac{1}{1 - \mu_i}} \frac{b_i}{\rho_{\tau \partial i}} I_{1 \partial i} \frac{\Delta \rho_{\tau i}}{\rho_{\tau i}}; \quad (4.49)$$

— для случая $V_{\tau i} = \text{const}$

$$\Delta I_{1_i}^* = \frac{\mu_i}{\ln \frac{1}{1 - \mu_i}} \left[1 - \sum_{j=1}^{i-1} \frac{I_{1_j}}{I_{1 \partial j}} \frac{m_{0i}}{m_{0j}} \frac{\mu_j}{1 - \mu_j} \right] I_{1 \partial i} \frac{\Delta \rho_{\tau i}}{\rho_{\tau i}}. \quad (4.50)$$

Обозначив в уравнениях (4.49) и (4.50) член, стоящий перед комплексом $I_{1 \partial i} \frac{\Delta \rho_{\tau i}}{\rho_{\tau i}}$, через C_i , получим общее для рассматриваемых случаев выражение

$$\Delta I_{1_i} = -C_i I_{1 \partial i} \frac{\Delta \rho_{\tau i}}{\rho_{\tau i}}. \quad (4.51)$$

Приведя последнее выражение к дифференциальной форме и интегрируя его, получим

$$I_{1_i}^* = I_{1 \partial i} \left(\frac{\rho_{\tau \partial i}}{\rho_{\tau i}} \right)^{C_i}. \quad (4.52)$$

Величина C_i , зависящая от конструктивных параметров ступени, в зависимости от условий проектирования определяется:

— для случая $Q_i = \text{const}$

$$C_i = \frac{\mu_i}{(1 - \mu_i) \ln \frac{1}{1 - \mu_i}} \frac{b_i}{\rho_{\tau \partial i}}; \quad (4.53)$$

— для случая $V_{\tau i} = \text{const}$

$$C_i = \frac{\mu_i}{\ln \frac{1}{1 - \mu_i}} \left(1 - \sum_{j=1}^{i-1} \frac{I_{1_j}}{I_{1 \partial j}} \frac{m_{0i}}{m_{0j}} \frac{\mu_j}{1 - \mu_j} \right). \quad (4.54)$$

Дальнейший анализ баллистической эффективности топлива с различными удельным импульсом и плотностью можно свести к сравнительному анализу топлива с I_{1i}^* и ρ_{Ti} и топлива с I_{1i} и ρ_{Ti} , так как топливо с I_{1i}^* и ρ_{Ti} баллистически эквивалентно эталонному. Так как сравниваемые топлива в этом случае имеют одинаковую плотность, изменение конечной скорости полета i -й ступени при оговоренных выше условиях будет определяться выражением

$$\Delta v_k = \frac{\partial v_k}{\partial I_{1i}} (I_{1i} - I_{1i}^*). \quad (4.55)$$

С учетом уравнения (4.52) выражение (4.55) будет иметь вид

$$\Delta v_k = g_0 \ln \frac{1}{1 - \mu_i} \left[I_{1i} - I_{1i}^* \left(\frac{\rho_{T\bar{a}_i}}{\rho_{Ti}} \right)^{C_i} \right]. \quad (4.56)$$

Из последнего выражения следует, что баллистическая эффективность топлива в первом приближении определяется значением комплекса I_{1i}^C , в котором показатель C зависит от основных проектных параметров ракеты и отдельной ступени, а также от условий проектирования.

Расчетные оценки показывают, что значения параметра C для рассмотренных ограничений при характерных значениях параметров зарубежных УБР и их отдельных ступеней находятся в пределах, указанных в табл. 4.2.

Таблица 4.2

Значение параметра C

№ по пор.	Тип ракеты или ступени	Случай $Q_i = \text{const}$	Случай $V_{Ti} = \text{const}$
1	Одноступенчатые ракеты	0,09—0,15	0,45—0,55
2	Многоступенчатые ракеты:		
	— первая ступень	0,06—0,11	0,6—0,75
	— вторая ступень	0,06—0,13	0,25—0,45
	— третья ступень	0,06—0,13	0,15—0,2

Анализ приведенных в таблице данных показывает, что для случая $Q_i = \text{const}$ влияние плотности топлив на их бал-

листическую эффективность очень незначительно и практически она определяется удельным импульсом топлив.

Для случая $V_{Ti} = \text{const}$ влияние плотности топлив на их баллистическую эффективность более существенно, особенно для одноступенчатых ракет и для РДТТ, применяемых на первых ступенях многоступенчатых УБР, при сравнительно малых значениях μ_i , где оно соизмеримо с влиянием удельного импульса.

Влияние конструктивных параметров РДТТ при оценке баллистической эффективности твердых топлив проявляется не только через характеристики, входящие в показатель степени S_i в выражении (4.56). Поскольку большинство современных твердых топлив содержат добавки алюминия,

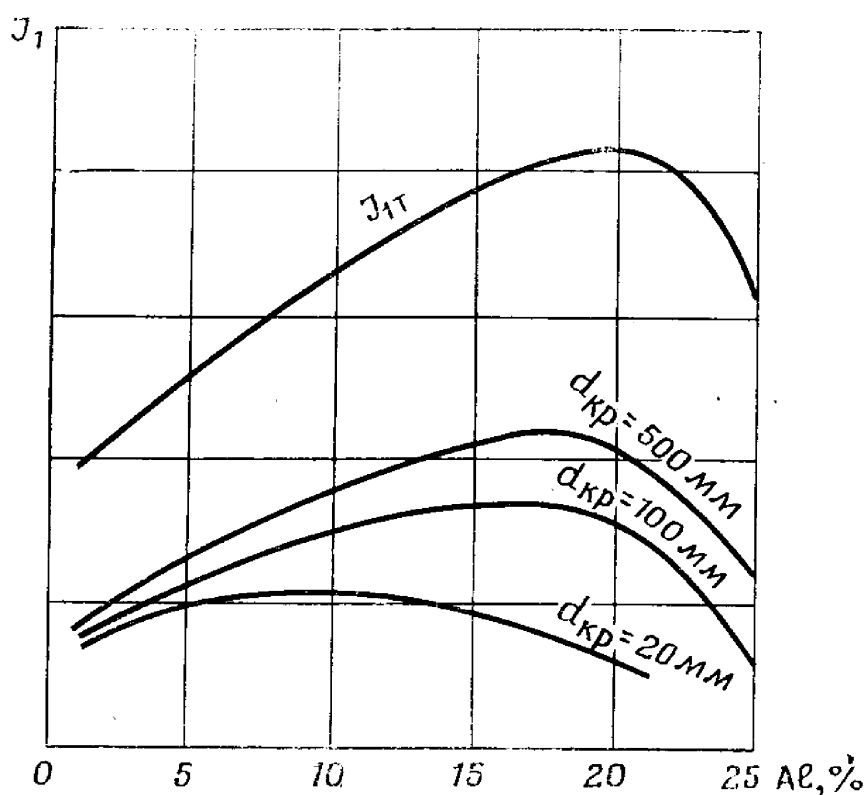


Рис. 4.5. Характерная зависимость теоретического и практического значений удельного импульса РДТТ от содержания алюминия в топливе и размеров критического сечения сопла

то при определении реального удельного импульса двигателя необходимо учитывать потери, вызванные двухфазностью потока продуктов сгорания, которые зависят от диаметра критического сечения сопла.

Характер изменения практического значения удельного импульса РДТТ с различными диаметрами критического сечения от содержания алюминия в топливе представлен на

рис. 4.5. Из приведенных на рис. 4.5 зависимостей следует, что если теоретически оптимальное содержание алюминия в топливе с точки зрения обеспечения максимального значения удельного импульса составляет 20—22% [2], то для реальных конструкций оно уменьшается при уменьшении размера диаметра критического сечения.

Так, если для крупногабаритных двигателей маршевых ступеней ($d_{кр} > 300 \div 500$ мм) оптимальное содержание алюминия в топливе обычно не превышает 18—20%, то для менее крупных двигателей ($d_{кр} \approx 100$ мм) оно находится в пределах 16—18%, а для малогабаритных РДТТ ($d_{кр} = 10 \div 20$ мм), применяемых, например, на ступенях разведения, оно уменьшается до 8—10%. Зная изменение плотности топлива в зависимости от содержания алюминия и используя в качестве критерия оптимальности значение комплекса $I_{1\rho_T^C}$, в каждом конкретном случае для любой ступени возможно подобрать оптимальный состав топлива, обеспечивающий максимальную энергетическую отдачу в составе разрабатываемой ракеты.

Помимо энергетических показателей на эффективность применения топлив существенное влияние оказывают факторы, определяющие баллистические свойства твердых топлив. Применительно к РДТТ к таким факторам в первую очередь следует отнести показатели, характеризующие чувствительность скорости горения к давлению в камере и к температуре заряда, влияющие на величины суммарного разброса среднеинтегрального давления в камере $\frac{\Delta p}{p_N}$ и изменение текущего давления по сравнению со среднеинтегральным $\frac{\delta p}{p_N}$ при номинальных условиях в соответствии с зависимостями:

$$\frac{\Delta p}{p_N} = \pm \frac{\sqrt{\Delta \bar{u}_1^2 + (K_T \Delta T)^2 + (1 - \gamma)^2 \Delta \bar{p}_{сл}^2}}{1 - \gamma}; \quad (4.57)$$

$$\frac{\delta p_{\min}^{\max}}{p_N} = \pm \left[\left(1 \pm \frac{\Delta S_{\min}^{\max}}{S_{ср}} \right)^{\frac{1}{1-\gamma}} - 1 \right], \quad (4.58)$$

где $\Delta \bar{u}_1$ — относительное отклонение скорости горения топлива от среднего значения;

K_T — температурный коэффициент скорости горения;

ΔT — температурный диапазон применения двигателя.

Ориентировочные значения случайных разбросов давления $\frac{\Delta p}{p_N}$ и изменения текущего давления $\frac{\delta p}{p_N}$ в зависимости от параметров топлива при современном состоянии уровня отработанности зарубежных РДТТ [27] представлены на рис. 4.6. Суммарное влияние указанных разбросов и изменения давления в камере на максимальную дальность по-

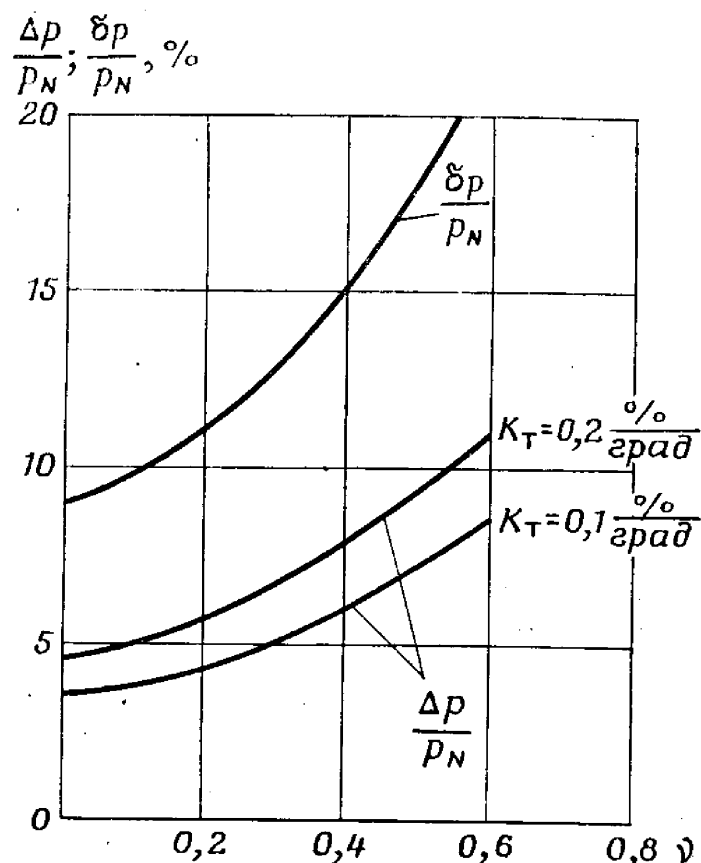


Рис. 4.6. Зависимость случайных разбросов давления $\frac{\Delta p}{p_N}$ и изменения текущего давления $\frac{\delta p}{p_N}$ от параметров твердого топлива

лета УБР на примере гипотетической трехступенчатой ракеты показано на рис. 4.7.

Из приведенных на рис. 4.7 зависимостей следует, что если за опорные значения на всех ступенях принять величины $\frac{\Delta p}{p_N} = \pm 7\%$ и $\frac{\delta p}{p_N} = \pm 14\%$, то в предельном случае, когда $\frac{\Delta p}{p_N} = 0$ и $p_{\max}^{\max} = p_N$, теоретически может быть полу-

чен выигрыш в максимальной дальности полета до 10—11%.

Учитывая, что путем снижения показателя степени ν и коэффициента K_T реально случайные разбросы $\frac{\Delta p}{p_N}$ и текущие изменения $\frac{\delta p}{p_N}$ могут быть уменьшены до $\pm 4,5$ —5% и до $\pm 10\%$ соответственно, то практически выигрыш в

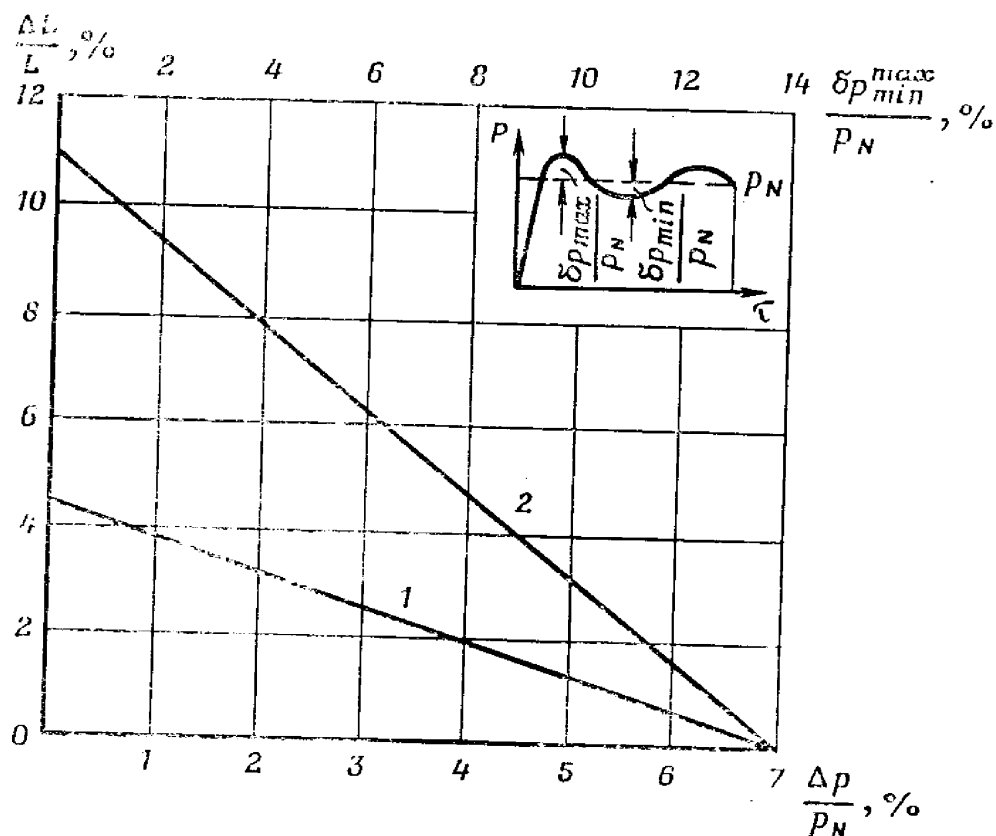


Рис. 4.7. Влияние случайных разбросов давления $\frac{\Delta p}{p_N}$

и изменения текущего давления $\frac{\delta p}{p_N}$ на максимальную дальность полета:

1 — влияние $\frac{\Delta p}{p_N}$; 2 — суммарное влияние $\frac{\Delta p}{p_N}$ и $\frac{\delta p}{p_N}$

дальности полета вследствие такого совершенствования характеристик топлива может достигать 3,5—4%. Интересно отметить, что указанный прирост дальности сопоставим, например, с приростом дальности, обеспечиваемым путем изменения энергетических характеристик двигателя третьей ступени гипотетической ракеты такого типа при замене в

составе топлива добавок алюминия (18%) добавками бериллия (10—13%).

По мнению зарубежных специалистов, для двигателей маршевых ступеней с нерегулируемой в полете тягой при прочих равных условиях целесообразно применение топлив с низкой чувствительностью скорости горения к давлению и температуре. Для вспомогательных двигателей с регулируемой в полете тягой, применяемых, например, в зарубежных УБР на ступенях разведения, может оказаться более выгодным использование топлив с высоким показателем ν в законе горения ($\nu = 0,7 \div 0,8$).

Помимо основных энергетических и баллистических показателей при выборе твердого топлива необходимо принимать во внимание и их физико-механические характеристики, которые в первую очередь следует учитывать при выборе схемы и материала корпуса камеры для двигателей со скрепленными зарядами. Для этих целей при анализе массовых и геометрических параметров двигателя в первом приближении могут быть использованы зависимости (3.56), учитывающие связь между физико-механическими характеристиками топлив и материала камеры и относительным сводом горения, определяющим коэффициент объемного заполнения корпуса топливом.

Представленные в настоящем разделе материалы показывают, что уже в процессе баллистического проектирования можно более обоснованно по сравнению с первоначальными закладками (см. разд. 3 настоящей главы) подойти к вопросу выбора топлива и определения энергетических показателей двигателя для разрабатываемой ракеты и при необходимости скорректировать определенные ранее требования к уровню массовых характеристик конструкции двигателей, необходимого для обеспечения заданных летно-технических характеристик УБР.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ УБР

Выбор параметров ракеты составляет основу второго этапа баллистического проектирования и заключается в отыскании из возможного множества сочетаний различных параметров ракеты такой оптимальной комбинации, которая наиболее полно отвечает определенному критерию качества.

