

В.Г. Мануйленко, Е.Г. Удин

**ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПОСТРОЕНИЯ
КРЫЛАТЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ**



**Санкт-Петербург
2020**

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

УНИВЕРСИТЕТ ИТМО

В.Г. Мануйленко, Е.Г. Удин
ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ
ПОСТРОЕНИЯ КРЫЛАТЫХ
УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

РЕКОМЕНДОВАНО К ИСПОЛЬЗОВАНИЮ В УНИВЕРСИТЕТЕ ИТМО
студентам обучающихся по программе подготовки офицера запаса
по военно-учетной специальности 471102.



Санкт-Петербург
2020

Мануйленко В. Г., Удин Е.Г., Теоретические основы крылатых управляемых ракет – СПб: Университет ИТМО, 2020. – 201 с.

Рецензент(ы):

Алексей Владимирович Петрунин, кандидат технических наук, доцент, доцент военного учебного центра, Военный учебный центр при БГТУ «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова;

Данное учебное пособие «Теоретические основы построения крылатых управляемых ракет» написано на основании теоретического материала, изучаемого студентами военного учебного центра ИТМО по дисциплине «Основы теории построения комплексов крылатых ракет подводных лодок». Для правильного понимания особенностей устройства ракет, их боевых возможностей, правил эксплуатации и боевого применения, способов противодействия ракетам противника, для более быстрого и глубокого изучения новых образцов по их описаниям необходимо, прежде всего, знание общих закономерностей их полета и летных характеристик, физических принципов устройства и действия основных элементов и ракет в целом. Именно в изучении общих закономерностей, определяющих многие частые факты, и состоит один из ведущих принципов современного обучения.



Университет ИТМО – ведущий вуз России в области информационных и фотонных технологий, один из немногих российских вузов, получивших в 2009 году статус национального исследовательского университета. С 2013 года Университет ИТМО – участник программы повышения конкурентоспособности российских университетов среди ведущих мировых научно-образовательных центров, известной как проект «5 в 100». Цель Университета ИТМО – становление исследовательского университета мирового уровня, предпринимательского по типу, ориентированного на интернационализацию всех направлений деятельности.

© Университет ИТМО, 2020
© Мануйленко В. Г., Е.Г. Удин., 2020

Содержание

Предисловие	7
Введение	8
Глава 1. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА РАКЕТЫ В ПОЛЕТЕ	9
1. Системы координат. Силы, действующие на ракеты в полете	9
1.1.1. Системы координат	9
1.1.2. Кинематические параметры движения ракет	13
1.2. Силы и моменты, действующие на ракету в полете	15
1.2.1. Сила тяжести	16
1.2.2. Сила тяги реактивного двигателя	16
1.2.3. Аэродинамические силы и моменты	18
1.3. Аэродинамические характеристики ракет	19
1.3.1. Параметры и свойства воздуха в атмосфере Земли	20
1.3.2. Параметры и свойства воздушного потока	22
1.3.3. Влияние угла атаки и числа M на характер обтекания крыла	26
1.3.4. Формулы аэродинамических коэффициентов ракеты	34
Глава 2. БАЛАНСИРОВКА, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ РАКЕТ	37
2.1. Общие сведения о балансировке, устойчивости и управляемости ракет	37
2.2. Балансировка, устойчивость и управляемость по углу атаки	38
2.3. Балансировка, устойчивость и управляемость по углу скольжения	42
2.4. Балансировка, устойчивость и управляемость по углу крена	45
Глава 3. МАНЕВРЕННОСТЬ РАКЕТ И ДИАПАЗОНЫ СКОРОСТЕЙ, ДАЛЬНОСТЕЙ И ВЫСОТ ПОЛЕТА РАКЕТ	49
3.1. Принципы изменения скорости и направления полета.	49
Перегрузки ракет	
3.2. Маневренность ракет. Характеристики маневренности	52
3.2.1. Характеристики маневренности в вертикальной плоскости	52
3.2.2. Характеристики маневренности и способы разворота ракеты в горизонтальной плоскости	53
Глава 4. ДИАПАЗОНЫ СКОРОСТЕЙ, ДАЛЬНОСТЕЙ И ВЫСОТ ПОЛЕТА РАКЕТ	56
4.1. Траектория и профиль скоростей полета КР	56
4.1.1. Расчетная траектория. Профиль скоростей	56
4.1.2. Скорость и время разгона КР при старте	57
4.1.3. Максимальная и маршевая скорости полета КР	58
4.1.4. Диапазон скоростей, высот и дальностей полета КР	59
Глава 5. ПЛАНЕРЫ И КОМПОНОВКА РАКЕТ	63
5.1. Планеры ракет. Общие сведения	63
5.2. Формы элементов планера	63