В данной главе приводятся приближенные аналитические зависимости для определения геометрических, массовых и баллистических характеристик ракет, а также формулируются методы определения и оптимизации основных проектных параметров, позволяющие решить указанные задачи, не прибегая к использованию сложного математического аппарата и результатов подробных конструкторских проработок.

1. ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И МЕТОДЫ ИХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Проектными параметрами принято называть определенную совокупность параметров, которая при требуемых значениях дальности полета и массе полезной нагрузки, выбранных принципиально-конструктивных решениях, материалах и топливах позволяет однозначно определить габаритные, массовые и тяговые характеристики ракеты и ее отдельных ступеней.

В общем случае для многоступенчатых ракет с РДТТ основными проектными параметрами принято считать:

- диаметр i -й ступени D_i ;
- массу топлива i -й ступени ω_i ;
- давление в камере сгорания i -й ступени p_{N_i} ;
- степень расширения сопла i -й ступени $\bar{d}_{a_i}$;
- длину сверхзвуковой части сопла i -й ступени l_{a_i} ;

- длину утопленной части сопла i -й ступени l_{yi} ;
- время работы двигателя i -й ступени τ_i .

Перечисленные проектные параметры обычно рассматриваются как независимые, а остальные параметры, необходимые при проектировании, определяются по уравнениям связи.

Влияние различных проектных параметров на характеристики ракеты неодинаково. В связи с этим число искоемых параметров может быть сокращено, поскольку часть из них (при некотором снижении точности получаемых результатов) может быть принята на основе накопленного опыта проектирования УБР различных классов.

Такая задача возникает, например, при необходимости уточнения результатов, полученных при формировании исходных данных для проектирования, в целях установления целесообразности принимаемых решений, а также при проверке выполняемости накладываемых ограничений.

Приближенное определение проектных параметров УБР в этом случае может быть осуществлено с использованием уравнений, определяющих массовые и баллистические характеристики ракеты. Эти уравнения будут приведены ниже.

Решение указанной задачи проводится обычно в такой последовательности:

- используя соотношения (4.26), (4.27) и (4.34) — (4.37) для заданной дальности полета и известные характеристики топлива, определяется относительная масса топлива μ_i и значение начальной тяговооруженности ракеты n_{0i} (число ступеней ракеты считается известным);

- на основании имеющегося опыта проектирования выбираются значения других проектных параметров (p_{Ni} , $\bar{d}_{a_i}$, l_{a_i} , l_{yi}). В качестве ориентировочных могут быть рекомендованы значения, представленные в табл. 5.1;

- по выражениям (4.17) — (4.19) в зависимости от начальных ограничений определяется значение стартовой массы m_0 первого варианта ракеты;

- при рассчитанных значениях μ_i , n_{0i} , m_0 и принятых значениях остальных параметров проводится последовательный расчет геометрических, массовых и тяговых характеристик отдельных ступеней и ракеты в целом, начиная с нижней (первой) ступени (см. разд. 2 настоящей главы);

- используя уравнение баллистического анализа, проводится проверочный расчет дальности полета первого варианта ракеты (см. разд. 3 настоящей главы).

Т а б л и ц а 5.1

Характерные значения некоторых параметров
многоступенчатых УБР

Наименование параметра	Первая ступень	Вторая и третья ступени
Давление в камере $\bar{p}_N$	60—70 кгс/см ²	30—50 кгс/см ²
Расширение сопла $\bar{d}_a$	3,2—3,5	5—7
Коэффициент укорочения сопла ψ	0,5—0,55	0,4—0,45
Коэффициент утолщения сопла Φ	0—0,3	0—0,3

В зависимости от полученного результата для первого варианта ракеты расчеты повторяются при соответствующей корректировке стартовой массы ракеты до тех пор, пока не будет получено удовлетворительное совпадение заданной и рассчитываемой дальностей полета.

Для сокращения числа вариантов расчета могут быть рассчитаны поправки к начальному значению проектных параметров или стартовой массы, базирующиеся на результатах анализа влияния изменения основных параметров ракеты на дальность полета или стартовую массу. Эти поправки приводятся в конце настоящей главы.

Напомним, что рассмотренное выше решение по выбору проектных параметров в силу принятых упрощений является сугубо приближенным и его результаты могут использоваться лишь на некоторых промежуточных стадиях проектирования. На окончательном этапе баллистического проектирования решение задачи по выбору проектных параметров ракеты должно осуществляться исходя из наиболее полного удовлетворения всей совокупности предъявляемых требований, характеризующейся выбранным критерием качества при одновременном выполнении накладываемых ограничений.

Задачу по отысканию совокупности проектных параметров, отвечающих указанным условиям, называют задачей оптимизации проектных параметров ракеты.

Сложность взаимосвязей характеристик УБР и ее элементов, зависимость их от траектории полета, а также различного рода ограничения делают задачу выбора оптимальных проектных параметров ракеты одной из самых сложных в процессе проектирования.

Выбор оптимальных проектных параметров производится с помощью математических моделей, устанавливающих зависимость характеристик ракеты от ее проектных параметров, а также алгоритмов оптимизации, позволяющих учитывать наличие ограничений в соответствии с принятыми критериями качества.

В зависимости от условий конкретной задачи при проведении исследований по оптимизации проектных параметров ракеты выбираются соответствующие критерии качества (например, условие максимума дальности полета или массы полезной нагрузки, минимума стартовой массы при соответствующих ограничениях на остальные летно-технические характеристики), а также изменяются широта и степень детализации математических моделей, описывающих ракету и условия ее полета.

При использовании ЭВМ процесс оптимизации проектных параметров может быть автоматизирован, при этом существенно расширяются возможности для анализа более широкой области применяемых проектных решений с использованием более сложных критериев качества.

В качестве одной из наиболее характерных задач применительно к многоступенчатым УБР с РДТТ рассмотрим общую методику определения оптимальных параметров ракеты и траектории ее полета с использованием частного критерия качества в виде условия максимума дальности полета при заданной массе полезного груза и ограничениях на стартовую массу или габариты ракеты со стороны пусковой установки.

В качестве оптимизируемых проектных параметров рассматриваются все перечисленные выше параметры, а также угловая скорость тангажного разворота оси ракеты на различных участках ее движения.

При решении такой задачи обычно накладываются дополнительные ограничения как на оптимизируемые параметры, так и на отдельные характеристики ракеты. К числу таких ограничений, как правило, относят:

- ограничения на параметры траектории при разделении ступеней и отделении ГЧ (скоростной напор, высота или угол наклона вектора скорости), определяемые или эффективностью органов управления, или условиями обеспечения требуемой точности попадания в цель и работоспособности аппаратуры подрыва боевого заряда;

- ограничения на угловую скорость программного разворота оси ракеты, обусловленные возможностями СУ;

— ограничения, связанные с особенностями компоновки ракеты и ее отдельных агрегатов и узлов (вписываемость сопел в габариты соединительных отсеков, допустимые соотношения диаметров ступеней и др.);

— ограничения по возможному диапазону изменения значений параметров ракеты, связанные с технологическими ограничениями или с возможной областью практически реализуемых характеристик применяемых материалов и твердых топлив.

Следует отметить, что даже в такой относительно простой постановке задача выбора оптимальных проектных параметров УБР практически может быть решена только с применением ЭВМ. Общая блок-схема решения задачи представлена на рис. 5.1. В целях упрощения здесь не приведен целый ряд вспомогательных блоков и не показаны все циклы и обратные связи.

В зависимости от полноты учета различных факторов, влияющих на выбор проектных параметров УБР, могут быть получены различные варианты решения рассматриваемой задачи.

На блок-схеме, представленной на рис. 5.1, показаны два варианта решения, отличающиеся учетом внешних воздействий на ракету в процессе полета.

В простейшем случае (вариант I) из всех видов нагружения, действующих на ракету в полете и изменяющихся в процессе оптимизации ее параметров, рассматриваются только два:

— максимальное давление в камере двигателя i -й ступени $p_{\max_i}$;

— линейные осевые перегрузки i -й ступени n_{xi} .

Значения остальных нагрузок и уровень потребных управляющих сил в этом случае считаются заранее известными и не меняются в процессе оптимизации.

Схема решения задачи при таком учете внешних воздействий предполагает по предварительно сформированным значениям проектных параметров и нагрузок последовательное определение геометрических, массовых, тяговых и аэродинамических характеристик с последующим расчетом траектории полета и определением дальности полета. Далее в зависимости от получаемых результатов диспетчер формирует переход или в цикл уточнения характеристик ракеты, или в блок оптимизации на последующее формирование проектных параметров.

Для выбора оптимального сочетания проектных параметров обычно используются методы многошаговой опти-

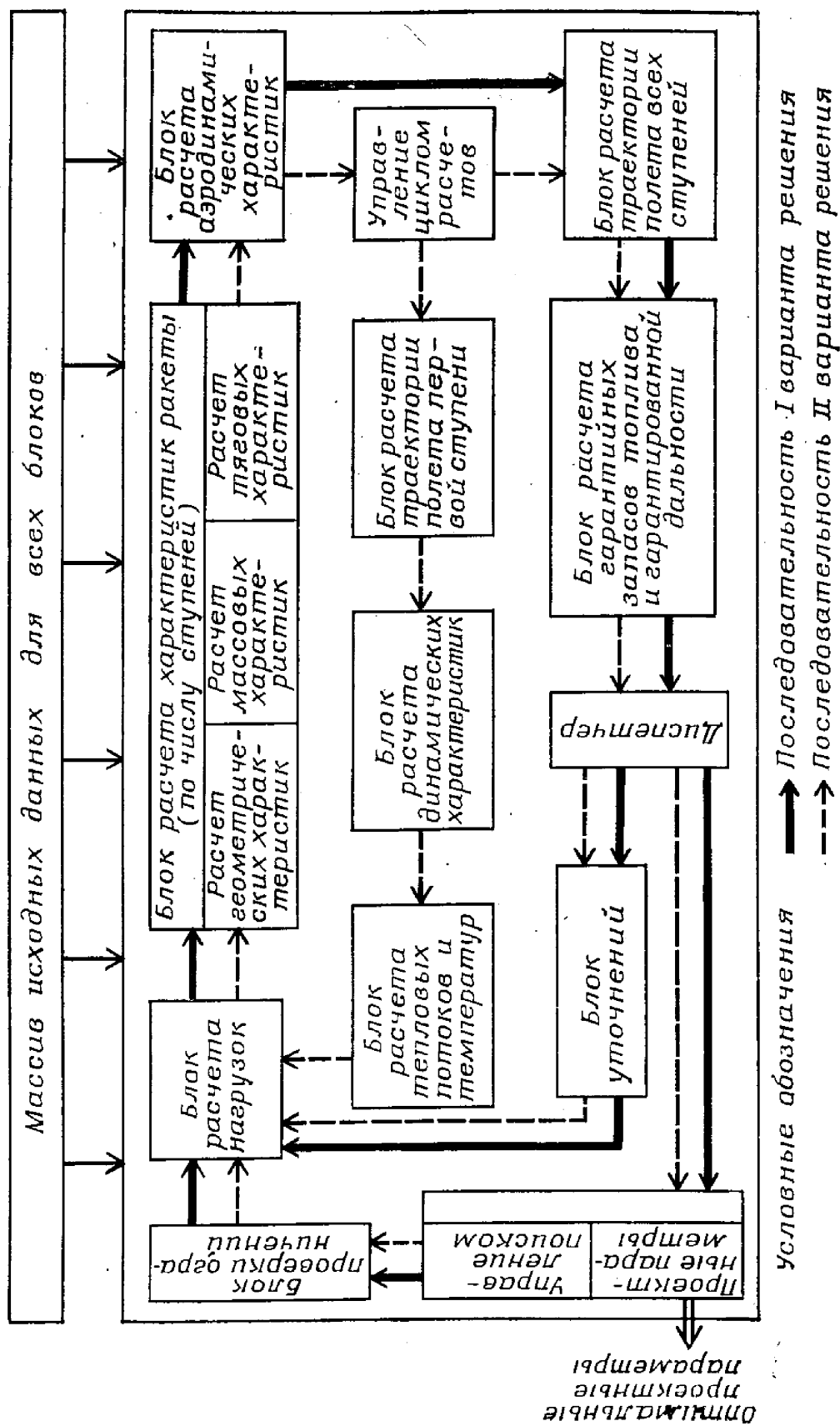


Рис. 5.1. Блок-схема оптимизации проектных параметров УБР

мизации, алгоритмы которых основываются на различных вариантах градиентных, комбинированных методов или методов организованного случайного поиска.

Основная идея таких методов заключается в анализе характера изменения критерия качества внутри некоторой области, образованной ограничениями на проектные параметры и их функции, при переходе из одной точки n -мерного пространства, координатами которого являются рассматриваемые проектные параметры, в другую точку данной области. Если при таком переходе критерий качества улучшается, то дальнейший поиск продолжается из этой точки, а если ухудшается, то эта точка отбрасывается и делается новый шаг из первоначальной точки. Указанный процесс продолжается до тех пор, пока с заданной точностью критерий качества не достигнет оптимума.

Для определения геометрических и массовых характеристик конструкции ракеты и двигателей в этом случае могут быть использованы соответствующие уравнения, приводимые ниже в настоящей главе.

Расчет параметров траектории активного полета производится в результате решения системы четырех дифференциальных уравнений движения центра масс и уравнения, описывающего программное изменение угла тангажа (подробнее см. гл. 2).

Расчет аэродинамических характеристик сводится в данном случае к определению зависимости коэффициента сопротивления от скорости и высоты полета, которая при рассчитанных геометрических параметрах ракеты может быть получена с использованием известных методов расчета [12, 13].

В другом случае предполагается более полный учет влияния изменения внешних нагрузжений в процессе оптимизации проектных параметров ракеты в соответствии со схемой, представленной на рис. 5.1 (вариант II).

Особенностью схемы решения рассматриваемой задачи в этом случае является наличие двух характерных циклов расчета:

- в первом цикле после предварительного расчета массово-геометрических, тяговых и аэродинамических характеристик производится расчет траектории полета только первой ступени с последующим определением динамических параметров, тепловых потоков и температурных режимов и соответствующим уточнением характеристик ракеты;

- во втором цикле после уточнения характеристик ракеты с учетом действующих полетных нагрузок и возмущений производится расчет траектории полета всех ступе-

ней и определение дальности полета; в остальном последовательность II варианта решения задачи не отличается от рассмотренной выше.

По сравнению с предыдущим вариантом решение задачи по оптимизации проектных параметров с учетом влияния полетных нагрузок и возмущений требует существенного усложнения математических моделей, используемых для описания ракеты и условий ее полета, а также приводит к значительному увеличению объема исходных данных. В связи с этим реализация II варианта решения задачи может быть осуществлена только при наличии ЭВМ с весьма высоким быстродействием и большим объемом машинной памяти.

Так, например, по взглядам зарубежных специалистов, представляется совершенно реальным создание сложных вычислительных комплексов, включающих несколько видов мощных вычислительных машин, сопряженных с блоками машинной графики и целым рядом специальных технических устройств и средств, позволяющих осуществить диалог «человек — машина». При наличии такого вычислительного комплекса с необходимым математическим и программным обеспечением, включающим специальную библиотеку программ, описывающих различные варианты технических решений по отдельным агрегатам и системам ракет, а также алгоритмы оптимизации проектных параметров при различных критериях качества, становится возможным создание систем автоматизированного проектирования (САПР), обеспечивающих автоматизацию большинства расчетно-конструкторских работ на стадии предварительного проектирования.

По мере дальнейшего совершенствования вычислительных машин и связанных с ними вспомогательных устройств и средств управления можно говорить об автоматизации всего процесса проектирования, включая стадию выпуска конструкторской документации на разрабатываемую ракету.

2. АНАЛИЗ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ И МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ С РДТТ

Анализ геометрических и массовых характеристик УБР является одной из составных частей процесса баллистического проектирования и проводится в целях установления взаимосвязей геометрических и массовых характеристик ра-

кеты и ее составных частей с основными проектными параметрами.

Приводимые ниже аналитические зависимости, составляющие основу такого анализа, являются в значительной мере приближенными, что обусловлено сложностью и многообразием процессов и взаимосвязей, характеризующих функционирование ракеты и ее отдельных систем, и трудностями математического описания сравнительно простыми зависимостями большого числа возможных конструктивных решений.

В связи с этим применяемые для анализа геометрических и массовых характеристик ракеты аналитические зависимости целесообразно использовать для получения требуемых решений только при баллистическом проектировании, когда отсутствует ряд необходимых данных и не проведен необходимый объем конструктивных проработок. На последующих стадиях проектирования эти зависимости подлежат уточнению по результатам более подробного расчетно-конструкторского анализа, базирующегося на материалах предыдущего приближения.

Исходными данными для проведения анализа геометрических и массовых характеристик при баллистическом проектировании являются:

- основные параметры ракеты или отдельных ступеней, принимаемые в качестве проектных;
- основные положения, характеризующие принципиально-конструктивные решения по ракете в целом и ее составным элементам;
- ограничения на геометрические и массовые характеристики ракеты или ее отдельные агрегаты и системы;
- основные характеристики применяемых материалов и твердых топлив.

Выбор большинства из перечисленных исходных данных для анализа геометрических и массовых характеристик производится в соответствии с материалами, приведенными в гл. 4, а остальные недостающие параметры для проектирования могут быть назначены на основе имеющегося опыта разработки ракет аналогичного типа. Если в начале проектирования невозможно однозначно выбрать какие-либо из исходных положений, то при проведении указанного анализа рассматриваются несколько вариантов и в дальнейшем по принятому критерию качества выбирается наиболее оптимальный.

Рассмотрим последовательность проведения расчета геометрических и массовых характеристик отдельно взя-

того РДТТ применительно к типовым схемам, представленным на рис. 5.2.

Основными параметрами РДТТ, определяемыми в процессе геометрического расчета (рис. 5.2), являются:

- длина днища и сопловой крышки $l_{\text{дн}}, l_{\text{с. к}};$
- длина цилиндрической обечайки корпуса $l_{\text{ц}};$
- длина сопла $l_{\text{с}}$ и его утопленной части $l_{\text{у}};$
- диаметр критического $d_{\text{кр}}$ и выходного $d_{\text{а}}$ сечений единичного сопла;
- диаметры отверстий под воспламенительное устройство $d_{\text{в}}$ и сопло $d_{\text{с}}.$

Длина днища и сопловой крышки зависит от их формы и конструктивной схемы корпуса двигателя. В общем случае для определения габаритов днища и крышки будем использовать зависимости вида:

$$\left. \begin{aligned} l_{\text{дн}} &= \lambda_{\text{дн}} D; \\ l_{\text{с. к}} &= \lambda_{\text{с. к}} D. \end{aligned} \right\} \quad (5.1)$$

Для металлических днищ и крышек, имеющих форму эллипсоида вращения, обычно принимается

$$\lambda_{\text{дн}} = \lambda_{\text{с. к}} = 0,25.$$

Для конструкций корпуса типа «кокон» значения коэффициентов $\lambda_{\text{дн}}$ и $\lambda_{\text{с. к}}$ принимаются в зависимости от отношения диаметра соответствующего полюсного отверстия $d_{\text{в}}$ и $d_{\text{с}}$ к внутреннему диаметру камеры D по формуле

$$\lambda_{\text{дн (с. к)}} = 0,3 + 0,05 \frac{d_{\text{в (с)}}}{D}. \quad (5.2)$$

Значения диаметров $d_{\text{в}}$ и $d_{\text{с}}$ в первом приближении могут быть определены из соотношений:

$$\left. \begin{aligned} d_{\text{в}} &\approx 0,2D; \\ d_{\text{с}} &= d_{\text{кр}} [1,5 + \Phi (\bar{d}_{\text{а}} - 1,5)], \end{aligned} \right\} \quad (5.3)$$

где $\Phi = \frac{l_{\text{у}}}{l_{\text{а}}}$ — коэффициент, характеризующий степень утопления сопла в камеру.

Для приближенного определения длины цилиндрической обечайки корпусов всех типов при известной массе

топлива в двигателе можно воспользоваться зависимостью

$$l_{\text{ц}} = \frac{1}{\eta_{\text{ц}}} \left[\frac{4\omega}{\pi D^2 \rho_{\text{т}}} - \frac{2}{3} (l_{\text{дн}} \eta_{\text{дн}} + l_{\text{с.к}} \eta_{\text{с.к}}) \right], \quad (5.4)$$

где $\eta_{\text{ц}}$ — коэффициент объемного заполнения топливом цилиндрической части камеры двигателя;
 $\eta_{\text{дн}}, \eta_{\text{с.к}}$ — соответственно коэффициент объемного заполнения топливом днища и сопловой крышки.

В дальнейшем при проведении расчетов по определению объемов и поверхностей будем полагать, что

$$\left. \begin{aligned} l_{\text{дн}} &\approx l_{\text{с.к}} = \tilde{l}_{\text{дн}}; \\ \eta_{\text{дн}} &\approx \eta_{\text{с.к}} = \tilde{\eta}_{\text{дн}}. \end{aligned} \right\} \quad (5.5)$$

Тогда с учетом равенства (5.5) зависимость (5.4) примет вид

$$l_{\text{ц}} = \frac{1}{\eta_{\text{ц}}} \left[\frac{4\omega}{\pi D^2 \rho_{\text{т}}} - \frac{4}{3} \tilde{l}_{\text{дн}} \tilde{\eta}_{\text{дн}} \right]. \quad (5.6)$$

Максимально возможные значения коэффициентов объемного заполнения топливом цилиндрической части двигателя, а также днища и сопловой крышки ограничены соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} \eta_{\text{ц}}^* &= 4\bar{e} (1 - \bar{e}); \\ \tilde{\eta}_{\text{дн}}^* &= 1 - 1,5 [1 - 4\bar{e} (1 - \bar{e})], \end{aligned} \right\} \quad (5.7)$$

где $\bar{e} = \frac{e}{D_3}$ — относительный свод горения;

D_3 — наружный диаметр топливного заряда.

В реальных конструкциях отличие фактического заполнения объема двигателя топливом от максимально возможного может быть учтено введением в зависимость (5.6) коэффициентов $K_{\text{ц}}$ и $K_{\text{дн}}$:

$$\begin{aligned} \eta_{\text{ц}} &= K_{\text{ц}} \eta_{\text{ц}}^*; \\ \eta_{\text{дн}} &= K_{\text{дн}} \tilde{\eta}_{\text{дн}}^*. \end{aligned}$$

Средние значения коэффициентов $K_{\text{ц}}$ и $K_{\text{дн}}$ в зависимости от способа крепления заряда в двигателе и конструктивной схемы сопла по данным, представленным в [5, 6], сведены в табл. 5.2.

Таблица 5.2

Средние значения некоторых коэффициентов, используемых
при геометрическом и массовом анализе РДТТ

№ по пор.	Элементы РДТТ	Схема крепления заряда в камере	
		Вкладной	Скрепленный
1	Цилиндрическая часть корпуса и заряда	$K_{ц} = 0,92 \div 0,93$ $a_{ц}^{ТЗП} = 0,055$ $a_{ц}^{ЗКС} = 0,055 \div 0,06$	$K_{ц} = 0,96 \div 0,97$ $a_{ц}^{ТЗП} = 0,05$ $a_{ц}^{ЗКС} = 0$
2	Днище, сопловая крышка и раструб: центральное неутопленное сопло	$f_{ц}^{об} = f_{ц}^к = 1,3 \div 1,35$	
		$K_{дн} = 0,6 \div 0,65$ $a_{дн}^{ТЗП} = 0,09 \div 0,1$ $a_{с.к}^{ТЗП} = 0,12 \div 0,13$	$K_{дн} = 0,8 \div 0,85$ $a_{дн}^{ТЗП} = 0,07 \div 0,08$ $a_{с.к}^{ТЗП} = 0,09 \div 0,1$
	центральное частично утопленное сопло	$f_{дн(с.к)}^{об} = 1,3 \div 1,35$ $f_p^{кн} = 1,5 \div 1,6$	
		$K_{дн} = 0,55 \div 0,6$ $a_{дн}^{ТЗП} = 0,09 \div 0,1$ $a_{с.к}^{ТЗП} = 0,12 \div 0,13$ $a_p^{ТЗП} = 0,1 \div 0,12$	$K_{дн} = 0,7 \div 0,75$ $a_{дн}^{ТЗП} = 0,07 \div 0,08$ $a_{с.к}^{ТЗП} = 0,09 \div 0,1$ $a_p^{ТЗП} = 0,08 \div 0,09$
	четырёхсопловой блок	$f_{дн(с.к)}^{об} = 1,35 \div 1,4$ $f_p^{кн} = 1,5 \div 1,6$	
		$K_{дн} = 0,45 \div 0,5$ $a_{дн}^{ТЗП} = 0,09 \div 0,1$ $a_{с.к}^{ТЗП} = 0,22 \div 0,25$	$K_{дн} = 0,65 \div 0,7$ $a_{дн}^{ТЗП} = 0,07 \div 0,08$ $a_{с.к}^{ТЗП} = 0,18 \div 0,2$

Значение относительного свода $\bar{e}$, входящее в соотношения (5.7), для зарядов, скрепленных с корпусом камеры, определяется из условия обеспечения необходимой прочности зарядов в результате решения системы уравнений (3.56).

Как для вкладных, так и для скрепленных зарядов значение относительного свода во избежание чрезмерно больших скоростей течения газов в канале заряда должно удовлетворять ограничению

$$\bar{e} \leq \frac{1}{2} \left[1 - \sqrt{\frac{\sigma_{кр}}{F} (1,3 \div 1,5)} \right], \quad (5.8)$$

где $\frac{\sigma_{кр}}{F}$ — отношение площади критического сечения сопла к площади поперечного сечения камеры.

Значение $\tilde{l}_{дн}$, входящее в зависимость (5.6), определяется как среднее между величинами $l_{дн}$ и $l_{с.к.}$:

$$\tilde{l}_{дн} = \frac{l_{дн} + l_{с.к.}}{2}.$$

Диаметр критического сечения единичного сопла определяется соотношением

$$d_{кр1} = \sqrt{\frac{4\omega}{\pi A_a p_N \tau_N n_c}}, \quad (5.9)$$

где n_c — число сопел;

p_N — среднеинтегральное давление в камере при номинальных условиях;

τ_N — время работы двигателя при номинальных условиях.

Длина сопла и его утопленной части соответственно выражается зависимостями:

$$\left. \begin{aligned} l_c &= (1 - \Phi) \bar{l}_a \frac{d_{кр1}}{2}; \\ l_{ц} &= \Phi \bar{l}_a \frac{d_{кр1}}{2}, \end{aligned} \right\} \quad (5.10)$$

где $\bar{l}_a$ — относительная длина сверхзвуковой части сопла, определяемая выражением (3.46).

Длина докритической части сопла (рис. 5.2) обычно принимается исходя из соотношения

$$l_{дк} = (0,7 \div 0,8) d_{кр1}. \quad (5.11)$$

Диаметр выходного сечения единичного сопла принимается в соответствии с тождеством

$$d_{a_1} = \bar{d}_a d_{кр_1}. \quad (5.12)$$

При определении диаметра выходного сечения сопла обычно принимаются следующие ограничения:

$d_{a_1} \leq 0,75 D$ — при односопловом блоке для одноступенчатых ракет и первых ступеней многоступенчатых ракет;

$d_{a_1} \leq 0,35 D$ — при четырехсопловом блоке для одноступенчатых ракет и первых ступеней многоступенчатых ракет;

$d_{a_1} \leq D$ — при односопловом блоке для верхних ступеней многоступенчатых ракет;

$d_{a_1} \leq (0,38 \div 0,42) D$ — при четырехсопловом блоке для верхних ступеней многоступенчатых ракет.

Диаметр критического сечения единичного реверсивного сопла в зависимости от требований к значению реверса тяги в соответствии с выражением (3.43) определяется по формуле

$$d_{от_1} = \sqrt{\frac{4\sigma_{от}}{\pi n_{от}}}, \quad (5.13)$$

где $n_{от}$ — число реверсивных сопел.

Полная длина двигателя условно определяется выражением

$$l_{дв} = l_{дн} + l_{с.к} + l_{ц} + l_{с}. \quad (5.14)$$

Остальные геометрические размеры РДТТ, показанные на рис. 5.2, могут быть приближенно определены из следующих соотношений:

$$\left. \begin{aligned} l_v &\approx 0,1D; \\ D_{от} &\approx (0,8 \div 0,85) D; \\ d_{вх} &\approx 1,5d_{кр}. \end{aligned} \right\} \quad (5.15)$$

При определении массовых характеристик двигателя будем условно разделять конструкцию РДТТ на следующие основные составляющие:

- корпус камеры двигателя;
- сопловой аппарат;
- органы управления вектором тяги;
- детали общей сборки (ДОС).

В соответствии с этим общее выражение для определения массы конструкции РДТТ будет иметь вид

$$m_{\text{дв}} = m_{\text{кам}} + m_{\text{с}} + m_{\text{о.у}} + m_{\text{дос}}, \quad (5.16)$$

где $m_{\text{кам}}$ — масса корпуса камеры;
 $m_{\text{с}}$ — масса конструкции сопла;
 $m_{\text{о.у}}$ — масса органов управления;
 $m_{\text{дос}}$ — масса деталей общей сборки.

Масса корпуса камеры двигателя в общем случае включает массу днища и сопловой крышки, цилиндрической обечайки и элементов стыковки отдельных частей корпуса между собой (при разъемных корпусах) или камеры со смежными элементами двигателя или ракеты (при разъемных и неразъемных корпусах):

$$m_{\text{кам}} = m_{\text{дн}} + m_{\text{ц}} + m_{\text{с.к}} + m_{\text{ст}}, \quad (5.17)$$

где $m_{\text{дн}}$, $m_{\text{с.к}}$ — масса днища и сопловой крышки соответственно;

$m_{\text{ц}}$ — масса цилиндрической обечайки;

$m_{\text{ст}}$ — масса узлов стыковки.

Для корпусов разъемного типа (рис. 5.2) массу днища, сопловой крышки и цилиндрической обечайки выразим в виде:

$$\left. \begin{aligned} m_{\text{дн (с.к)}} &= m_{\text{дн (с.к)}}^{\text{об}} + m_{\text{дн (с.к)}}^{\text{ТЗП}}; \\ m_{\text{ц}} &= m_{\text{ц}}^{\text{об}} + m_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} + m_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}}, \end{aligned} \right\} \quad (5.18)$$

где $m_{\text{дн (с.к)}}^{\text{об}}$, $m_{\text{ц}}^{\text{об}}$ — масса силовой оболочки днища (сопловой крышки) и цилиндрической обечайки соответственно;

$m_{\text{дн (с.к)}}^{\text{ТЗП}}$, $m_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}}$ — масса теплозащитного покрытия (ТЗП) днища (сопловой крышки) и цилиндрической обечайки соответственно;

$m_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}}$ — масса защитно-крепящего слоя (ЗКС) на цилиндрической обечайке.

Отдельные составляющие, входящие в зависимость (5.18), представим в виде:

$$\left. \begin{aligned} m_{\text{дн}}^{\text{об}}(с. к) &= S_{\text{дн}}(с. к) \delta_{\text{дн}}^{\text{об}}(с. к) \rho_{\text{дн}}^{\text{об}}(с. к); \\ m_{\text{ц}}^{\text{об}} &= S_{\text{ц}} \delta_{\text{ц}}^{\text{об}} \rho_{\text{ц}}^{\text{об}}; \\ m_{\text{дн}}^{\text{ТЗП}}(с. к) &= S_{\text{дн}}(с. к) \delta_{\text{дн}}^{\text{ТЗП}}(с. к) \rho_{\text{дн}}^{\text{ТЗП}}(с. к); \\ m_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} &= S_{\text{ц}} \delta_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} \rho_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}}; \\ m_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}} &= S_{\text{ц}} \delta_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}} \rho_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}}, \end{aligned} \right\} \quad (5.19)$$

где $\delta_{\text{дн}}^{\text{об}}(с. к)$, $\delta_{\text{ц}}^{\text{об}}$ — толщина силовой оболочки дна (сопловой крышки) и цилиндрической обечайки соответственно;

$\delta_{\text{дн}}^{\text{ТЗП}}(с. к)$, $\delta_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}}(ЗКС)$ — толщина слоя ТЗП на днище (сопловой крышке) и толщина слоя ТЗП (ЗКС) на цилиндрической обечайке соответственно;

$\rho_{\text{дн}}^{\text{об}}(с. к)$, $\rho_{\text{ц}}^{\text{об}}$ — плотность материала силовой оболочки днища (сопловой крышки) и цилиндрической обечайки соответственно;

$\rho_{\text{дн}}^{\text{ТЗП}}(с. к)$, $\rho_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}}(ЗКС)$ — плотность ТЗП днища (сопловой крышки) и плотность ТЗП (ЗКС) цилиндрической обечайки соответственно;

$S_{\text{дн}}(с. к)$, $S_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}}$ — внутренняя поверхность днища (сопловой крышки) и цилиндрической обечайки (ее части, покрытой ТЗП) соответственно.

Толщина силовых оболочек элементов корпуса камеры определяется по формулам теории прочности для тонкостенных оболочек:

$$\left. \begin{aligned} \delta_{\text{дн}}^{\text{об}}(с. к) &= f_{\text{дн}}^{\text{об}}(с. к) \frac{p_{\text{max}}^* D}{8\sigma_{\text{бдн}}(с. к) \lambda_{\text{дн}}(с. к)}; \\ \delta_{\text{ц}}^{\text{об}} &= f_{\text{ц}}^{\text{об}} \frac{p_{\text{max}}^* D}{2\sigma_{\text{бц}}}, \end{aligned} \right\} \quad (5.20)$$

где $f_{\text{дн}}^{\text{об}}(с. к)$, $f_{\text{ц}}^{\text{об}}$ — запас прочности несущих оболочек днища (сопловой крышки) и цилиндрической обечайки соответственно;

$p^*_{\max}$ — максимальное эксплуатационное давление в камере;

$\sigma_{b_{\text{дн}} (\text{с. к})}$, $\sigma_{b_{\text{ц}}}$ — предел прочности материала днища (сопловой крышки) и цилиндрической обечайки соответственно.

Значения запаса прочности несущих элементов конструкции устанавливаются для разрабатываемой ракеты соответствующими нормами прочности в зависимости от условий применения и производства конкретной ракеты. Их ориентировочные значения, по сведениям зарубежной печати, представлены в табл. 5.2.

Значение максимального эксплуатационного давления при определении толщины силовых оболочек элементов корпуса двигателя обычно превышает значение максимального давления в камере и часто принимается в соответствии с соотношением

$$p^*_{\max} = \frac{p^{\max}_{\max}}{K_{\text{ж}}},$$

где $K_{\text{ж}}$ — коэффициент, учитывающий снижение прочностных характеристик конструкционных материалов при нагреве.

Толщина ЗКС на цилиндрической обечайке, изготавливаемой из металлических сплавов или из пластмассовых (композиционных) материалов, при скрепленных зарядах в первом приближении может быть выбрана исходя из формулы

$$\delta_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}} = (0,8 \div 1,2) 10^{-3} D. \quad (5.21)$$

В двигателях с вкладными зарядами к массе ЗКС условно будем относить и массу бронирующего покрытия на цилиндрической части заряда, толщину которого в этом случае можно оценить по формуле

$$\delta_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}} = a_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}} \sqrt{\tau_N}. \quad (5.22)$$

Средние значения толщины слоя ТЗП на элементах корпуса камеры приближенно можно определить по следующим зависимостям:

$$\left. \begin{aligned} \delta_{\text{дн}}^{\text{ТЗП}} &= a_{\text{дн}}^{\text{ТЗП}} \sqrt{\tau_N} + (0,1 \div 0,15); \\ \delta_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} &= a_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} \sqrt{\tau_N} + (0,1 \div 0,15), \end{aligned} \right\} \quad (5.23)$$

где $a_{\text{дн}}^{\text{ТЗП}}$, $a_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} (\text{ЗКС})$ — коэффициенты, зависящие от свойств материалов ТЗП и конструктивных особенностей зарядов и двигателя (см. табл. 5.2).