5.2.1. Форма корпуса	63
5.2.2. Форма крыла	65
5.2.3. Формы оперения	70
5.3. Аэродинамические схемы планера	71
5.3.1. Схемы самолетные и крестокрылые	71
5.3.2. Схемы «Нормальная», «Бесхвостка», «Утка», «Поворотное крыло»	74
5.4. Конструкции планеров	78
5.4.1. Понятие о прочности конструкций	78
5.4.2. Понятие о влиянии жесткости планера на его работу	82
5.4.3. Конструктивно-силовые схемы элементов планера	84
Глава 6. КОМПОНОВКА ПЛАНЕРА	90
6.1. Компоновка ракет без стартовых двигателей	90
6.2. Стартовая компоновка ракет	93
Глава 7. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ РАКЕТ И ИХ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРАХ	98
7.1. Общие сведения о двигательных установках ракет	98
7.1.1. Общие сведения о реактивных двигателях	98
7.1.2. Тяговые и массовые параметры двигательных установок ракет	100
7.2. Параметры рабочего процесса реактивного двигателя	102
Глава 8. ТВЕРДЫЕ И ЖИДКИЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА	106
8.1 Общие сведения о ракетных топливах. Основные параметры ракетных топлив	106
8.1.1. Общие сведения о ракетных топливах	106
8.1.2. Основные параметры ракетных топлив	108
8.2. Состав, эксплуатационные свойства и энергетические характеристики твердых ракетных топлив	111
8.2.1. Составы твердых топлив	111
8.3. Состав, эксплуатационные свойства и энергетические характеристики жидких ракетных топлив	117
8.3.1. Состав и эксплуатационные свойства жидких топлив	117
Глава 9. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С РДТТ	122
9.1. Общие сведения о РДТТ. Форма зарядов твердого топлива	122
9.1.1. Общие сведения о РДТТ	122
9.1.2. Форма зарядов твердого топлива	124
Глава 10. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С ЖРД	128
10.1. Общие сведения о ЖРД. Камера ЖРД	128
10.1.1. Общие сведения о ЖРД	128
10.2. Топливные баки. Системы подачи топлива	133
Глава 11. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С ТРД	138
11.1. Общие сведения	138
11.2. Устройство и принцип действия основных элементов ТРД	140
Глава 12. БОЕВЫЕ ЧАСТИ РАКЕТ	145
12.1. Общие сведения о взрыве и взрывчатых веществах	145

12.1.1. Общие сведения о взрыве	145
12.1.2. Основные виды взрывчатых превращений. Детонация	146
12.1.3. Классификация и требования к взрывчатым веществам	147
12.1.4. Иницирующие и бризантные взрывчатые вещества	148
12.1.5. Бризантные взрывчатые вещества	151
12.1.6. Меры безопасности при обращении с ВВ	155
12.2. Поражающее действие взрыва заряда ВВ	156
12.2.1. Бризантное действие взрыва. Параметры ударной волны в воздухе и воде	156
12.2.2. Кумулятивное действие взрыва	158
12.2.3. Фугасное действие взрыва. Параметры ударной волны в воздухе и воде	161
12.3. Принципы устройства и действия боевых частей КР	165
12.3.1. Общие сведения	165
12.3.2. Типы боевых частей	166
Глава 13. ВЗРЫВАТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА РАКЕТ	170
13.1. Общие сведения о взрывательных устройствах ракет	170
13.2. Принципы построения основных элементов взрывательных устройств	173
13.2.1. Огневая цепь	173
13.2.2. Датчики цепи и боевые электроцепи	176
Глава 14. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ РАКЕТ	184
14.1. Общие сведения об энергетических системах ракет	184
14.2. Электрические системы	186
14.3. Гидравлические системы	188
14.4. Пневматические системы	193
14.5. Системы на горячем газе	197

ПЕРЕЧЕНЬ ИСПОЛЬЗУЕМЫХ СОКРАЩЕНИЙ

КР – крылатая ракета
РД – ракетный двигатель
ЦМ – центр масс ракеты
БЧ – боевая часть
ВУ – взрывательное устройство
ВВ – взрывчатое вещество
ВРД – воздушно-реактивный двигатель
ПВРД – прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ТРД – турбореактивный двигатель
РДТТ – ракетный двигатель твердого топлива
ЖРД – жидкостной ракетный двигатель
СД – стартовый двигатель
МДУ – маршевая двигательная установка
АУ – автономное управление
СН – самонаведение

ВВЕДЕНИЕ

Современная ракетно-авиационная техника своим развитием обязана достоинствам тепловых двигателей особого типа, называемыми реактивными. В реактивном двигателе сочетаются собственно тепловой двигатель, в котором химическая энергия топлива преобразуется в энергию сжатого газа, и движитель, создающий силу тяги за счет истечения струи газа. Движение под действием силы реакции истекающей газовой струи называют реактивным движением. Беспилотные летательные аппараты с реактивным принципом движения называют ракетами. Боевые ракеты входят в состав комплекса ракетного оружия, которым вооружаются те или иные носители: надводные корабли, подводные лодки, самолеты.

Ракетный комплекс можно разделить на три основные части: боекомплект ракет, пусковую установку с системой хранения, подачи и заряжания ракет, систему приборов управления стрельбой. Боевые возможности ракетного комплекса, надежность и безопасность его действия определяются, прежде всего, летно-техническими характеристиками ракеты. В ракетных комплексах используются ракеты с баллистическим принципом полета, или баллистические ракеты, и ракеты с аэродинамическим принципом полета, или крылатые ракеты.

Задача изучения крылатой ракеты в этом учебном пособии состоит в том, чтобы по возможности просто и вместе с тем строго рассмотреть общие закономерности полета ракет, их летные характеристики, физические принципы устройства и действия ракет и их элементов, выделить главные закономерности, связывающие основные тактико-технические характеристики ракет. Именно этот круг вопросов определяет боевые возможности ракет, их поражающее действие у цели, надежность и безопасность в условиях эксплуатации, пути их дальнейшего совершенствования как летательных аппаратов для поражения цели. Знание общих принципов устройства и действия ракет и их элементов дает возможность быстрее и глубже осваивать устройство и правила эксплуатации конкретных образцов ракет по их описаниям.

В условиях повседневной эксплуатации ракета – главный взрывопожарный элемент ракетного комплекса, в условиях стрельбы – средство непосредственного поражения цели. Поэтому, несмотря на то, что техническое обслуживание современных ракет упрощается больше, чем других элементов ракетного комплекса, глубокое понимание физических процессов, происходящих при подготовке ракет и их боевом применении, остается жизненно важной задачей.

Учебное пособие может быть полезно как для студентов, которые впервые хотят познакомиться с боевыми корабельными крылатыми ракетами, так и для специалистов, работающих с крылатыми ракетами и другой авиационной техникой.

ГЛАВА 1.