Поверхности днища (сопловой крышки) и цилиндрической обечайки определяются из следующих соотношений:

$$\left. \begin{aligned} S_{\text{дн (с. к)}} &= \frac{\pi D^2}{2} \sqrt{\frac{4\lambda_{\text{дн (с. к)}}^2 + 1}{2}}; \\ S_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} &= \pi D l_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} \text{ или } S_{\text{ц}} = \pi D l_{\text{ц}}, \end{aligned} \right\} \quad (5.24)$$

где $l_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}}$ — длина части цилиндрической обечайки, покрытой ТЗП.

Для неразъемных корпусов типа «кокон» (рис. 5.2), изготавливаемых методом намотки, массу днища, цилиндрической обечайки и сопловой крышки представим в виде следующей суммы:

$$m_{\text{дн}} + m_{\text{ц}} + m_{\text{с. к}} = m_{\text{к}}^{\text{об}} + m_{\text{к}}^{\text{ТЗП}} + m_{\text{к}}^{\text{ЗКС}}, \quad (5.25)$$

где $m_{\text{к}}^{\text{об}}$ — масса силовой оболочки кокона;

$m_{\text{к}}^{\text{ТЗП}}$ — масса ТЗП корпуса кокона;

$m_{\text{к}}^{\text{ЗКС}}$ — масса ЗКС корпуса кокона.

Масса силовой оболочки кокона может быть определена по следующей приближенной зависимости:

$$m_{\text{к}}^{\text{об}} = f_{\text{к}}^{\text{об}} \frac{\pi D^2}{2} \rho_{\text{макс}}^* \frac{\rho_{\text{к}}^{\text{об}}}{\sigma_{b_{\text{к}}}} [a_{\text{к}} D + b_{\text{к}} l_{\text{ц}}], \quad (5.26)$$

где $f_{\text{к}}^{\text{об}}$ — запас прочности силовой оболочки кокона;

$\rho_{\text{к}}^{\text{об}}, \sigma_{b_{\text{к}}}$ — плотность и предел прочности материала корпуса конструкции;

$a_{\text{к}}, b_{\text{к}}$ — коэффициенты, зависящие от относительных размеров полюсных отверстий оболочки кокона.

Таблица 5.3

Значения коэффициентов $a_{\text{к}}, b_{\text{к}}$

Коэффициент	Значение относительного диаметра $\bar{d}_{\text{с}}$					
	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
$a_{\text{к}}$	0,445	0,457	0,476	0,507	0,556	0,637
$b_{\text{к}}$	1	1,007	1,035	1,075	1,13	1,217

При размере отверстия под воспламенительное устройство, определяемом соотношением (5.3), значения коэффициентов a_k и b_k в зависимости от относительного диаметра $\bar{d}_c = \frac{d_c}{D}$ представлены в табл. 5.3. Значения коэффициентов

рассчитываются по зависимостям, представленным в [7].

Масса ТЗП и ЗКС на внутренней поверхности оболочки корпуса типа «кокон» может быть приближенно выражена следующей формулой:

$$m_k^{\text{ТЗП}} + m_k^{\text{ЗКС}} = \pi D^2 \left\{ \frac{1}{2} \sqrt{\frac{4\tilde{\lambda}_{\text{дн}}^2 + 1}{2}} [(\delta\rho)_{\text{дн}}^{\text{ТЗП}} + (\delta\rho)_{\text{с.к}}^{\text{ТЗП}}] + \right. \\ \left. + \lambda_{\text{ц}} \delta_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}} \rho_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}} + \lambda_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} \delta_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} \rho_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} \right\}, \quad (5.27)$$

где $\tilde{\lambda}_{\text{дн}} = \frac{\lambda_{\text{дн}} + \lambda_{\text{с.к}}}{2}$; $\lambda_{\text{ц}} = \frac{l_{\text{ц}}}{D}$; $\lambda_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}} = \frac{l_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}}}{D}$;

$\delta_{\text{дн}}^{\text{ТЗП (ЗКС)}}$, $\rho_{\text{дн}}^{\text{ТЗП (ЗКС)}}$ — толщина и плотность материала ТЗП (ЗКС) на днище (сопловой крышке) соответственно;

$\delta_{\text{ц}}^{\text{ТЗП (ЗКС)}}$, $\rho_{\text{ц}}^{\text{ТЗП (ЗКС)}}$ — соответственно толщина и плотность материала ТЗП (ЗКС) на цилиндрической обечайке.

Толщина ТЗП $\delta_{\text{дн}}^{\text{ТЗП (с.к.)}}$, $\delta_{\text{ц}}^{\text{ТЗП}}$, а также ЗКС $\delta_{\text{ц}}^{\text{ЗКС}}$ на элементах конструкции корпуса типа «кокон» определяется по зависимости (5.23) и формулам (5.21), (5.22), приведенным выше для корпусов разъемного типа.

Толщина силовых элементов оболочки корпуса типа «кокон» для расчета некоторых геометрических параметров РДТТ может быть определена по следующим зависимостям:

$$\left. \begin{aligned} \delta_{\text{ц}}^{\text{об}} &= f_k^{\text{об}} \frac{p_{\text{max}}^* D}{2\sigma_{b_k}} b_k; \\ \delta_{\text{дн (с.к)}}^{\text{об}} &= f_k^{\text{об}} \frac{p_{\text{max}}^* D}{2\sigma_{b_k}} \frac{1}{\sqrt{[1 - \bar{d}_{\text{в (с)}}^2] [\tilde{d}^2 - \bar{d}_{\text{в (с)}}^2]}} \end{aligned} \right\} \quad (5.28)$$

где $\tilde{d} = \frac{d}{D}$ — текущий относительный диаметр днища или сопловой крышки.

Масса узлов стыковки отдельных частей корпуса двигателя зависит от конструктивной схемы корпуса РДТТ и применяемых материалов и в общем виде может быть выражена в виде суммы следующих составляющих:

$$m_{\text{ст}} = m_{\text{дн (с. к)}}^{\text{ст}} + m_{\text{ц}}^{\text{ст}} + m_{\text{с}}^{\text{ст}} + m_{\text{в}}^{\text{ст}}, \quad (5.29)$$

где $m_{\text{дн (с. к)}}^{\text{ст}}$ — масса элементов стыковки, расположенных на днище (сопловой крышке);

$m_{\text{ц}}^{\text{ст}}$ — масса элементов стыковки, расположенных на цилиндрической обечайке;

$m_{\text{с}}^{\text{ст}}$, $m_{\text{в}}^{\text{ст}}$ — соответственно масса элементов стыковки сопла и воспламенительного устройства с корпусом камеры.

Для металлических корпусов, имеющих разъем по днищу или сопловой крышке, масса элементов стыковки отдельных составляющих корпуса камеры может быть выражена следующими приближенными формулами:

$$\left. \begin{aligned} m_{\text{дн (с. к)}}^{\text{ст}} &= n_{\text{ст}} K_{\text{дн (с. к)}}^{\text{ст}} \frac{p_{\text{max}}^* D^3}{2\sigma_{b \text{дн (с. к)}}} \rho_{\text{дн (с. к)}}^{\text{об}}; \\ m_{\text{ц}}^{\text{ст}} &= n_{\text{ст}} K_{\text{ц}}^{\text{ст. м}} \frac{p_{\text{max}}^* D^3}{\sigma_{b \text{ц}}} \rho_{\text{ц}}^{\text{об}}, \end{aligned} \right\} \quad (5.30)$$

где $n_{\text{ст}}$ — число разъемов (стыков);
 $K_{\text{дн (с. к)}}^{\text{ст}}$, $K_{\text{ц}}^{\text{ст. м}}$ — коэффициенты пропорциональности.

Значения коэффициентов пропорциональности, входящих в формулу (5.30), зависят от типа конструкции узлов соединений и для большинства известных конструкций лежат в пределах:

$$K_{\text{дн (с. к)}}^{\text{ст}} = 0,4 \div 0,6; \quad K_{\text{ц}}^{\text{ст. м}} = 0,35 \div 0,45.$$

Для комбинированных разъемных корпусов, имеющих пластмассовую трубу, соединенную с металлическим днищем или сопловой крышкой, массу элементов стыковки на цилиндрической обечайке можно выразить формулой

$$m_{\text{ц}}^{\text{ст. пл}} = n_{\text{ст}} K_{\text{ц}}^{\text{ст. пл}} \frac{p_{\text{max}}^* D^2}{[\tau_{\text{ц}}]} \rho_{\text{ц}}^{\text{об}}, \quad (5.31)$$

где $[\tau_{\text{ц}}]$ — допустимые напряжения среза на пластиковой трубе.

Значение коэффициента пропорциональности в формуле (5.31) обычно лежит в пределах:

$$K_{ц}^{ст. пл} = (0,8 \div 1) 10^1.$$

Для корпусов типа «кокон», оболочка камеры которых соединяется со смежными элементами конструкции ракеты с помощью юбок, масса элементов стыка может быть определена по формуле

$$m_{дн(с. к)}^{ст} + m_{ц}^{ст} = K_{к}^{ст} D^2 \delta_{ц}^{об} \rho_{ц}^{об}, \quad (5.32)$$

где $K_{к}^{ст} = 1,5 \div 1,6$ — коэффициент пропорциональности.

Массу узлов стыковки корпуса камеры с воспламенительным устройством и соплом для всех типов корпусов будем определять по общей формуле вида

$$m_{с(в)}^{ст} = K_{с(в)}^{ст} \frac{p_{\max}^* d_{с(в)}}{\sigma_{бс(в)}} \rho_{с(в)}^{об}, \quad (5.33)$$

где $\rho_{с(в)}^{об}$, $\sigma_{бс(в)}$ — соответственно плотность и предел прочности материала узла стыковки сопла или воспламенительного устройства;

$K_{с(в)}^{ст}$ — коэффициент пропорциональности.

Значение коэффициента пропорциональности в формуле (5.33) обычно составляет:

$K_{с(в)}^{ст} = (2 \div 2,5) 10^3$ — для корпусов с металлическими днищами и сопловыми крышками;

$K_{с(в)}^{ст} = (3 \div 3,5) 10^3$ — для корпусов типа «кокон».

В значениях коэффициентов $K_{ц}^{ст}$, $K_{с(в)}^{ст}$, $K_{дн(с. к)}^{ст}$ учтена масса крепежных деталей и элементов уплотнения.

Расчет массы конструкции сопла будем проводить применительно к единичному соплу, конструктивная схема которого представлена на рис. 5.2.

Массу сопла представим в виде суммы двух основных составляющих:

$$m_c = m_p + m_{вх}, \quad (5.34)$$

где m_p — масса раструба, включающая конструкцию сверхкритической части сопла;

$m_{вх}$ — масса входной части сопла, включающая воротник и вкладыш критического сечения.

Масса раструба сопла включает следующие основные элементы:

$$m_p = m_p^k + m_p^{\text{обл}} + m_p^{\text{ТЗП}}, \quad (5.35)$$

где m_p^k — масса наружного силового корпуса раструба;
 $m_p^{\text{обл}}$ — масса внутренней облицовки раструба;
 $m_p^{\text{ТЗП}}$ — масса ТЗП на наружной поверхности корпуса.

В общем случае массу силового корпуса раструба в зависимости от степени утопления сопла в камеру двигателя можно выразить следующей формулой:

$$m_p^k = (S_a - S_y) \delta_p^{\text{кн}} \rho_p^{\text{кн}} + S_y \delta_p^{\text{ку}} \rho_p^{\text{ку}}, \quad (5.36)$$

где S_a, S_y — полная поверхность и поверхность утопленной части раструба соответственно;

$\delta_p^{\text{кн}}, \rho_p^{\text{кн}}$ — соответственно толщина и плотность материала неутопленной части корпуса раструба;

$\delta_p^{\text{ку}}, \rho_p^{\text{ку}}$ — соответственно толщина и плотность материала утопленной части корпуса раструба.

Предполагая, что утопленная и неутопленная части корпуса раструба выполняются из одного материала, то есть

$$\rho_p^{\text{кн}} = \rho_p^{\text{ку}} = \rho_p^k,$$

формулу (5.36) преобразуем к виду

$$m_p^k = S_a \rho_p^k \delta_p^{\text{кн}} \left[1 - \frac{S_y}{S_a} \left(1 - \frac{\delta_p^{\text{ку}}}{\delta_p^{\text{кн}}} \right) \right].$$

Толщина неутопленной части корпуса раструба определяется в большинстве случаев исходя из условия сохранения устойчивости при нагружении осевой сжимающей силой T_0 , равной значению максимальной тяги, приложенной к неутопленной части сопла:

$$T_0 = p_{\text{max}}^{\text{max}} \sigma_{\text{кр}} (C_{P_a} - C_{P_c}), \quad (5.37)$$

где C_{P_a}, C_{P_c} — пустотные коэффициенты тяги сопла с уширением, равным $\bar{d}_a$ и $\bar{d}_c$ соответственно;

$p_{\text{max}}^{\text{max}}$ — максимальное давление в камере.

В этом случае толщина неутопленной части корпуса раструба должна удовлетворять условию

$$\delta_p^{KH} \geq 0,953 \sqrt{\frac{T_0}{E_p} \frac{1}{\cos \theta_H}}, \quad (5.38)$$

где E_p — модуль упругости материала корпуса раструба;
 θ_H — эквивалентный угол наклона образующей конуса неутопленной части сопла.

Подставляя формулу (5.37) в формулу (5.38), после некоторых преобразований получим

$$\delta_p^{KH} = f_p^{KH} K_d^{KH}(\bar{d}_a, \Phi) \sqrt{\frac{p_{\max}^{\max} \sigma_{кр}}{E_p}}, \quad (5.39)$$

где $K_d^{KH}(\bar{d}_a, \Phi) = \frac{0,953}{\cos \theta_H} \sqrt{C_{Pa} - C_{Pc}}$;

f_p^{KH} — запас устойчивости корпуса неутопленной части корпуса раструба.

Толщина утопленной части корпуса раструба определяется из условия сохранения устойчивости под действием внешнего давления, равного максимальному давлению в камере $p_{\max}^{\max}$, и должна удовлетворять условию

$$(\delta_p^{KY})^{5/2} = \frac{p_{\max}^{\max} l'_y r_c^{3/2}}{E_p \rho \nu \cos^{3/2} \theta_y},$$

где l'_y — образующая утопленной части конуса сопла;

θ_y — эквивалентный угол наклона образующей конуса утопленной части раструба;

$$\rho \nu = 3 - 2,3 \frac{d_{вх}}{d_c}.$$

После некоторых упрощений и преобразований получим

$$\delta_p^{KY} = f_p^{KY} \left(\frac{p_{\max}^{\max}}{E_p} \right)^{2/5} \sqrt{\sigma_{кр}} K_d^{KY}(\bar{d}_a, \Phi), \quad (5.40)$$

где $K_d^{KY}(\bar{d}_a, \Phi) = \frac{1}{\sqrt{\pi}} \frac{\bar{r}_c^{3/5}}{\cos^{3/5} \theta_y} \left(\frac{l'_y}{\rho \nu} \right)^{2/5}$;

f_p^{KY} — запас устойчивости корпуса утопленной части корпуса раструба;

$\bar{r}_c, l'_y$ — соответственно максимальный радиус и длина образующей утопленной части раструба, отнесенные к радиусу критического сечения сопла.

Для большинства сопловых конструкций с достаточной степенью точности можно принять:

$$\left. \begin{aligned} K_d^{KH} &= 0,67 \sqrt[6]{\bar{d}_a - 1} (1 - \Phi)^{1/3}; \\ K_d^{Ky} &= 0,9 (\bar{d}_a, \Phi)^{1/3}; \\ \frac{S_y}{S_a} &= \Phi^{1/3}. \end{aligned} \right\} \quad (5.41)$$

С учетом соотношений (5.41) масса конструкции силового корпуса раструба при оговоренных выше условиях выражается следующей приближенной формулой:

$$m_p^k = S_a \rho_p^k (\delta_p^k)^* \left[(1 - \Phi)^2 + 1,35 \frac{\bar{d}_a^{2/3} \Phi^2}{(\bar{d}_a - 1)^{1/6}} \left(\frac{E_p}{p_{\max}^{\max}} \right)^{0,1} \right], \quad (5.42)$$

где $(\delta_p^k)^* = f_k^p 0,67 (\bar{d}_a - 1)^{1/6} \sqrt{\frac{p_{\max}^{\max}}{E_p}} \sigma_{кр}$ — толщина корпуса неутопленного раструба ($\Phi = 0$).

Масса внутренней облицовки раструба, защищающей силовой корпус сопла от воздействия тепловых потоков, в общем виде выражается зависимостью

$$m_p^{\text{обл}} = S_a \delta_p^{\text{обл}} \rho_p^{\text{обл}}, \quad (5.43)$$

где $\delta_p^{\text{обл}}, \rho_p^{\text{обл}}$ — соответственно средняя толщина и плотность материала облицовки раструба.

Внутренняя облицовка раструба сопел зарубежных РДТТ обычно изготавливается из армированных пластмасс на основе различного типа органических смол со структуроносителем из стекловолокон или угольной ткани. При интенсивном нагреве таких пластмасс происходит тепловое разложение связующего (термический пиролиз), сопровождающееся интенсивным газовыделением (внутренний унос вещества), а оставшийся пористый коксообразный слой с малой теплопроводностью хорошо защищает основной материал.

Расчет материалов с внутренним уносом вещества достаточно сложен и включает определение глубины обугленного слоя и дальнейшего прогрева неразложившегося плас-

тика за счет теплопроводности. Для оценки глубины облуживания абляционных материалов такого типа можно воспользоваться упрощенным методом, изложенным в [6], согласно которому

$$\delta_{об} = a_{об} \tau_N^{0,68} \exp\left(-\frac{b_{об}}{q_k}\right), \quad (5.44)$$

где $a_{об}$, $b_{об}$ — константы, зависящие от типа применяемого структуроносителя;

q_k — конвективный тепловой поток к поверхности облицовки;

τ_N — время работы.

Значение конвективного теплового потока к поверхности облицовки для различных сечений сопла при характерных для современных зарубежных твердых топлив свойствах продуктов сгорания приблизительно может быть вычислено по следующей приближенной формуле:

$$q_k = \frac{(0,09 \div 0,11)}{\tilde{d}^{1,8}} \frac{p_N^{0,8}}{d_{кр}^{0,2}} (T_k - T_{ст}), \quad (5.45)$$

где $\tilde{d} = \frac{d}{d_{кр}}$ — уширение сопла в произвольном сечении сверхзвуковой части сопла;

$T_{ст}$, T_k — температура на внутренней поверхности облицовки и газов в камере соответственно.

Величины, входящие в формулу (5.45), имеют следующие размерности: q — ккал/(с·м²); p_N — кгс/см²; $d_{кр}$ — М; T_k , $T_{ст}$ — К.

При использовании формул (5.44) и (5.45) средняя по поверхности раструба толщина облицовки с учетом необходимого запаса на возможные разбросы тепловых процессов и характеристик материалов может быть в первом приближении определена по следующей эмпирической формуле:

$$\delta_p^{обл} = (0,5 \div 0,55) \frac{T_k}{3300} \frac{p_N^{1/3} \tau_N^{2/3}}{\sqrt{\bar{d}_a} - 1} 10^{-1}. \quad (5.46)$$

Часть корпуса раструба, утопленная в камеру сгорания, имеет наружное ТЗП. Масса ТЗП на наружной поверхно-

сти утопленной части корпуса раструба может быть определена по зависимостям, аналогичным (5.19) и (5.20):

$$m_p^{TЗП} = S_a \Phi^{4/3} \delta_p^{TЗП} \rho_p^{TЗП}, \quad (5.47)$$

где $\delta_p^{TЗП}$, $\rho_p^{TЗП}$ — соответственно толщина и плотность материала ТЗП на корпусе раструба;

$$\delta_p^{TЗП} = a_p^{TЗП} \sqrt{\tau_N} + (0,1 \div 0,15), \quad (5.48)$$

где $a_p^{TЗП}$ — коэффициент, зависящий от свойств материала ТЗП.

Полная поверхность раструба S_a , входящая в формулы (5.42), (5.43) и (5.47), зависит от геометрических размеров и формы сверхзвуковой части сопла и определяется в соответствии с выражением (3.46).

Входная часть сопла обычно включает воротник и вкладыш критического сечения (рис. 5.2). Ее масса в первом приближении может быть оценена по следующей эмпирической зависимости:

$$m_{вх} = 0,22 \cdot 10^{-2} \frac{T_k}{3300} \tau_N^{2/3} \sigma_{кр}. \quad (5.49)$$

Определение массовых характеристик органов управления и привода на этапе предварительного проектирования, как правило, затруднено из-за отсутствия возможности привязки к конкретной конструктивной реализации указанных систем. Поэтому в начале проектирования масса органов управления и привода или назначается по аналогии с уже известными конструктивными решениями, или ориентировочно определяется по весьма приближенным зависимостям с учетом уровня обеспечиваемых характеристик и качественного анализа условий функционирования.

В общем случае будем полагать, что масса органов управления включает массу элементов, обеспечивающих создание управляющих сил или моментов, а также массу привода и массу системы отсечки тяги РДТТ.

В соответствии с этим

$$m_{oy} = m_{упр} + m_{пр} + m_{от}, \quad (5.50)$$

где $m_{упр}$ — масса элементов, обеспечивающих создание управляющих сил или моментов;

$m_{пр}$ — масса привода;

$m_{от}$ — масса узлов отсечки тяги.

Оценку массы элементов, обеспечивающих создание управляющих сил или моментов, будем проводить применительно к наиболее распространенным за рубежом двум способам отклонения вектора тяги РДТТ:

— применение поворотного (качающегося) сопла или разрезного раструба;

— инжекция рабочего тела (газа, жидкости) в сверхзвуковую часть сопла.

В первом случае массу элементов поворотного или разрезного сопла, связанную с созданием управляющих воздействий по всем каналам, ориентировочно будем считать пропорциональной массе неподвижного сопла и величине максимальной управляющей силы:

$$m_{\text{упр}} = K_{\text{упр}} m_c (\bar{P}_y^{\text{max}})^{1/5}, \quad (5.51)$$

где $\bar{P}_y^{\text{max}} = \frac{P_y^{\text{max}}}{P}$ — значение максимальной управляющей силы, отнесенное к силе тяги двигателя, %;

$K_{\text{упр}}$ — коэффициент пропорциональности.

Значение коэффициента пропорциональности $K_{\text{упр}}$ зависит от конструктивной реализации указанных способов отклонения вектора тяги и в первом приближении может быть принято $K_{\text{упр}} = 0,3 \div 0,4$.

Во втором случае масса элементов, обеспечивающая отклонение вектора тяги, может быть условно представлена в виде

$$m_{\text{упр}} = m_{\text{упр}}^{\text{к}} + q_{\text{упр}}^{\text{р.т}} = q_{\text{упр}}^{\text{р.т}} (1 + \alpha_{\text{упр}}), \quad (5.52)$$

где $q_{\text{упр}}^{\text{р.т}}$ — масса рабочего тела, используемого для инжекции в сверхзвуковую часть сопла;

$m_{\text{упр}}^{\text{к}}$ — масса конструкции для размещения рабочего тела органов управления;

$$\alpha_{\text{упр}} = \frac{m_{\text{упр}}^{\text{к}}}{q_{\text{упр}}^{\text{р.т}}}.$$

Масса рабочего тела, инжектируемого в сопло, зависит от свойств рабочего тела, потребного уровня управляющих сил и особенностей конструкции органов управления и мо-

жет быть принята пропорциональной массе топлива в двигателе в соответствии с зависимостью

$$q_{\text{упр}}^{\text{р.т}} = K_{\text{упр}}^{\text{р.т}} \frac{\bar{P}_y^{\text{ср}}}{\kappa} \omega, \quad (5.53)$$

где κ — коэффициент эффективности инъекции, зависящий от свойств рабочего тела и места расположения узла инъекции на сопле;

$\bar{P}_y^{\text{ср}} = \frac{P_y^{\text{ср}}}{P}$ — относительное значение среднеинтегральной величины потребной управляющей силы, %;

$K_{\text{упр}}^{\text{р.т}}$ — коэффициент, учитывающий влияние производительных затрат рабочего тела и конструктивных особенностей органов управления.

Значение коэффициента $K_{\text{упр}}^{\text{р.т}}$ для большинства характерных зарубежных конструктивных схем органов управления с инъекцией рабочего тела, забираемого не из камеры сгорания, приближенно может быть принято $K_{\text{упр}}^{\text{р.т}} \approx (2,2 \div 2,5) 10^{-2}$.

Значение относительной массы конструкции систем, обеспечивающее размещение рабочего тела (в случае, если оно не забирается из камеры сгорания) на борту ракеты и ее инъекцию в сопло, в первом приближении можно оценить по зависимости

$$\alpha_{\text{упр}} = \frac{K_{\text{упр}}^{\text{к}}}{(q_{\text{упр}}^{\text{р.т}})^{1/3}} \left(\frac{\bar{P}_y^{\text{max}}}{\bar{P}_y^{\text{ср}}} \right)^{1/3}. \quad (5.54)$$

Значение коэффициента $K_{\text{упр}}^{\text{к}}$ при баллистическом проектировании в зависимости от типа рабочего тела и особенностей конструкции органов управления может быть принято равным:

- при впрыске жидкости — 2,3—2,6;
- при вдуве горячего газа — 3,2—3,6.

При определении массы привода в первом приближении обычно полагают, что наиболее существенными факторами, определяющими его массу, является тип питающей установки и потребная мощность, развиваемая приводом.

Значение потребной мощности привода определяется динамическими свойствами ракеты и конструктивными особенностями органов управления, которые в начале проектиро-

вания являются неизвестными. В связи с этим на этапе предварительного проектирования при проведении приближенных оценок будем использовать сугубо ориентировочную зависимость, позволяющую оценить массу привода, используя определенные выше параметры и факторы:

$$m_{\text{пр}} = K_{\text{пр}} (\bar{P}_y^{\text{max}} m_{\text{упр}})^{1/2}, \quad (5.55)$$

где $K_{\text{пр}}$ — коэффициент пропорциональности.

Значения коэффициента $K_{\text{пр}}$ в зависимости от типа органов управления вектором тяги могут составлять:

- для поворотного и разрезного сопел — 2,5—2,7;
- для вдува горячего газа — 1,5—1,7;
- для впрыска жидкости — 0,4—0,45.

Для оценки массы системы отсечки тяги РДТТ, обычно выполняемой в зарубежных конструкциях в виде реверсивных сопел, располагаемых на днище корпуса камеры двигателя, можно использовать следующее соотношение:

$$m_{\text{от}} = (0,035 \div 0,04) \sigma_{\text{от}}. \quad (5.56)$$

До проведения конструкторских проработок при анализе геометрических и массовых характеристик узлов отсечки тяги можно принять следующие ориентировочные значения параметров, определяющих суммарную площадь критического сечения реверсивных сопел:

$$\left. \begin{aligned} C_{P_{\text{от}}} &= 1,5; \quad \varphi_{\text{от}} u_{\text{от}} = 0,8 \div 0,85; \quad \varphi = 45^\circ; \\ \varphi^* &= 0,13 \div 0,16; \quad \frac{P_{\text{рев}}}{P} = 1,1 \div 1,15. \end{aligned} \right\} \quad (5.57)$$

К деталям общей сборки, входящим в состав собранного двигателя, условно будем относить клеевые покрытия и краску, кабельную сеть, воспламенительное устройство и узлы крепления заряда:

$$m_{\text{дос}} = m_{\text{кк}} + m_{\text{БКС}} + m_{\text{в.у}} + m_{\text{кр.з}}, \quad (5.58)$$

где $m_{\text{кк}}$ — масса клеевых покрытий и краски;

$m_{\text{БКС}}$ — масса бортовой кабельной сети на двигателе;

$m_{\text{в.у}}$ — масса воспламенительного устройства;

$m_{\text{кр.з}}$ — масса узлов крепления заряда в камере.

Массу клеевых покрытий и краски будем считать пропорциональной поверхности корпуса камеры:

$$m_{\text{кк}} = (1,6 \div 1,8) \cdot 10^{-4} \left(\sqrt{\frac{4\tilde{\lambda}_{\text{дн}}^2 + 1}{2}} + \lambda_{\text{ц}} \right) D^2. \quad (5.59)$$

Масса бортовой кабельной сети может быть определена по зависимости

$$m_{\text{БКС}} = (1 + 3 \cdot 10^{-2} l_{\text{ц}}) N_{\text{ст}}, \quad (5.60)$$

где $l_{\text{ц}}$ — длина цилиндрической обечайки корпуса;

$N_{\text{ст}}$ — порядковый номер ступени, начиная с нижней.

Масса воспламенительного устройства в первом приближении пропорциональна средней поверхности горения заряда:

$$m_{\text{в. у}} = (0,2 \div 0,4) 10^{-4} \frac{\omega}{e_{\text{рт}}}. \quad (5.61)$$

Масса элементов крепления зарядов в корпусе камеры для прочноскрепленных зарядов учитывалась ранее при определении массы ЗКС. Для вкладных зарядов масса элементов крепления в камере определяется в соответствии с зависимостью

$$m_{\text{кр. з}} = (1,1 \div 1,2) 10^{-2} D^2 \sqrt{\omega}. \quad (5.62)$$

Используемое при определении геометрических и массовых характеристик РДТТ значение внутреннего диаметра камеры связано с наружным диаметром корпуса двигателя $D_{\text{н}}$ следующими приближенными соотношениями:

— для разъемных корпусов

$$D = (0,95 \div 0,96) D_{\text{н}}; \quad (5.63)$$

— для неразъемных корпусов

$$D = (0,98 \div 0,985) D_{\text{н}}. \quad (5.64)$$

После определения геометрических и массовых характеристик двигателей отдельных ступеней могут быть проведены соответствующие расчеты по ракете в целом. Основные геометрические параметры многоступенчатой УБР представлены на рис. 5.3.

Полная длина ракеты, типовая компоновка которой представлена на рис. 5.3, определяется по формуле

$$l_{\text{р}} = l_{\text{с. р}} + \sum_{i=1}^n (l_{\text{дв}_i} + \Delta l_{\text{мс}_i}), \quad (5.65)$$

где $l_{\text{с. р}}$ — длина ступени разведения;

$l_{\text{дв}_i}$ — длина двигателя i -й ступени;

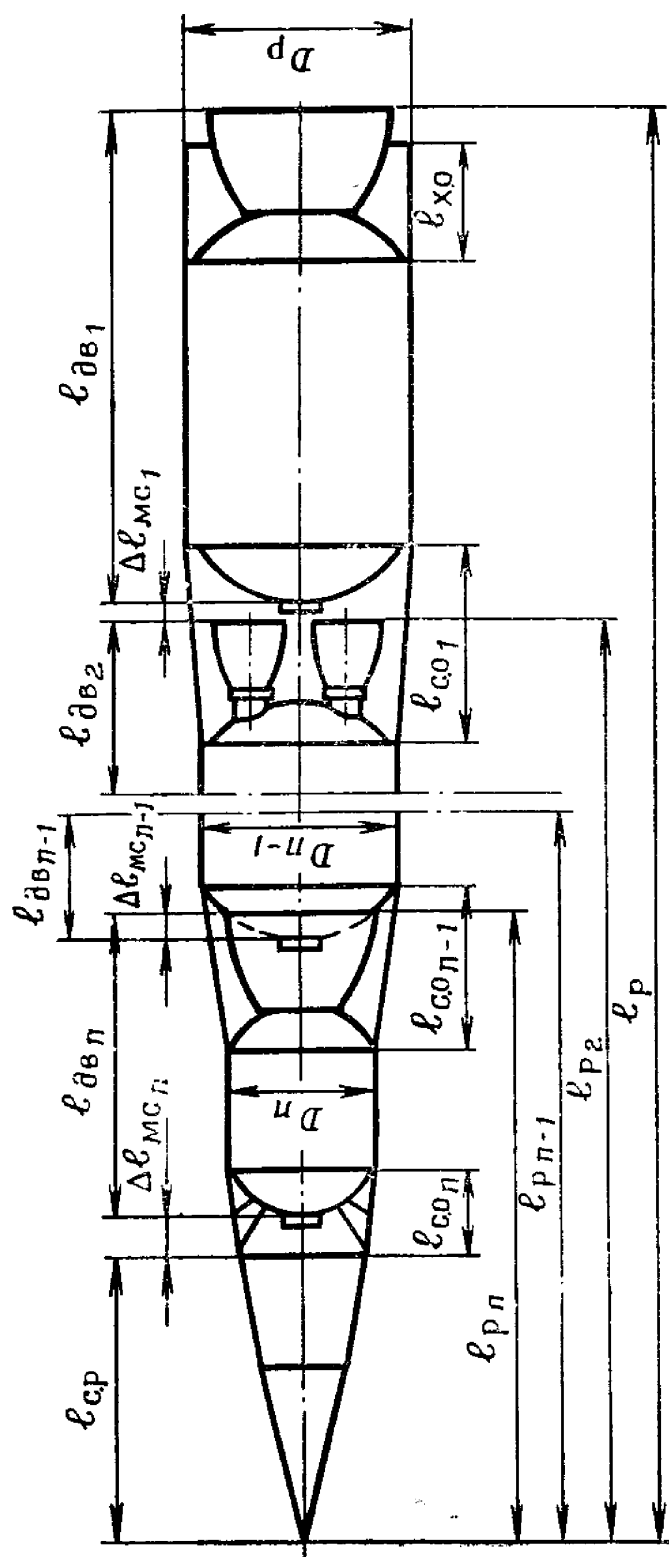


Рис. 5.3. Основные геометрические параметры гипотетической многоступенчатой УБР

$\Delta l_{мс i}$ — длина межступенного зазора между двигателями i -й ступени.

Длина ракеты в начале работы двигателя i -й ступени после отделения двигателей отработавших ступеней в общем случае определяется зависимостью

$$l_{p i} = l_p - \sum_{j=0}^{i-1} (l_{дв j} + \Delta l_{мс j}), \quad (5.66)$$

где j — число отработавших ступеней.

Длина межступенного зазора зависит от схемы разделения ступеней. При горячей схеме разделения значение межступенного зазора обычно выбирается исходя из условия безопасного запуска двигателя верхней ступени и ограничено значением

$$\Delta l_{мс i} \geq d_{a i+1} (0,35 \div 0,4). \quad (5.67)$$

При холодной схеме разделения значение межступенного зазора в пределе может быть отрицательным и ограничено условием

$$\Delta l_{мс i} \geq -0,75 l_{дн i} \left(\frac{d_{a i+1}}{D_i} \right)^4, \quad (5.68)$$

где $l_{дн i}$ — длина днища i -й ступени.

В формулах (5.67) и (5.68) под величиной $d_{a i+1}$ понимается диаметр выходного сечения единичного сопла, ограниченный соотношениями, указанными выше.

Длина зазора между двигателем последней маршевой ступени и ступенью разведения выбирается из условия компоновки реверсивных сопел и до проведения конструкторских проработок может быть назначена по соотношению

$$\Delta l_{мс n} = (0,12 \div 0,15) D_n, \quad (5.69)$$

где D_n — диаметр двигателя последней маршевой ступени.