СИСТЕМЫ КООРДИНАТ. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА РАКЕТЫ В ПОЛЕТЕ

1.1. Системы координат и координаты, определяющие положение и движение ракеты

1.1.1. Системы координат

Полет ракеты – одна из форм механического движения, в котором необходимо знать перемещения ракеты относительно Земли и относительно частиц окружающей среды – воздуха.

Так же как и при изучении любого механического движения, для изучения полета ракеты необходимо введение систем координат или систем отсчета, позволяющих определять положение ракеты относительно Земли и воздуха в каждый момент времени. Большинство задач динамики полета может быть решено с использованием земной, траекторной, скоростной и связанной систем координат (ГОСТ 20058-80). Это прямоугольные правые системы координат. В таких системах координат положительные по знаку углы и угловые скорости вращения соответствуют поворотам против часовой стрелки, если смотреть с конца той оси, относительно которой рассматривается поворот.

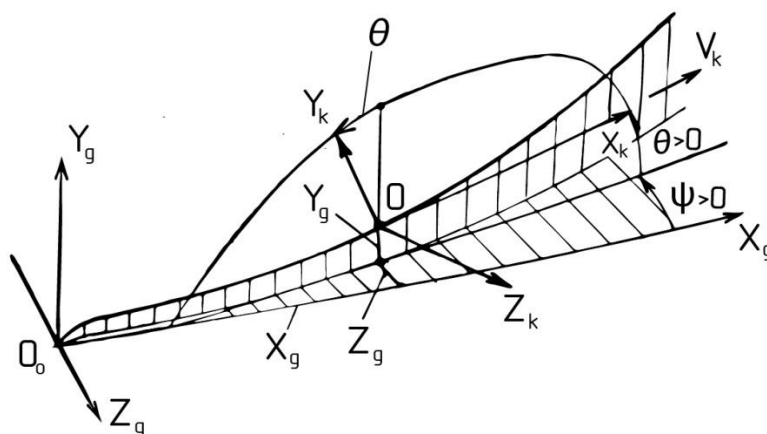


Рис. 1.1

Земная система координат - $O_o X_g Y_g Z_g$ связана с Землей. Начало земной системы координат – точка O_o – находится в месте пуска ракеты на уровне моря (рис.1.1). Ось $O_o X_g$ ориентирована по направлению пуска в плоскости горизонта места пуска. Ось $O_o Y_g$ направляется по вертикали места пуска вверх. Ось $O_o Z_g$ перпендикулярна вертикальной плоскости $O_o X_g Y_g$ и направляется вправо. В задачах динамики полета КР и ЗУР земная система координат может приниматься условно неподвижной (не учитывается вращение Земли).

Траекторная система координат $Ox_k Y_k Z_k$ связана с траекторией полета. Начало этой системы координат – точка O , находится в ЦМ ракеты V_k , ось Ox_k направляется по вектору земной скорости ЦМ ракеты V_k , ось Oy_k перпендикулярна вектору скорости V_k и лежит в вертикальной плоскости, ось Oz_k горизонтальна и направлена вправо от вертикальной плоскости $Ox_k Oy_k$. Траекторная система координат удобна тем, что она является естественной в условиях полета ракеты: ось Ox_k – касательная к траектории, оси Oy_k и Oz_k – нормали к траектории соответственно в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Положение траекторной системы координат относительно земной определяется тремя линейными координатами $X_g Y_g Z_g$ и двумя независимыми углами Ψ, Θ :

X_g – горизонтальная дальность до ракеты;

Y_g – вертикальная координата, примерно равная высоте полета H (имеются в виду дальности, при которых, можно пренебречь кривизной поверхности Земли);

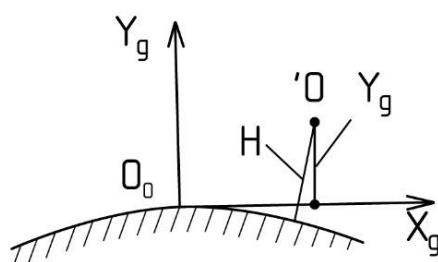


Рис. 1.2

Z_g – боковое отклонение ракеты от плоскости пуска;

Ψ – угол пути – угол между проекцией вектора скорости ракеты на плоскость горизонта и направлением пуска – указывает направление полета в горизонтальной плоскости;

Θ – угол наклона (возвышения и снижения) траектории – угол между вектором скорости ракеты и плоскостью горизонта – указывает направление полета в вертикальной плоскости.

Траекторная система координат перемещается относительно земной. Вектор скорости V_k точки O можно задать: либо значениями скорости полета V_k и двумя углами Ψ, Θ ; либо геометрической суммой проекций вектора скорости V_k на оси земной системы координат $V_k = X_g + Y_g + Z_g$.

Как следует из рис. 1.1, составляющие скорости ракеты равны: горизонтальная $X_g = V_k \cos \Theta \cos \Psi$; вертикальная $Y_g = V_k \sin \Theta$; боковая $Z_g = -V_k \cos \Theta \sin \Psi$.

Использование только двух рассмотренных систем координат позволяет решать задачи о движении ракеты как материальной точки под действием сил, заданных по величине и направлению (пример, движение баллистической ракеты в безвоздушном пространстве после выключения двигателя). В

обычных условиях полета ракеты в атмосфере Земли для определения величины и направления действующих сил необходимо знать положение ракеты (как твердого тела определенной формы) относительно Земли и обтекающего ее потока воздуха. Эта задача решается использованием еще двух систем координат: связанной и скоростной.

Связанная система координат $OXYZ$ совмещена с ракетой. Начало связанной системы координат размещается в ЦМ ракеты (рис. 1.3).