Соответственно длина соединительного отсека между двигателем последней маршевой ступени и ступенью разведения определяется:

— для двигателей с металлическим дном

$$l_{с. о n} = l_{дн n} + \Delta l_{мс n}; \quad (5.70)$$

— для двигателей типа «кокон»

$$l_{с. о_n} = l_{дн_n} + \Delta l_{мс_n} - (0,12 \div 0,15) D_n \approx l_{дн_n}. \quad (5.71)$$

Длина соединительных отсеков между двигателями остальных ступеней для произвольно взятого случая рассчитывается по следующим зависимостям:

— для отсеков, соединяющих двигатели с металлическими дном и сопловой крышкой,

$$l_{с. о_i} = l_{дн_i} + \Delta l_{мс_i} + l_{с. к_{i+1}} + l_{с_{i+1}}; \quad (5.72)$$

— для отсеков, соединяющих двигатели типа «кокон»,

$$l_{с. о_i} = l_{дн_i} + \Delta l_{мс_i} + l_{с. к_{i+1}} + l_{с_{i+1}} - (0,12 \div 0,15) (D_i + D_{i+1}). \quad (5.73)$$

Длина хвостового отсека ракеты обычно принимается в соответствии с соотношением

$$l_{х. о} = (l_{с. к_1} + l_{с_1}) (0,8 \div 0,85). \quad (5.74)$$

Длина ступени разведения во многом зависит от типа и габаритов ГЧ, состава КСП ПРО и принятой конструктивно-компоновочной схемы.

В начале проектирования можно принять:

— для ракет с моноблочными ГЧ

$$l_{с. р} = (1,4 \div 1,6) l_{ГЧ}; \quad (5.75)$$

— для ракет с разделяющимися ГЧ

$$l_{с. р} = (1,8 \div 2) l_{ГЧ}, \quad (5.76)$$

где $l_{ГЧ}$ — длина ГЧ.

Полная масса ракеты перед пуском определяется соотношением

$$m_0 = m_{п. н} + \sum_{i=1}^n (m_{дв_i} + m_{с. о_i} + m_{отд_i} + \omega_i) + m_{х. о}, \quad (5.77)$$

где $m_{п. н}$ — масса полезной нагрузки (ступени разведения);

$m_{дв_i}$, ω_i — масса конструкции и топлива двигателя i -й ступени соответственно;

$m_{с. о_i}$ — масса соединительного отсека i -й ступени;

$m_{отд_i}$ — масса системы отделения i -й ступени;

$m_{х.о}$ — масса хвостового отсека ракеты.

Масса ракеты перед началом работы двигателя i -й ступени после сброса двигателей отработавших ступеней в общем случае определяется зависимостью

$$m_{0_i} = m_0 - \left[\sum_{j=0}^{i-1} (m_{дв_j} + m_{с.о_j} + m_{отд_j} + \omega_j) + m_{х.о} \right], \quad (5.78)$$

где j — число отработавших ступеней.

Определение массовых характеристик конструкции двигателей подробно было рассмотрено выше.

Масса конструкции соединительного и хвостового отсеков существенно зависит от нагрузок, действующих на ракету в процессе эксплуатации, при пуске и в полете, а также конструктивной схемы отсеков. В начале проектирования, когда большинство из указанных факторов еще не определены, для оценки массы соединительных отсеков различных ступеней может быть использована приближенная зависимость

$$m_{с.о_i} = K_{с.о_i} S_{с.о_i} (D_i + D_{i+1}), \quad (5.79)$$

где $K_{с.о_i}$ — коэффициент пропорциональности для отсека i -й ступени;

$S_{с.о_i}$ — боковая поверхность отсека i -й ступени.

$$S_{с.о_i} = \pi \frac{D_i + D_{i+1}}{2} \sqrt{l_{с.о_i}^2 + \left(\frac{D_i + D_{i+1}}{2} \right)^2}.$$

Значение коэффициента пропорциональности $K_{с.о_i}$ в зависимости (5.79) применительно к конструкции отсеков, имеющих стрингерно-шпангоутную силовую схему и изготовляемых из алюминиевых сплавов, в первом приближении может быть определено по формуле

$$K_{с.о_i} = (3 \div 3,3) n_0 10^{-6},$$

где n_0 — начальная тяговооруженность ракеты.

Масса хвостового отсека ракеты в общем случае может быть представлена как сумма:

$$m_{х.о} = m_{х.о}^к + m_{х.о}^{ст}, \quad (5.80)$$

где $m_{х.о}^к$ — масса корпуса хвостового отсека;

$m_{х.о}^{ст}$ — масса средств пассивной стабилизации ракеты.

Масса корпуса хвостового отсека приближенно может быть определена по формуле

$$m_{x.o}^k = (20 \div 25) \cdot 10^{-6} S_{x.o} \bar{D}_{x.o}, \quad (5.81)$$

где $S_{x.o}$, $\bar{D}_{x.o}$ — соответственно боковая поверхность и средний диаметр хвостового отсека.

Масса средств пассивной стабилизации до проведения анализа динамических характеристик ракеты совместно с параметрами автомата стабилизации СУ может быть назначена исходя из имеющегося опыта предыдущих разработок.

Система разделения ступеней ракет с РДТТ обычно включает в себя один или несколько тормозных двигателей, суммарный импульс которых зависит от схемы и условий разделения, а также от параметров отделяемой ступени на момент ее сброса.

Для ориентировочных расчетов можно принять следующую формулу для определения массы системы отделения:

$$m_{отд_i} = (2 \div 2,5) \frac{0,1 m_{дв_i} \Delta v_{отд} + P_{ост_i} \Delta t_{отд}}{I_{т.д} \cos \varphi_{т.д}}, \quad (5.82)$$

где $\Delta v_{отд}$, $\Delta t_{отд}$ — соответственно относительная скорость и время отделения ступеней;

$P_{ост_i}$ — остаточная тяга двигателя отделяемой i -й ступени в момент сброса;

$I_{т.д}$, $\varphi_{т.д}$ — соответственно удельный импульс силы тяги по оси сопла и угол наклона сопел тормозных двигателей к оси ракеты.

Значение относительной скорости $\Delta v_{отд}$ и время отделения $\Delta t_{отд}$ выбираются исходя из обеспечения требуемого расстояния между запускаемым и отделяемым двигателем и допустимого углового отклонения ракеты, получаемого в процессе разделения.

На последней ступени при наличии в составе двигателя реверсивных сопел специальная система отделения отсутствует.

В приведенных в настоящем разделе зависимостях и формулах для расчета геометрических и массовых характеристик РДТТ и элементов конструкции ракеты, там, где это особо не оговаривается, приняты следующие размерности входящих в них величин: диаметр, длина, толщина — см; площадь сечений, поверхность — см²; давление — кгс/см²; время — с; масса — кг.

Несмотря на очевидную приближенность большинства из приведенных выше зависимостей, они с достаточной для баллистического проектирования точностью позволяют установить однозначную количественную связь между основными проектными параметрами ракеты и геометрическими и массовыми характеристиками ее отдельных элементов.

Сопоставление результатов анализа массовых и баллистических характеристик позволяет в первом приближении выбрать основные параметры ракеты, удовлетворяющие предъявляемым требованиям или ограничениям, и приступить к более детальным конструктивным проработкам, после проведения которых может быть осуществлена дальнейшая корректировка полученных результатов.

3. ПРИБЛИЖЕННЫЙ БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ УБР

Основной задачей баллистического анализа УБР является установление связей между параметрами траектории полета и основными проектными параметрами ракеты.

При выбранной программе движения ракеты и ее известных аэродинамических характеристиках указанная задача может быть достаточно полно решена с использованием рассмотренной в гл. 2 системы дифференциальных уравнений движения центра масс. Однако такое решение является достаточно трудоемким, требует применения ЭВМ и используется, как правило, при проведении проверочных баллистических расчетов, когда основные характеристики ракеты уже установлены.

На стадии предварительного проектирования могут оказаться полезными приближенные методы баллистического анализа, основанные на упрощении уравнений движения ракеты и позволяющие получить конечные результаты в явном виде без применения численного интегрирования.

Рассмотрим один из таких методов, при котором в качестве основных проектных параметров ракеты рассматриваются следующие безразмерные параметры:

— относительный запас топлива на i -й ступени $\mu_i = \frac{w_i}{m_{0i}}$;

— начальная тяговооруженность i -й ступени $n_{0i} = \frac{P_{0i}}{m_{0i}g_0}$;

— поперечная нагрузка на ракету $P_M = \frac{m_0g_0}{S_M}$;

— коэффициент пустотности сопла первой ступени $K_{\pi} = \frac{I_{1\pi}}{I_{10}} - 1$.

В качестве исходной примем систему уравнений движения ракеты в проекциях на оси скоростной системы координат в виде:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= \frac{P}{m} - \frac{X}{m} - g_0 \sin \vartheta; \\ \frac{dh}{dt} &= v \sin \vartheta; \\ \frac{dl}{dt} &= v \cos \vartheta. \end{aligned} \right\} \quad (5.83)$$

Используя введенные выше безразмерные параметры, преобразуем первое уравнение системы (5.83) применительно к активному участку полета первой ступени.

Считая расход топлива постоянным по времени и используя соотношения:

$$\begin{aligned} dt &= \frac{I_{10}}{n_0} d\mu; \\ m &= m_0 (1 - \mu); \\ \frac{P}{m} &= \frac{g_0 n_0 \left[1 + K_{\pi} \left(1 - \frac{p}{p_0} \right) \right]}{1 - \mu}; \\ \frac{X}{m} &= \frac{g_0 C_x q}{P_M (1 - \mu)}, \end{aligned}$$

после несложных преобразований будем иметь

$$\begin{aligned} dv &= I_{10} g_0 \left[1 + K_{\pi} \left(1 - \frac{p}{p_0} \right) \right] \frac{d\mu}{1 - \mu} - \\ &- I_{10} g_0 \frac{C_x q}{P_M n_0} \frac{d\mu}{1 - \mu} - I_{10} g_0 \frac{\sin \vartheta}{n_0} d\mu, \end{aligned} \quad (5.84)$$

где m_0 , m — соответственно начальная и текущая масса ракеты;

p_0 , p — соответственно начальное и текущее по высоте давление в атмосфере;

I_{10} — удельный импульс двигателя на земле;

q — скоростной напор.

Интегрируя уравнение (5.84) от μ_1 до 0 при $v_0=0$, будем иметь

$$v_1 = \int_0^{\mu_1} dv = I_{10} g_0 \left\{ \int_0^{\mu_1} \left[1 + K_n \left(1 - \frac{p}{p_0} \right) - \frac{C_x q}{n_0 P_M} \right] \frac{d\mu}{1 - \mu} - \frac{1}{n_0} \int_0^{\mu_1} \sin \vartheta d\mu \right\}. \quad (5.85)$$

В последнем выражении второй член в квадратных скобках учитывает приращение скорости за счет высотной добавки тяги, а третий член учитывает потерю скорости за счет аэродинамического сопротивления. Как показывают многочисленные расчеты, интегральное влияние этих двух членов на конечную скорость полета первой ступени близко к нулю. Таким образом, численное значение члена в квадратных скобках примерно постоянно и его среднеинтегральное значение близко к единице.

Вынесем среднеинтегральное значение этого члена за знак интеграла и назовем его поправочным коэффициентом скорости K_a . Тогда выражение скорости в конце работы первой ступени примет вид

$$v_1 = I_{10} g_0 \left[K_a \ln \frac{1}{1 - \mu_1} - \frac{1}{n_0} \int_0^{\mu_1} \sin \vartheta d\mu \right],$$

$$\text{где } K_a = \frac{\int_0^{\mu_1} \left[1 + K_n \left(1 - \frac{p}{p_0} \right) - \frac{q C_x}{P_M n_0} \right] \frac{d\mu}{1 - \mu}}{\ln \frac{1}{1 - \mu_1}}.$$

Программа изменения угла наклона вектора скорости к горизонту на участке работы первой ступени может быть в первом приближении задана типовой зависимостью вида

$$\vartheta = \frac{1}{a^2} (90^\circ - \vartheta_k) (a - \mu_1)^2 + \vartheta_k, \quad (5.86)$$

где a — безразмерное время, при котором $\vartheta = \vartheta_k = \text{const}$.

Следует отметить, что типовая программа, описываемая зависимостью (5.86), может существенно изменить закон изменения угла атаки по сравнению с полетом по реаль-

ной программе. Однако нас интересует определение конечных параметров активного полета, поэтому, отвлекаясь от выбора программы, обеспечивающей требуемый закон изменения угла атаки, можно воспользоваться зависимостью (5.86), дающей приемлемую точность вычисления конечных параметров траектории первой ступени при $a=0,75\div 0,85$.

Введем обозначение $\varphi_1(\vartheta, \mu) = \frac{1}{\mu_1} \int_0^{\mu_1} \sin \vartheta d\mu$. Тогда выражение для конечной скорости первой ступени можно представить в безразмерной форме:

$$\bar{v}_1 = \frac{v_1}{I_{10}g_0} = K_a \ln \frac{1}{1 - \mu_1} - \frac{\mu_1}{n_0} \varphi_1(\vartheta, \mu). \quad (5.87)$$

С учетом зависимости (5.86) функция $\varphi_1(\vartheta, \mu)$ с приемлемой для приближенных расчетов точностью аппроксимируется зависимостью вида

$$\varphi_1(\vartheta, \mu) = 1 - \mu_1 (1 - \sqrt{\sin \vartheta_k}). \quad (5.88)$$

Зависимость для определения поправочного коэффициента скорости K_a , полученная обработкой результатов траекторных расчетов при диапазоне изменения $0,4 \leq \mu_1 \leq 0,85$, $1,5 \leq n_0 \leq 3,0$, $18^\circ \leq \vartheta_k \leq 90^\circ$, $4000 \text{ кгс/м}^2 \leq P_m \leq 25000 \text{ кгс/м}^2$, может быть выражена следующей приближенной эмпирической формулой:

$$K_a = 1 + K_{\mu} \mu_1^{3/4} - \frac{4n_0 \sqrt{1 - \mu_1^2}}{I_{10} \mu_1 \sqrt{\sin^2 \vartheta_k}} \frac{P_m^3}{P_m} i, \quad (5.89)$$

где $P_m^3 = 12000 \text{ кгс/м}^2$ — эталонное значение поперечной нагрузки на ракету;

$$i = \frac{C_x}{C_x^3} \text{ — коэффициент формы ракеты.}$$

В качестве эталонного значения коэффициента аэродинамического сопротивления в расчетах авторами принимался следующий закон его изменения:

$$C_x^3 = \begin{cases} 0,29 & \text{при } 0 \leq M \leq 0,8; \\ M - 0,51 & \text{при } 0,8 \leq M \leq 1,068; \\ 0,091 + \frac{0,5}{M} & \text{при } M \geq 1,068. \end{cases}$$

Сравнительные оценки показывают, что для удобства проведения расчетов в первом приближении значения коэффициентов C_x и C_x^* в формуле (5.89) можно принимать при $M=2,5 \div 3$.

Значение коэффициента пустотности сопла K_n в формуле определения коэффициента K_a зависит от уширения сопла $\bar{d}_a$ и давления в камере p_k :

$$K_n = \frac{\bar{d}_a^2}{\varphi p_k z(\lambda) 2\varepsilon(1) - \bar{d}_a^2}, \quad (5.90)$$

$$\left. \begin{aligned} \text{где } z(\lambda) &= \frac{1}{2} \left(\lambda + \frac{1}{\lambda} \right) \\ \varepsilon(1) &= \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \end{aligned} \right\} \text{ — газодинамические табулированные функции.}$$

Значение коэффициента пустотности сопла K_n для первых ступеней ракет с РДТТ ограничено условием безотрывного течения в сопле и обычно находится в пределах $0,1-0,16$. Для верхних ступеней многоступенчатых УБР $K_n = 0$.

Таким образом, выражения (5.87) — (5.90) позволяют определить скорость в конце работы первой ступени в зависимости от ее проектных параметров μ_1 , n_0 , I_{10} , $\bar{d}_a$, P_m при различных программах полета ϑ_k и аэродинамических характеристиках C_x .

Пренебрегая слабым влиянием разреженных верхних слоев атмосферы и малым изменением ускорения g с высотой, приращения скорости полета при работе верхних ступеней, начиная со второй, могут быть определены по формуле, аналогичной выражению (5.87):

$$\Delta v_i = I_{1pi} g_0 \left[\ln \frac{1}{1 - \mu_i} - \frac{\mu_i}{n_{0i}} \varphi_i(\vartheta, \mu) \right], \quad (5.91)$$

где I_{1pi} — удельный импульс двигателя i -й ступени в пустоте;

$\varphi_2(\vartheta, \mu) = \sin[(0,85 - \mu_1)^2(\vartheta_1 - \vartheta_k) + \vartheta_k]$ — для второй ступени;

$\varphi_3(\vartheta, \mu) = \sin \vartheta_k$ — для третьей и любых следующих ступеней.

Значение ϑ_1 определяется из зависимости (5.86) при подстановке $\mu = \mu_1$.

Конечная скорость многоступенчатой УБР определяется в соответствии с формулой

$$v_k = v_1 + \sum_{i=2}^n \Delta v_i. \quad (5.92)$$

Преобразуя аналогичным образом второе и третье уравнения системы уравнений (5.83) применительно к активному участку первой ступени в предположении, что $K_a = 1$, получим:

$$\left. \begin{aligned} h_1 &= \frac{I_{10}^2 g_0}{n_0} \left[\int_0^{\mu_1} \ln \frac{1}{1-\mu} \sin \vartheta d\mu - \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{n_0} \int_0^{\mu_1} \sin \vartheta \left(\int_0^{\mu_1} \sin \vartheta d\mu \right) d\mu \right]; \\ l_1 &= \frac{I_{10}^2 g_0}{n_0} \left[\int_0^{\mu_1} \ln \frac{1}{1-\mu} \cos \vartheta d\mu - \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{n_0} \int_0^{\mu_1} \cos \vartheta \left(\int_0^{\mu_1} \sin \vartheta d\mu \right) d\mu \right]. \end{aligned} \right\} \quad (5.93)$$

Используя уравнение программы движения ракеты в виде зависимости (5.86), значения интегралов, входящих в формулы (5.93), можно заменить приближенными выражениями:

$$\left. \begin{aligned} \int_0^{\mu_1} \ln \frac{1}{1-\mu} \sin \vartheta d\mu &\approx f_1(\mu) (1,25 - 0,25 \sin \vartheta_k) \varphi_1^2(\vartheta, \mu); \\ \int_0^{\mu_1} \sin \vartheta \int_0^{\mu_1} (\sin \vartheta d\mu) d\mu &\approx \frac{\mu_1^2}{2} \varphi_1^2(\vartheta, \mu); \\ \int_0^{\mu_1} \ln \frac{1}{1-\mu} \cos \vartheta d\mu &\approx f_1(\mu) (1,25 - 0,25 \sin \vartheta_k) \times \\ &\quad \times \sqrt{1 - \varphi_1^2(\vartheta, \mu)}; \\ \int_0^{\mu_1} \sin \vartheta \int_0^{\mu_1} (\cos \vartheta d\mu) d\mu &\approx \frac{\mu_1^2}{2} \sqrt{1 - \varphi_1^2(\vartheta, \mu)}, \end{aligned} \right\} \quad (5.94)$$

где $f_1(\mu) = \mu_1 + (1 - \mu_1) \ln(1 - \mu_1)$.

После подстановки выражений (5.94) в формулу (5.93) выражения для определения координат конца активного участка полета первой ступени в безразмерной форме будут иметь следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} \bar{h}_1 &= \frac{h_1}{I_{10}^2 g_0} \approx \frac{\varphi_1^2(\vartheta, \mu)}{n_0} [f_1(\mu_1)(1,25 - 0,25 \sin \vartheta_k)]; \\ \bar{l}_1 &= \frac{l_1}{I_{10}^2 g_0} \approx \frac{\sqrt{1 - \varphi^2(\vartheta, \mu)}}{n_0} [f_1(\mu_1)(1,25 - 0,25 \sin \vartheta_k)]. \end{aligned} \right\} \quad (5.95)$$

Полагая угол наклона траектории постоянным и равным ϑ_k , а также пренебрегая влиянием атмосферы, приращения координат при работе верхних ступеней, начиная со второй, могут быть выражены в безразмерном виде следующими приближенными зависимостями:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \bar{h}_i &= \frac{\Delta h_i}{I_{1n_i}^2 g_0} = \frac{\sin \vartheta_k}{n_{0_i}} \left[\bar{v}_{i-1}^* \mu_i + f_i(\mu_i) - \frac{\mu_i^2}{n_{0_i}} \sin \vartheta_k \right]; \\ \Delta \bar{l}_i &= \frac{\Delta l_i}{I_{1n_i}^2 g_0} = \frac{\cos \vartheta_k}{n_{0_i}} \left[\bar{v}_{i-1}^* \mu_i + f_i(\mu_i) - \frac{\mu_i^2}{n_{0_i}} \sin \vartheta_k \right], \end{aligned} \right\} \quad (5.96)$$

где $\bar{v}_{i-1}^* = \frac{v_{i-1}}{I_{1n_i} g_0}$.

Конечные координаты активного участка траектории многоступенчатой УБР определяются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} h_k &= h_1 + \sum_{i=2}^n \Delta h_i. \\ l_k &= l_1 + \sum_{i=2}^n \Delta l_i. \end{aligned} \right\} \quad (5.97)$$

Дальность полета ракеты при известных v_k , h_k , l_k и ϑ_k определяется по формулам эллиптической теории (2.4) и (2.6).

Рассмотренный приближенный метод баллистического анализа УБР позволяет при баллистическом проектировании, не прибегая к численному интегрированию, одновременно с анализом массовых характеристик выбрать основные характеристики ракеты, удовлетворяющие заданной максимальной дальности полета, и выявить основные фак-

торы, наиболее сильно влияющие на летно-технические характеристики разрабатываемой ракеты или ее отдельных ступеней.

Для получения более точных результатов, а также при большом числе вариантов баллистических расчетов, проводимых, как правило, на ЭВМ (в том числе расчетов по оптимизации проектных параметров ракеты совместно с траекторией полета), целесообразнее обратиться к решению системы дифференциальных уравнений движения центра масс ракеты, представленных в гл. 2.

Указанный приближенный метод баллистического анализа может использоваться как вспомогательный, например, для предварительного выбора программы изменения угла тангажа и оценки влияния сил сопротивления или противодействия на баллистические свойства ракеты. Кроме того, он может быть полезен при выборе условий разделения ступеней или отделения ГЧ и для обоснования способов управления дальностью полета в заданном диапазоне, что бывает необходимо для выявления ограничений или дополнительных требований к ракете и траектории ее полета перед проведением работ по оптимизации параметров.

4. ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ОТДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УБР

При баллистическом проектировании, а также в процессе дальнейшей разработки УБР могут оказаться полезными приближенные зависимости, выражающиеся через конечные формулы. Эти зависимости позволяют, не прибегая к сложным расчетам или численному интегрированию, определить влияние изменения отдельных параметров ракеты на ее основные летно-технические характеристики, и прежде всего на дальность полета или на стартовую массу.

Среди множества задач, связанных с проведением подобных исследований, в практике проектирования наиболее характерными можно считать следующие две:

— определение влияния изменения основных конструктивных параметров ракеты на максимальную дальность полета;

— определение изменения характеристик ракеты при изменении массы полезной нагрузки исходя из условия сохранения максимальной дальности полета.

Решение первой задачи в линейной постановке заключается в нахождении частных производных дальности полета по интересующим нас конструктивным параметрам.

В качестве таких основных конструктивных параметров ракеты обычно рассматриваются:

- $m_{кi}$ — пассивная масса конструкции i -й ступени;
- ω_i — масса топлива двигателя i -й ступени;
- I_{1i} — удельный импульс топлива в двигателе i -й ступени;
- q_i — масса уносимого вещества i -й ступени;
- I_{ai} — удельный импульс уносимого вещества i -й ступени;
- τ_i — время работы двигателя i -й ступени.

Остальные параметры ракеты, влияющие на дальность полета, могут быть выражены через указанные характеристики. Так, например, секундный расход топлива $\dot{\omega}$ и уносимого вещества $\dot{q}$, сила тяги P и текущая масса одноступенчатой ракеты $m(t)$ могут быть выражены соответственно:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\omega} &= \frac{\omega}{\tau}; \quad \dot{q} = \frac{q}{\tau}; \quad P = I_1 \dot{\omega} + I_a \dot{q}; \\ m(t) &= m_0 - (\dot{\omega} + \dot{q}) t. \end{aligned} \right\} \quad (5.98)$$

В связи с тем что дальность полета УБР определяется кинематическими параметрами ракеты в конце активного полета: $L = L(v_k, h_k, l_k, \vartheta_k)$, которые в свою очередь являются функцией основных конструктивных параметров:

$$\left. \begin{aligned} v_k &= v_k(m_{к}, \omega, I_1, q, I_a, \tau); \\ h_k &= h_k(m_{к}, \omega, I_1, q, I_a, \tau); \\ l_k &= l_k(m_{к}, \omega, I_1, q, I_a, \tau); \\ \vartheta_k &= \vartheta_k(m_{к}, \omega, I_1, q, I_a, \tau), \end{aligned} \right\} \quad (5.99)$$

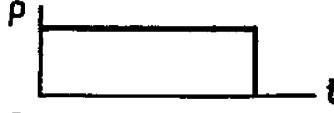
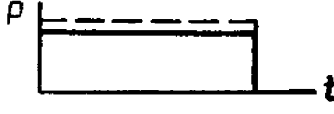
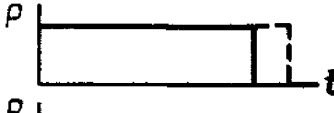
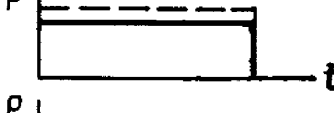
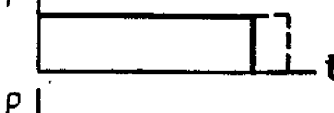
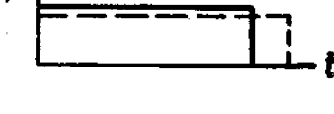
производная дальности по любому из рассматриваемых параметров λ может быть выражена зависимостью

$$\frac{\partial L}{\partial \lambda} = \frac{\partial L}{\partial v_k} \frac{\partial v_k}{\partial \lambda} + \frac{\partial L}{\partial h_k} \frac{\partial h_k}{\partial \lambda} + \frac{\partial L}{\partial l_k} \frac{\partial l_k}{\partial \lambda} + \frac{\partial L}{\partial \vartheta_k} \frac{\partial \vartheta_k}{\partial \lambda}. \quad (5.100)$$

Из зависимости (5.100) следует, что производные $\frac{\partial L}{\partial \lambda}$ могут быть рассмотрены при различных сочетаниях постоянных и переменных величин, представленных в табл. 5.4.

Таблица 5.4

Условия определения производных вида $\frac{\partial L}{\partial \lambda}$

Параметр λ	Постоянные параметры	Переменные параметры	Характер изменения тяги по времени
m_k	$I_1, P, \omega, \tau, \dot{\omega}, q, I_a, \dot{q}$	m_k	
$\omega, (q)$	$I_1, m_k, \tau, (I_a)$	$\omega, \dot{\omega}, P, (q, \dot{q})$	
	$I_1, m_k, \dot{\omega}, P, (\dot{q}, I_a)$	$\omega, \tau, (q)$	
$I_1, (I_a)$	$m_k, \omega, \dot{\omega}, \tau, (q, \dot{q})$	I_1, P, I_a	
	$m_k, P, \omega, (q)$	$I_1, \dot{\omega}, \tau, (\dot{q}, I_a)$	
τ	$I_1, \omega, m_k, (q, I_a)$	$\tau, \dot{\omega}, P, (\dot{q})$	

Из табл. 5.4 видно, что только производная по массе конструкции $\frac{\partial L}{\partial m_k}$ является чисто частной производной, в то время как все остальные производные являются смешанными, так как они определяются при условии, что одна часть параметров остается постоянной, а другая часть — переменной. В дальнейшем нас будут интересовать производные по параметрам m_k, ω, I_1, I_a и q при постоянном времени τ и отдельно производная по времени τ .

При сравнительно небольших отклонениях параметров m_k, ω, I_1, I_a, q и сохранении неизменным времени работы двигателя τ влиянием изменения h_k, l_k и ϑ_k на дальность полета в первом приближении можно пренебречь. Тогда зависимость (5.100) примет вид

$$\frac{\partial L}{\partial \lambda} \approx \frac{\partial L}{\partial v_k} \frac{\partial v_k}{\partial \lambda}. \quad (5.101)$$

Связь между скоростью в конце активного полета и основными конструктивными параметрами ракеты легко

получить, если рассматривать движение центра масс ракеты под действием лишь двух сил: силы тяги и силы тяжести, считая, что ускорение свободного падения постоянно. Тогда для n -ступенчатой ракеты будем иметь

$$v_k = \sum_{i=1}^n I_{1i}^* g_0 \ln \frac{m_{k_i} + \omega_i + q_i}{m_{k_i}} - \sum_{i=1}^n g_0 \tau_i \sin \vartheta_{ср_i}, \quad (5.102)$$

где $I_{1i}^* = \frac{I_{1i} \omega_i + I_{a_i} q_i}{\omega_i + q_i}$ — значение удельного импульса двигателя i -й ступени с учетом расхода уносимой массы;
 $\vartheta_{ср_i}$ — среднее значение угла наклона вектора скорости i -й ступени к горизонту.

Дифференцируя выражение (5.102) по параметрам m_{k_i} , ω_i , I_{1i} , q_i , I_{a_i} при постоянном времени τ_i для i -й ступени, получим:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial v_k}{\partial m_{k_i}} &= - \sum_{j=1}^i \frac{I_{1j} g_0}{m_{0j}} \frac{\mu_j}{1 - \mu_j}; \\ \frac{\partial v_k}{\partial \omega_i} &= \frac{I_{1i} g_0}{m_{0i}} - \sum_{j=1}^{i-1} \frac{I_{1j} g_0}{m_{0j}} \frac{\mu_j}{1 - \mu_j}; \\ \frac{\partial v_k}{\partial I_{1i}} &= g_0 \ln \frac{1}{1 - \mu_i}; \\ \frac{\partial v_k}{\partial q_i} &\approx \frac{I_{1i}^* g_0}{m_{0i}} - \frac{I_{1i} - I_{a_i}}{\omega_i} g_0 \ln \frac{1}{1 - \mu_i} - \sum_{j=1}^{i-1} \frac{I_{1j} g_0}{m_{0j}} \frac{\mu_j}{1 - \mu_j}; \\ \frac{\partial v_k}{\partial I_{a_i}} &\approx \frac{q_i}{\omega_i + q_i} g_0 \ln \frac{1}{1 - \mu_i}, \end{aligned} \right\} \quad (5.103)$$

где j — порядковый номер ступени.

Подставляя формулы (5.103) в зависимость (5.101), получим выражение для частных производных дальности полета по любому из интересующих нас параметров при условии $\tau_i = \text{const}$.

При изменении времени работы i -й ступени τ_i исключение членов $\frac{\partial L}{\partial h_k}$ и $\frac{\partial L}{\partial l_k}$ в зависимости (5.100) приводит к су-

ществленным погрешностям, поэтому для i -й ступени

$$\frac{\partial L}{\partial \tau_i} \approx \frac{\partial L}{\partial v_k} \frac{\partial v_{k_i}}{\partial \tau_i} + \frac{\partial L}{\partial h_k} \frac{\partial h_{k_i}}{\partial \tau_i} + \frac{\partial L}{\partial l_k} \frac{\partial l_{k_i}}{\partial \tau_i}. \quad (5.104)$$

Для приближенных оценок в зависимости (5.104) можно принимать:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial v_{k_i}}{\partial \tau_i} &= -g_0 \sin \vartheta_{cp_i}; \\ \frac{\partial h_{k_i}}{\partial \tau_i} &\approx v_{0_i} \sin \vartheta_{cp_i}; \\ \frac{\partial l_{k_i}}{\partial \tau_i} &\approx v_{0_i} \cos \vartheta_{cp_i}, \end{aligned} \right\} \quad (5.105)$$

где v_{0_i} — начальная скорость i -й ступени.

Частные производные типа $\frac{\partial L}{\partial v_k}$, $\frac{\partial L}{\partial h_k}$, $\frac{\partial L}{\partial l_k}$ могут быть определены с использованием соотношений эллиптической теории, и их значения для характерных значений h_k , ϑ_k и дальностей полета представлены в табл. 2.1.

В формулах (5.103) представлена производная по пассивной массе конструкции i -й ступени m_{k_i} при условии, что пассивная масса m_{k_i} сохраняется на ракете до конца работы i -й ступени. В случае если часть пассивной массы $m_{k_i}^*$ сбрасывается в процессе работы i -й ступени, то в зависимости от момента сброса $\bar{\tau}_i^* = \frac{\tau_i^*}{\tau_i}$ производная скорости по сбрасываемой пассивной массе будет определяться как

$$\frac{\partial v_k}{\partial m_{k_i}^*} = - \frac{I_{1i} g_0}{m_{0_i}} \frac{\mu_i \bar{\tau}_i^*}{1 - \mu_i \bar{\tau}_i^*} - \sum_{j=1}^{i-1} \frac{I_{1j} g_0}{m_{0_j}} \frac{\mu_j}{1 - \mu_j}.$$

Зная значение частных производных дальности по конструктивным параметрам, можно определить изменение дальности полета, вызванное изменением одного или не-

скольких конструктивных параметров по следующей приближенной формуле:

$$\Delta L = \sum_{i=1}^n \left(\sum_{k=1}^S \frac{\partial L}{\partial \lambda_k} \Delta \lambda_k \right)_i, \quad (5.106)$$

где $\Delta \lambda_k$ — изменение k -го параметра i -й ступени;

S — число изменяемых параметров на i -й ступени.

Методы анализа влияния изменения отдельных параметров ракеты на дальность полета с использованием частных производных широко используются за рубежом в проектных работах при выборе рациональных принципиально-конструктивных решений, применяемых материалов или твердых топлив.

Так, например, в разд. 5 гл. 4 было показано, что сравнение двух топлив с различным удельным импульсом или плотностью можно проводить по изменению дальности полета, определяемому в соответствии с выражением (4.56):

$$\Delta L_i = \frac{\partial L}{\partial I_{1i}} \left[I_{1i} - I_{1a_i} \left(\frac{\rho_{Tg_i}}{\rho_{T_i}} \right)^{C_i} \right]. \quad (5.107)$$

При сравнении эффективности расходуемых материалов (например, теплозащитных покрытий, рабочих тел, инжектируемых в сопло для создания управляющих сил) удобно производную скорости по уносимому материалу представить в виде

$$\frac{\partial v_k}{\partial q_i} \approx \frac{\partial v_k}{\partial \omega_i} - \frac{I_{1i} - I_{a_i}}{\omega_i} \frac{\partial v_k}{\partial I_{1i}}. \quad (5.108)$$

Последняя зависимость для $\frac{\partial v_k}{\partial q_i}$ получена при постоянном по времени расходе уносимого материала.

Характер влияния изменения отдельных конструктивных параметров на дальность полета гипотетической УБР дальнего действия показан на рис. 5.4.

Из анализа приведенных формул для $\frac{\partial v_k}{\partial q_i}$ и зависимостей, показанных на рис. 5.4, следует, что единица массы уносимого материала эффективнее единицы пассивной массы конструкции даже при $I_{a_i} = 0$ и по мере увеличения I_{a_i} до I_{1i} ее эффективность приближается к эффективности топлива.