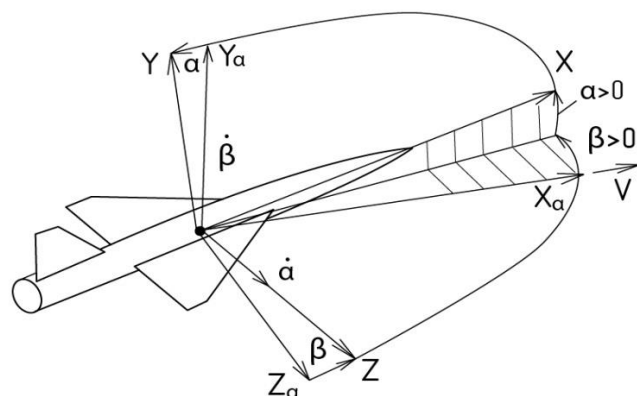


Рис. 1.3

Ось OX направляется вдоль оси корпуса ракеты вперед, ось OY перпендикулярна продольной оси корпуса и лежит в диаметральной плоскости ракеты, ось OZ перпендикулярна диаметральной плоскости ракеты и направлена в сторону правой консоли крыла. Положение связанной системы координат относительно земной определяют три линейные координаты X_g, Y_g, Z_g (см. рис.1.1) и три независимых угла $\varphi, \upsilon, \gamma$ (рис. 1.4):

φ - угол рыскания ракеты – угол между проекцией продольной оси корпуса ракеты на плоскость горизонта и направлением пуска;

υ - угол тангажа ракеты – угол между продольной осью корпуса ракеты и плоскостью горизонта;

γ - угол крена ракеты – угол поворота вокруг продольной оси корпуса, отсчитывается между осью OY и вертикальной плоскостью, проходящей через продольную ось OX .

В условиях полета ракеты углы $\varphi, \upsilon, \gamma$ могут быть измерены бортовыми гироскопическими приборами. Следует подчеркнуть, что углы $\varphi, \upsilon, \gamma$ непосредственно с направлением полета ракеты не связаны, так как продольная ось корпуса и направление вектора скорости ракеты в большинстве случаев полета не совпадают. Поскольку обычно сопло ракетного двигателя жестко связано с корпусом ракеты, углы $\varphi, \upsilon, \gamma$ определяют направление действия силы тяги двигателя относительно Земли.

Оси связанной системы координат поворачиваются относительно осей земной системы координат с угловой скоростью ω . Вектор угловой скорости ω можно представить геометрической суммой угловых скоростей рыскания φ , тангажа υ и крена γ (рис. 1.4) $\omega = \dot{\varphi} + \dot{\upsilon} + \dot{\gamma}$, либо геометрической суммой его проекций на оси связанной системы координат $\omega = \omega_x + \omega_y + \omega_z$, которые удобнее определять из уравнений моментов.

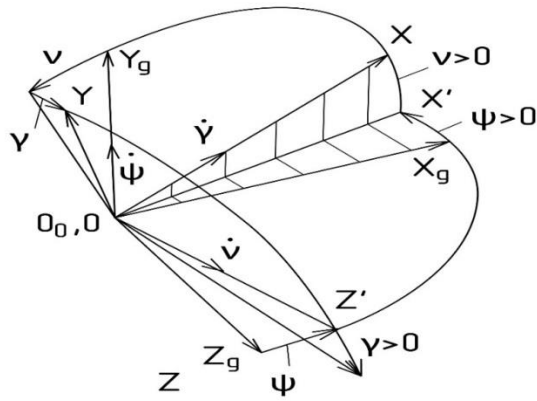


Рис. 1.4

Скоростная система координат $OX_aY_aZ_a$ связана с вектором воздушной скорости ЦМ и плоскостью XOY ракеты. Начало скоростной системы координат размещается в ЦМ ракеты (см. рис. 1.3). Ось OX_a направлена по вектору скорости ЦМ ракеты относительно воздуха (в обратном движении – навстречу вектору скорости набегающего невозмущенного потока воздуха). Ось OY_a перпендикулярна оси OX_a и лежит в диаметральной плоскости ракеты. Ось OZ_a перпендикулярна плоскости X_aOY_a и направлена в сторону правой консоли крыла. Положение скоростной системы координат относительно земной определяется тремя линейными координатами X_g, Y_g, Z_g , рассмотренными ранее, и тремя независимыми углами $\varphi_a, \nu_a, \gamma_a$ (рис. 1.5), которые вводятся аналогично углам φ, ν, γ .

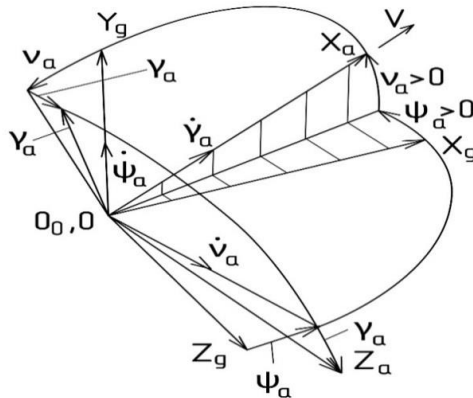


Рис. 1.5

В рассматриваемом случае:

φ_a – скоростной угол рыскания;

ν_a – скоростной угол тангажа;

γ_a – скоростной угол крена.

Если не учитывать движение воздуха относительно Земли, то оси OX_k и OX_a траекторной и скоростной систем координат совпадают. Этот случай мы и будем рассматривать далее. При этом $\varphi_a = \Psi, \nu_a = \Theta$, и положение скоростной системы координат относительно траекторной (рис. 1.6) определяется одним углом γ_a . Таким образом, оси траекторной системы координат $OX_kY_kZ_k$, можно

рассматривать как частный случай положения осей $Ox_a Y_a Z_a$ при $\gamma_a = 0$. Следует отметить, что углы Ψ , Θ , γ_a , в отличие от углов φ , υ , γ , бортовыми приборами ракеты обычно не измеряются, что обусловлено сложностью решения этой задачи. Взаимное положение скоростной и связанной систем координат (рис. 1.3) или положение ракеты относительно набегающего потока определяют два независимых угла β , α :

β - угол скольжения ракеты – угол между вектором скорости ЦМ и диаметральной плоскостью ракеты – характеризует несимметричность обтекания правого и левого борта ракеты и тем самым величину и знак боковой аэродинамической силы;

α - угол атаки ракеты – угол между проекцией вектора скорости ЦМ на диаметральную плоскость ракеты и продольной осью корпуса – характеризует несимметричность обтекания верхней и нижней поверхностей ракеты и тем самым величину и знак подъемной силы.

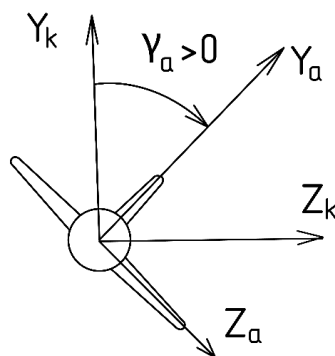


Рис. 1.6

1.1.2. Кинематические параметры движения ракеты

Кинематические параметры движения ракеты – это параметры, определяющие перемещения ракеты относительно Земли и воздуха в каждый момент времени. Иначе говоря, это параметры, определяющие взаимное положение подвижных и неподвижной систем координат, составляющих единую систему отсчета.

Ракета с фиксированными рулями имеет, как всякое твердое тело, шесть степеней свободы: три в поступательном движении и три во вращательном движении. Движение по каждой степени свободы определяют два кинематических параметра – величина перемещения и скорость перемещения. Следовательно, движение ракеты как твердого тела определяют 12 кинематических параметров:

в движении ЦМ: $X_g, Y_g, Z_g, V, \Psi, \Theta$;

во вращательном движении относительно ЦМ: $\varphi, \upsilon, \gamma, \omega_x, \omega_y, \omega_z$.

Поскольку для определения аэродинамических сил необходимо знать положение ракеты относительно потока воздуха, добавляется еще два кинематических параметра – углы α , β . Кроме того, аэродинамические силы и

моменты зависят не просто от скорости полета, а от отношения скорости полета V к скорости звука в воздухе на высоте полета. Это отношение

$$M = \frac{V}{a}$$

называется числом M (числом Маха) полета. Таким образом, к кинематическим параметрам движения ракеты необходимо отнести еще и число M .

Управляемая ракета имеет обычно еще три степени свободы в отклонении рулей. На величину аэродинамических моментов и сил влияют только углы отклонения рулей (скорости отклонения рулей влияют незначительно), поэтому необходимо учесть еще три параметра: угол отклонения руля высоты δ_v , угол отклонения руля направления δ_n и угол отклонения элеронов δ_δ . Углы δ_v , δ_n , δ_δ также принято относить к кинематическим параметрам движения ракеты, хотя их отклонение связано с изменением внешней формы ракеты, и с кинематикой поступательного и вращательного движения ракеты они связаны косвенно.

Таким образом, в общем случае пространственное движение ракеты определяют 18 кинематических параметров. Изменения кинематических параметров в полете взаимосвязаны и описываются сложной системой дифференциальных уравнений высокого порядка, анализ и решение которой достаточно сложны. Как показывают расчеты и опыт, при определении летных характеристик ракет можно общее пространственное движение ракеты разделить на два условно независимых движения – продольное и боковое.

Продольное движение рассматривается обычно как движение в вертикальной плоскости без углов крена и скольжения ракеты. В продольном движении определяются кинематические параметры: V , M , Θ , X_g , Y_g , ω_z , ν , α , δ_δ . Схема взаимного положения систем координат при изучении продольного движения показана на рис 1.7.

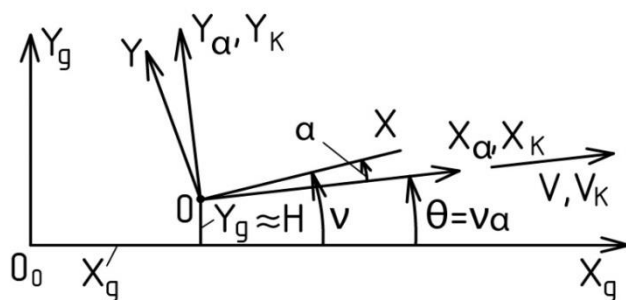


Рис. 1.7

Боковое движение рассматривается обычно как движение в горизонтальной плоскости (или наклонной), и при этом кинематические параметры продольного движения считаются известными. В боковом движении определяются кинематические параметры β , γ , ϕ , Ψ , Z_g , ω_x , ω_y , δ_δ , δ_n . Схема взаимного положения систем координат при изучении бокового движения в горизонтальной плоскости показана на рис. 1.8.

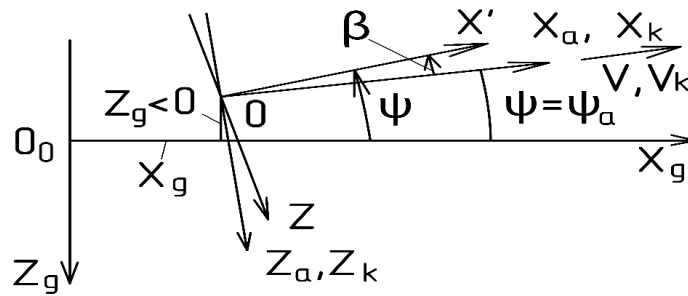


Рис. 1.8

Разделение общего движения ракеты на два независимо изучаемых движения позволяет существенно упростить математическое описание движения, проще и нагляднее выявлять главные закономерности полета ракет и определять их летные характеристики. Допустимость разделения общего движения на продольное и боковое физически основывается на том, что у ЛА, имеющего диаметрально плоскость симметрии, малые изменения кинематических параметров бокового движения практически не влияют на параметры продольного движения.