Применяемые в конструкции современных зарубежных РДТТ материалы обычно приводят к уносу массы, составляющему по величине около 3—4% массы всей конструкции. Оценки показывают, что неучет уноса такого количества расходуемых материалов при баллистических расчетах может привести к ошибке в определении дальности полета до 1—1,5%, даже если $I_a = 0$.

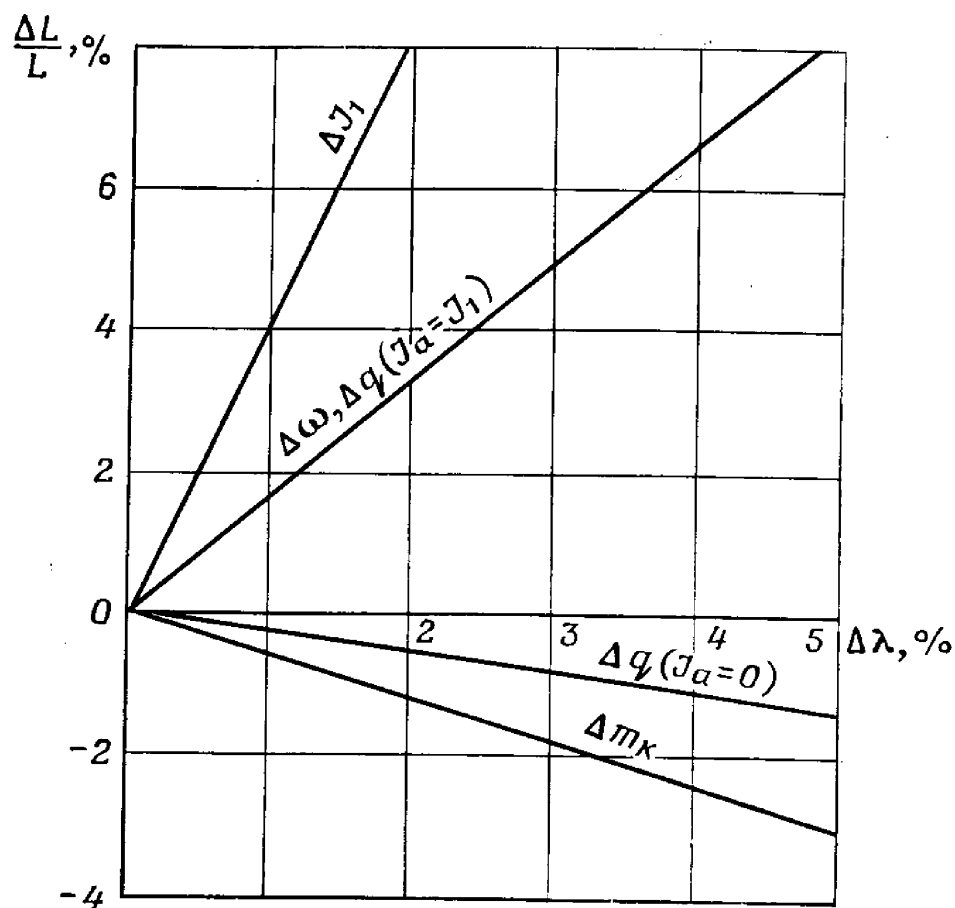


Рис. 5.4. Характер влияния изменения конструктивных параметров на дальность полета УБР дальнего действия

При проведении проектных проработок часто приходится сталкиваться с оценкой влияния аэродинамической формы ракеты, характеризуемой коэффициентом аэродинамического сопротивления C_x , на дальность полета. Для проведения такого рода оценок в первом приближении можно воспользоваться приводимым ниже выражением для определения частной производной дальности полета по коэффициенту сопротивления C_x , полученным на основе анализа уровня потерь скорости за счет аэродинамического

сопротивления, проведенного в разд. 3 настоящей главы:

$$\frac{\partial L}{\partial C_x} \approx 0,4 \frac{\sqrt{1-\mu_1^2} \ln \frac{1}{1-\mu_1}}{\mu_1} \frac{n_0}{\sqrt[3]{\sin^2 \vartheta_k}} \frac{P_M^3}{P_M} i \frac{\partial L}{\partial v_k}, \text{ км/\%, (5.109)}$$

где μ_1 — относительный запас топлива на первой ступени;
 $\frac{\partial L}{\partial v_k}$ — частная производная дальности полета по конечной скорости.

Определение изменений характеристик ракеты, обеспечивающих сохранение максимальной дальности полета при изменении массы полезной нагрузки, может производиться в зависимости от условий решения задачи. Ограничимся такой постановкой задачи, когда для заданного изменения массы полезной нагрузки требуется определить изменение основных характеристик известной ракеты, которые не изменяют траектории активного полета и, следовательно, обеспечивают сохранение максимальной дальности полета.

О неизменности траектории активного полета можно говорить в том случае, если параметры ракеты, входящие в явном виде в уравнения движения ее центра масс, сохраняются постоянными при изменении массы полезной нагрузки. Из анализа уравнений движения ракеты следует, что к членам, содержащим такие параметры, относятся: $\frac{P}{mg_0}$; $\frac{X}{mg_0}$; $\vartheta(t)$. Представим их в следующем виде:

$$\begin{aligned} \frac{P}{mg_0} &= \left[C_{P_n}(\bar{d}_a, k) \frac{p_k}{\bar{d}_a^2} - p_h \right] \frac{\sigma_a}{mg_0}; \\ \frac{X}{mg_0} &= C_x q \frac{S_M}{mg_0}; \\ m &= m_0 \left(1 - \frac{t}{\tau} \mu \right), \end{aligned}$$

где P — тяга двигателей;

m — текущая масса ракеты;

X — сила лобового сопротивления;

C_{P_n} — коэффициент тяги в пустоте;

p_k, p_h — соответственно давление в камере и окружающей среды на высоте h ;

S_M — площадь мидела;

C_x — коэффициент лобового сопротивления;

k — показатель процесса истечения.

Если принять, что параметры $k, p_k, \bar{d}_a, C_x$ и $\vartheta(t)$ являются неизменными, то можно заключить, что параметры траектории останутся постоянными при изменении массы полезной нагрузки, если сохранятся постоянными параметры τ, μ и члены $\frac{\sigma_a}{m}, \frac{S_a}{m}$.

При неизменных значениях τ и μ единственными параметрами, которыми мы можем варьировать для сохранения параметров траектории при изменении массы полезной нагрузки, являются параметры σ_a, S_m и m .

Рассмотрим многоступенчатую УБР с числом ступеней n , начальную массу которой запишем в виде

$$m_0 = m_{п. н} + Q_n + \dots + Q_i + \dots + Q_1,$$

где $Q_i = m_{к_i} + \omega_i$.

Массу топлива i -й ступени выразим как

$$\omega_i = \mu_i m_{0_i} = Q_i - m_{к_i}.$$

Если через индекс Δ перед какой-либо величиной обозначить сравнительно малое изменение этой величины, то, исходя из изложенного, получим следующие законы изменения параметров УБР при условии неизменности ее траектории:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \sigma_{a_i} &= \left(\frac{\sigma_{a_i}}{m_{0_i}} \right) \Delta m_{0_i}; \\ \Delta S_{m_i} &= \left(\frac{S_{m_i}}{m_{0_i}} \right) \Delta m_{0_i}; \\ \mu_i \Delta m_{0_i} &= \Delta Q_i - \Delta m_{к_i}. \end{aligned} \right\} \quad (5.110)$$

Для УБР с РДТТ массу конструкции i -й ступени $m_{к_i}$ можно с достаточной степенью точности представить в виде

$$m_{к_i} = e_i + f_i Q_i \quad (5.111)$$

или

$$m_{к_i} = E_i + F_i \omega_i. \quad (5.112)$$

Связь между коэффициентами уравнений (5.111) и (5.112) выражается через соотношения:

$$\left. \begin{aligned} e_i &= \frac{E_i}{1 + F_i}; \\ f_i &= \frac{F_i}{1 + F_i}, \end{aligned} \right\} \quad (5.113)$$

где e_i , E_i , f_i , F_i — константы, зависящие от особенностей конструкции i -й ступени.

В первом приближении при сохранении конструктивных решений и применяемых материалов можно считать, что коэффициенты E_i , F_i или e_i и f_i не меняются при изменении массы полезной нагрузки. Тогда

$$\Delta m_{k_i} = f_i \Delta Q_i = \frac{F_i}{1 + F_i} \Delta Q_i. \quad (5.114)$$

Используя соотношения (5.110) и (5.114), получим конечные выражения для изменения основных массовых характеристик n -ступенчатой ракеты с РДТТ, обеспечивающих неизменность ее траектории при изменении массы полезной нагрузки на величину $\Delta m_{п. н.}$

Так, в случае одноступенчатой ракеты, подставляя в последнее уравнение системы (5.110) соотношение $\Delta m_0 = \Delta Q + \Delta m_{п. н.}$ и значение Δm_k из соотношения (5.114), получаем

$$\Delta Q = \frac{\mu(1 + F)}{1 - \mu(1 + F)} \Delta m_{п. н.}$$

Тогда изменения остальных массовых характеристик определяются следующими соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} \Delta m_0 &= \frac{1}{1 - \mu(1 + F)} \Delta m_{п. н.}; \\ \Delta m_k &= \frac{F\mu}{1 - \mu(1 + F)} \Delta m_{п. н.}; \\ \Delta \omega &= \frac{\mu}{1 - \mu(1 + F)} \Delta m_{п. н.} \end{aligned} \right\} \quad (5.115)$$

Для второй ступени двухступенчатой ракеты по аналогии с соотношениями (5.115) имеем:

$$\Delta m_{0_2} = \frac{1}{1 - \mu_2(1 + F_2)} \Delta m_{п. н.};$$

$$\Delta m_{\kappa_2} = \frac{F_2 \mu_2}{1 - \mu_2 (1 + F_2)} \Delta m_{\text{п. н.}};$$

$$\Delta \omega_2 = \frac{\mu_2}{1 - \mu_2 (1 + F_2)} \Delta m_{\text{п. н.}}$$

Для первой ступени, учитывая, что вторая ступень играет роль полезной нагрузки, в этом случае будем иметь:

$$\begin{aligned} \Delta m_0 &= \frac{1}{1 - \mu_1 (1 + F_1)} \Delta m_{0_2} = \\ &= \frac{1}{[1 - \mu_1 (1 + F_1)] [1 - \mu_2 (1 + F_2)]} \Delta m_{\text{п. н.}}; \\ \Delta m_{\kappa_1} &= \frac{\mu_1 F_1}{1 - \mu_1 (1 + F_1)} \Delta m_{0_2} = \\ &= \frac{\mu_1 F_1}{[1 - \mu_1 (1 + F_1)] [1 - \mu_2 (1 + F_2)]} \Delta m_{\text{п. н.}}; \\ \Delta \omega_1 &= \frac{\mu_1}{1 - \mu_1 (1 + F_1)} \Delta m_{0_2} = \\ &= \frac{\mu_1}{[1 - \mu_1 (1 + F_1)] [1 - \mu_2 (1 + F_2)]} \Delta m_{\text{п. н.}} \end{aligned}$$

Соответственно для любой i -й ступени многоступенчатой ракеты будем иметь:

$$\left. \begin{aligned} \Delta m_{0_i} &= \frac{1}{\prod_{j=1}^i [1 - \mu_j (1 + F_j)]} \Delta m_{\text{п. н.}}; \\ \Delta m_{\kappa_i} &= \frac{\mu_i F_i}{\prod_{j=1}^i [1 - \mu_j (1 + F_j)]} \Delta m_{\text{п. н.}}; \\ \Delta \omega_i &= \frac{\mu_i}{\prod_{j=1}^i [1 - \mu_j (1 + F_j)]} \Delta m_{\text{п. н.}} \end{aligned} \right\} \quad (5.116)$$

Изменения остальных параметров определяются с использованием системы уравнений (5.110).

Наибольший интерес представляет зависимость, характеризующая влияние изменения массы полезной нагрузки на стартовую массу ракеты в целом, которая в соответствии

с первым уравнением системы уравнений (5.116) имеет вид

$$\frac{\Delta m_0}{\Delta m_{п. н}} = \frac{1}{\prod_{i=1}^n [1 - \mu_i (1 + F_i)]}. \quad (5.117)$$

Анализ зависимости (5.117) показывает, что при оговоренных выше условиях изменение стартовой массы в зависимости от изменения массы полезной нагрузки носит линейный характер. Сопоставляя зависимость (5.117) с выражением (2.30), связывающим массовые характеристики ракеты, и учитывая, что $\alpha_i = \left(\frac{E_i}{\omega_i} + F_i \right) > F_i$ (так как $E_i > 0$), можно заключить, что

$$\frac{\Delta m_0}{\Delta m_{п. н}} < \frac{m_0}{m_{п. н}}.$$

Обычно величина F_i не превышает $(0,5 \div 0,6) \alpha_i$, поэтому для оценочных расчетов с учетом выражения (4.19) можно принять, что

$$\frac{\Delta m_0}{\Delta m_{п. н}} = (0,7 \div 0,8) \bar{\Lambda} \exp \left(\frac{AL_{\max}^a}{\bar{I}g_0} \right).$$

Заменяя в зависимости (5.117) величину $\Delta m_{п. н}$ эквивалентным изменением дальности полета в соответствии с формулой (5.106), получим в первом приближении значение чувствительности стартовой массы ракеты к изменению дальности полета при постоянной массе полезной нагрузки:

$$\frac{\Delta m_0}{\Delta L} = \frac{1}{\frac{\partial L}{\partial m_{п. н}} \prod_{i=1}^n [1 - \mu_i (1 + F_i)]}, \text{ кг/км.}$$

Последняя формула может быть использована, например, для определения поправок к расчетам первого приближения, позволяющих сократить число дальнейших циклов расчета при определении проектных параметров ракеты в соответствии с приближенной методикой, изложенной в разд. 1 настоящей главы.

Зависимость (5.117) может быть также использована для приближенной оценки влияния изменения параметров твердого топлива на одной или нескольких ступенях на стартовую массу ракеты в целом. Так, если, например, на i -й ступени топливо с параметрами $I_{1\partial i}$ и $\rho_{т\partial i}$ заменено топливом с параметрами I_{1i} и $\rho_{тi}$, то изменение стартовой массы ракеты при постоянных массе полезной нагрузки и дальности полета в соответствии с формулой (5.107) может быть в первом приближении оценено по зависимости

$$\Delta m_0 = \frac{\frac{\partial L}{\partial I_{1i}} \left[I_{1i} - I_{1\partial i} \left(\frac{\rho_{т\partial i}}{\rho_{тi}} \right)^{C_i} \right]}{\frac{\partial L}{\partial m_{п. н}} \prod_{i=1}^n [1 - \mu_i (1 + F_i)]}, \text{ кг.}$$

Из изложенного следует, что решение задачи о влиянии изменения некоторых параметров ракеты на ее стартовую массу даже в приближенной постановке представляет большой интерес на начальных этапах проектирования, когда результаты, полученные при одних условиях, требуется быстро и сравнительно просто пересчитать на другие условия. Подобную задачу приходится решать и в тех случаях, когда необходимо провести сравнительный анализ энергетических возможностей ракет с различным значением массы полезной нагрузки или дальности полета, отличающимися друг от друга на сравнительно небольшие величины.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алгоритмы оптимизации проектных решений. Под. ред. А. И. Половинкина. М., «Энергия», 1976.
2. Алемасов В. Е. и др. Теория ракетных двигателей. Изд. 2-е. М., «Машиностроение», 1969.
3. Ануреев И. И. Оружие противоракетной и противокосмической обороны. М., Воениздат, 1971.
4. Белов Г. В. и др. Основы проектирования ракет. М., «Машиностроение», 1974.
5. Варфоломеев В. И., Копытов М. И. Проектирование и испытания баллистических ракет. М., Воениздат, 1970.
6. «Вопросы ракетной техники», 1965—1974 гг.
7. Елпатьевский А. Н., Васильев В. В. Прочность цилиндрических оболочек из армированных материалов. М., «Машиностроение», 1972.
8. Завлин П. Н. и др. Труд в сфере науки. М., «Экономика», 1973.
9. «Известия АН СССР» (МЖГ), 1971, № 1; 1975, № 5.
10. Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф. Баллистика ракет. М., «Машиностроение», 1970.
11. Морозов Н. И. Баллистические ракеты стратегического назначения. М., Воениздат, 1970.
12. Пенцак И. Н. Теория полета и конструкция баллистических ракет. М., «Машиностроение», 1974.
13. Петров К. П. Аэродинамика ракет. М., «Машиностроение», 1977.
14. Радиотехнические системы в ракетной технике. Под ред. В. И. Галкина, И. И. Захарченко, Л. В. Михайлова. М., Воениздат, 1974.
15. «Ракетно-космическая техника», 1973—1976 гг.
16. Синюков А. М. и др. Баллистическая ракета на твердом топливе. М., Воениздат, 1972.
17. Стернин Л. Е. Основы газодинамики двухфазных течений в соплах. М., «Машиностроение», 1974.
18. Тарасов Е. В. Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата. М., «Машиностроение», 1970.
19. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. АН СССР, ВИНТИ, 1971.
20. Хитрик М. С., Федоров С. М. Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами. М., «Машиностроение», 1972.
21. Шишков А. А. Газодинамика пороховых ракетных двигателей. М., «Машиностроение», 1974.
22. «AIAA Paper», 1976, № 190.
23. «Aerospace Daily», 1974, vol. 70, № 29.
24. «Aviation Week», 1974, vol. 101, № 2; 1977, vol. 106, № 16.
25. «Armed Forces Journal International», 1975, № 6.
26. «Bulletin of Atomic Scientists», 1974, vol. 30, № 7.
27. «Chemical Propulsion», NASA, 1971, may.
28. «New Scientist», 1974, vol. 64, № 918.
29. «Österreichische Militärische Zeitschrift», 1975, № 1.
30. «Technology Review», 1974, oct./nov.