1.2. Силы и моменты, действующие на ракету в полете

В полете с работающим двигателем ракета представляет собою тело переменного состава и массы: происходит отброс части массы ракеты в виде продуктов сгорания топлива, а у ракеты с воздушно-реактивным двигателем, кроме того, внутрь поступают все новые и новые массы воздуха. Внешними силами, приложенными к ракете, являются сила притяжения Земли G_m и полная аэродинамическая сила R .

В динамике полета показывается, что для анализа движения ракет применим принцип «затвердевания». По этому принципу движение ракеты переменной массы происходит по тому же закону, что и твердого тела, получающегося в результате «затвердевания» ракеты в текущий момент времени, если к числу внешних сил добавить внутренние силы, обусловленные изменением массы. Главным результатом изменения массы ракеты при работе РД является возникновение силы тяги P , другие дополнительные внутренние силы, появляющиеся при перемещениях газа, топлива и ЦМ внутри вращающейся ракеты, обычно пренебрежительно малы. Используя принцип затвердевания, будем рассматривать движение ракеты как твердого тела под действием трех внешних сил G_m , R , P . Строго говоря, ракета не является твердым телом и в случае, когда двигатель не работает (масса постоянна), поскольку конструкция ее упругая и в топливных баках перемещаются жидкие компоненты топлива. Однако эти факторы учитываются только в специальных задачах.

Силы R и P в общем случае могут создавать моменты относительно ЦМ ракеты.

1.2.1. Сила тяжести

В полете на ракету действует сила гравитационного притяжения Земли, зависящая от массы ракеты m и квадрата расстояния до центра Земли. Эту силу принято определять по формуле

$$G_T = mg \quad (1.1)$$

где ускорение земного притяжения g на высоте H равно

$$g = g_0 \frac{r_0^2}{(r_0 + H)^2} \quad (1.2)$$

Здесь $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение земного притяжения при $H = 0$;

$r_0 = 6,37 \cdot 10^6 \text{ м}$ – средний радиус Земли.

Из формулы (1.2) видно, что при $H < 30 \text{ км}$ можно считать $g \approx \text{const}$.

Как известно, суточное вращение Земли (рис. 1.9) создает центробежную силу инерции F_u , которая воздействует на все тела, находящиеся на поверхности Земли. Поэтому невозможно экспериментальным путем отделить силу земного притяжения от центробежной силы инерции. Результирующий вектор G этих сил, направленный по вертикали места (по линии отвеса), называют силой тяжести. В условиях полета КР и ЗУР сила притяжения Земли практически совпадает с силой тяжести.

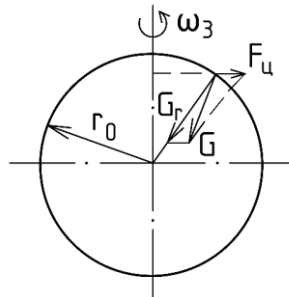


Рис. 1.9

1.2.2. Сила тяги реактивного двигателя

Реактивными двигателями называют тепловые двигатели, в которых энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию истекающей газовой струи, а получающаяся при этом сила реакции используется как движущая сила, или сила тяги двигателя.

Сила тяги РД связана с параметрами истекающей газовой струи. Эту связь можно установить на основе теоремы механики об изменении количества движения системы. Пусть в работающем двигателе (рис. 1.10):

– секундные массовые расходы воздуха на входе в двигатель \dot{m}_B и топлива \dot{m}_T по времени не изменяются;

– скорости воздуха на входе в двигатель V и газа на выходе из двигателя ω_C известны и постоянны;

– давление в газовой струе на выходе из двигателя p_c равно атмосферному давлению p_H .

В нашем случае изменение количества движения системы (газовой струи) равно импульсу внешней силы (силы реакции стенок двигателя). Поэтому для секундного импульса силы тяги P можно записать формулу:

$$P = (\dot{m}_B + \dot{m}_T)\omega_c - \dot{m}_B V \quad (1.3)$$

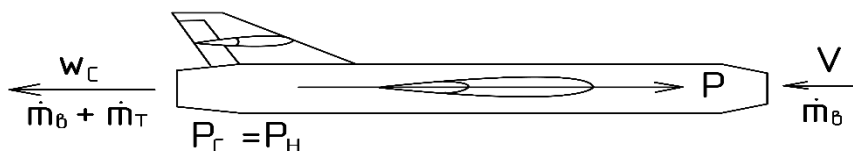


Рис. 1.10

Если газ в двигателе расширяется не полностью и давление в выходном сечении F_c газовой струи больше атмосферного ($p_c > p_H$), то формула силы тяги принимает вид

$$P = (\dot{m}_B + \dot{m}_T)\omega_c - \dot{m}_B V + F_c(p_c - p_H) \quad (1.4)$$

У автономных ракетных двигателей в состав топлива входит горючее и окислитель, воздух в двигатель не попадает ($\dot{m}_B = 0$), поэтому

$$P_{АРД} = \dot{m}_T \omega_c + F_c(p_c - p_H) \quad (1.5)$$

У неавтономных или воздушно-реактивных двигателей, и в частности у турбореактивных двигателей, расход воздуха связан с расходами топлива (только горючего) соотношением

$$\dot{m}_B = a l_0 \dot{m}_T \quad (1.6)$$

где $l_0 \approx 14,5 \dots 15$ кг – количество воздуха, теоретически необходимое для сжигания одного килограмма горючего (керосина);

$a = 3,5 \dots 4$ – коэффициент избытка воздуха.

Таким образом, $\dot{m}_B \gg \dot{m}_T$ и можно записать

$$P_{ТРД} = \dot{m}_T a l_0 (\omega_c - V) + F_c(p_c - p_H) \quad (1.7)$$

Первое слагаемое в формулах (1.5), (1.7) называют динамической составляющей силы тяги, а второе слагаемое – статической составляющей силы тяги. Следует иметь в виду, что увеличение расширения газа в двигателе до выполнения условия $p_c = p_H$ способствует увеличению силы тяги. В этом случае увеличение скорости истечения ω_c с избытком компенсирует уменьшение статической составляющей тяги до нуля.

Как видно из полученных формул, сила тяги пропорциональна скорости истечения и секундному массовому расходу газовой струи. Для любого ЛА важно иметь возможно меньший секундный расход топлива. Экономичность РД принято оценивать величиной удельной тяги.

Удельная тяга РД есть отношение силы тяги к секундному расходу топлива

$$p_{уд} = \frac{P}{\dot{m}_T} \text{ Н тяги} \cdot \text{с/кг топл.} \quad (1.8)$$

Из формул (1.5), (1.7) при $V = 0$, $p_c = p_H$ получаем

$$p_{удАРД} = \omega_c, p_{удТРД} = \omega_c a l_0.$$

Следовательно, кроме размерности по формуле (1.8), удельная тяга имеет размерность скорости м/с (поскольку $H = \text{кгм/с}^2$).

При разработке РД делают все возможное для увеличения скорости истечения газа ω_c и удельной тяги $p_{уд}$. Поэтому двигатели одного типа (РДТТ, ЖРД, ТРД), но разной тяги (размеров), могут мало отличаться по величине удельной тяги. В среднем

$$p_{удАРД} = 2000 \dots 2600 \text{ Н тяги*с/кг топл.},$$

$$p_{удТРД} = 25000 \dots 45000 \text{ Н тяги*с/кг топл.}$$

Линия действия силы тяги совпадает с продольной осью газовой струи. Если эта линия действия не проходит через ЦМ ракеты, то создается момент силы тяги. У КР и ЗУР линия действия силы тяги фиксирована конструкцией ракеты (специальных устройств для управления вектором тяги нет) и чаще всего проходит через ЦМ ракеты. Поэтому в дальнейшем будем полагать, что момент от силы тяги равен нулю.

1.2.3. Аэродинамические силы и моменты

При полете ракеты в воздухе создаются аэродинамические силы, обусловленные взаимодействием внешней поверхности ракеты с воздухом. Эти силы, распределенные по всей поверхности планера ракеты, принято сводить к равнодействующей – полной аэродинамической силе \vec{R}_A , приложенной в ЦМ, и к моменту относительно ЦМ – полному аэродинамическому моменту \vec{M} .

Силу \vec{R}_A чаще всего представляют проекциями на оси скоростной системы координат:

$$X_a = -R_{x_a} = c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S \text{ - сила лобового сопротивления;}$$

$$Y_a = R_{y_a} = c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S \text{ - аэродинамическая подъемная сила;}$$

$$Z_a = R_{z_a} = c_{z_a} \frac{\rho V^2}{2} S \text{ - аэродинамическая боковая сила.}$$

Момент \vec{M} удобнее всего задавать проекциями на оси связанной системы координат:

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S l \text{ - поперечный момент, или момент крена;}$$

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S l \text{ - путевой момент, или момент рыскания;}$$

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_a \text{ - продольный момент, или момент тангажа.}$$

Моменты M_x и M_y называют также боковыми моментами.

В формулы аэродинамических сил и моментов входят:

V – скорость полета;

ρ – плотность воздуха на высоте полета;

$c_{x_a}, c_{y_a}, c_{z_a}$ – коэффициенты лобового сопротивления, подъемной и боковой сил;

m_x, m_y, m_z – коэффициенты моментов крена, рыскания и тангажа;
 S – площадь крыла в плане с учетом части, занятой корпусом (рис. 1.11);

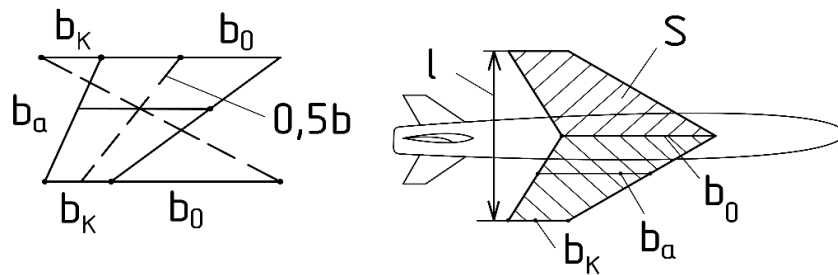


Рис. 1.11

l – размах крыла;

b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла, равная

$$b_a = \frac{2}{3} \left(b_0 + b_k - \frac{b_0 b_k}{b_0 + b_k} \right), \text{ где } b_0 \text{ и } b_k \text{ – корневая и концевая хорды}$$

крыла.

Изменение направления полета КР и ЗУР достигается созданием требуемой силы Y_a (или Z_a), направленной по нормали к траектории. Желательно, чтобы сила лобового сопротивления при этом была, возможно, меньше. Поэтому соотношение $K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{y_a}}{c_{x_a}}$ называют аэродинамическим качеством ракеты.

Главная трудность в определении аэродинамических сил и моментов состоит в определении аэродинамических коэффициентов, которые сложным образом зависят от формы ракеты и её кинематических параметров движения. Зависимости аэродинамических коэффициентов от кинематических параметров движения называют аэродинамическими характеристиками ракеты. Вследствие большой сложности процессов взаимодействия ракеты с воздушной средой точное теоретическое определение аэродинамических характеристик затруднительно. Надежные данные для определения аэродинамических коэффициентов дают только специальные эксперименты на моделях ракет в аэродинамических трубах и натурные летные испытания ракет.

1.3. Аэродинамические характеристики ракет

Внешние формы КР, их летные возможности в значительной мере определяются физическими закономерностями возникновения и действия аэродинамических сил и моментов, используемых для управления полетом. Для понимания этих закономерностей рассмотрим кратко физические основы аэродинамических явлений, сопровождающих полет ракет, и аэродинамические характеристики ракет.

1.3.1. Параметры и свойства воздуха в атмосфере Земли

В нижних плотных слоях атмосферы – тропосфере ($H = 0 \dots 11$ км) и стратосфере ($H = 11 \dots 30$ км), где происходит полет КР и ЗУР, воздух имеет примерно постоянный состав: 72% азота, 21% кислорода и 1% других газов.

Параметры состояния воздуха: давление p , температура T , плотность ρ зависят от высоты, географической широты места, времени года и суток, состояния погоды. Связь этих параметров между собой описывается уравнением состояния идеального газа

$$\frac{p}{\rho} = RT \quad (1.9)$$

Здесь $R = 287$ Дж/(кг*К) – газовая постоянная для воздуха. Физическими приборами измеряются давление и температура воздуха, а плотность рассчитывается по данному уравнению.

Для определенности и сравнимости результатов расчетов и экспериментов по летным характеристикам ракет используется так называемая стандартная атмосфера (ГОСТ 4401-73), параметры которой соответствуют осредненным условиям для средних широт северного полушария Земли. Стандартная атмосфера вводится по двум основным условиям. Задаются:

1. Параметры воздуха на уровне моря

$$T_{H=0} = 288\text{К}, p_{H=0} = 1,013 \cdot 10^5 \text{Н/м}^2 \text{ (760 мм. рт. ст.)}$$

2. Закон изменения температуры воздуха по высоте:

– в тропосфере при $0 < H \leq 11$ км

$$T_H = 288 - (0,0065 H) \text{ К};$$

– в стратосфере при $11 < H < 25$ км

$$T_H = 216,5 \text{ К}.$$

При указанных условиях расчетом (с использованием уравнения вертикального равновесия воздушного столба) определяются параметры воздуха на различных высотах и представляются в виде таблицы стандартной атмосферы. Приблизительно зависимость давления воздуха от высоты в стандартной атмосфере можно найти по формулам:

– в тропосфере при $0 < H \leq 11$ км

$$p = 1,013 \cdot 10^5 (1 - 0,0226 H)^{5,25} \text{ Н/м}^2;$$

– в стратосфере при $11 < H < 25$ км

$$p = 2300 e^{0,158(H-11)} \text{ Н/м}^2.$$

Атмосферный воздух – упругая и вязкая среда.

Упругость (сжимаемость) воздуха приводит к образования в нем волн давления. Небольшие перепады давления в воздухе порождают слабые, или звуковые, волны, большие перепады давления порождают сильные, или ударные, волны.

Скорость звука, или скорость распространения слабых волн давления в

упругой среде, равна $a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}}$.

Чем больше сжимаемость, тем меньше скорость звука, и наоборот.

На уровне моря при $T_{\infty}=288$ К: $a_{\infty}=340$ м/с, в стратосфере при $T_{\infty}=216$ К, $a_{\infty} = 295$ м/с. Звуковые волны в воздухе возникают при колебаниях различных тел и при полете тел со скоростью меньше скорости звука a_{∞} .

Скорость ударной волны, или скорость движения сильной волны давления, зависит от перепада давления $p-p_{\infty}$ на волне, т.е. от интенсивности возмущения

$$\omega_{уд} = a_{\infty} \sqrt{1 + \frac{\frac{k+1}{2k} p - p_{\infty}}{p_{\infty}}} \quad (1.10)$$

Скорость ударной волны $\omega_{уд}$ больше скорости звука в невозмущенной среде a_{∞} . Если $p-p_{\infty} \rightarrow 0$, то $\omega_{уд} \rightarrow a_{\infty}$, т. е. по мере ослабления ударная волна переходит в звуковую волну.

Тонкий слой, отделяющий возмущенную часть среды от невозмущенной, называется фронтом ударной волны. Таким образом, в ударной волне параметры воздуха меняются скачкообразно, фронт ударной волны перемещается со скоростью $\omega_{уд} > a_{\infty}$. Ударные волны возникают при взрывах и при полете тел со скоростью $V > a_{\infty}$.

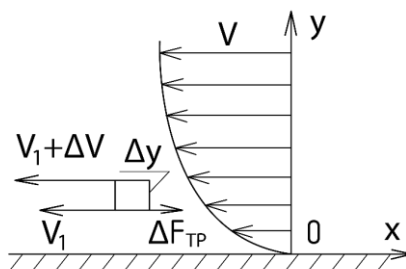


Рис. 1.13

Вязкость воздуха приводит к появлению сил трения между частицами при их относительном движении. Особенно заметно это проявляется при движении воздуха около поверхности тела (рис. 1.13) Скорость частиц воздуха на поверхности тела равна нулю вследствие их «прилипания» к поверхности под действием сил молекулярного сцепления.

Сила трения $\Delta F_{тр}$ между слоями воздуха, действующая на элемент площади ΔS , равна $\Delta F_{тр} = \mu \frac{dV}{dy} \Delta S$, где $\frac{dV}{dy}$ - градиент скорости по нормали к поверхности;

μ - динамический коэффициент вязкости воздуха.

Коэффициент μ для воздуха зависит только от температуры и несколько увеличивается с ростом T по закону:

$$\mu = 17,1 \cdot 10^{-6} + 45,3 \cdot 10^{-9} (T - 273) \text{ Н*с/м}^2 \quad (1.11)$$

В отличие от жидкостей, вязкость газов увеличивается с ростом температуры.

1.3.2. Параметры и свойства воздушного потока

Для изучения взаимодействия летящего тела с воздушной средой в аэродинамике широко используется обращенное движение.

Принцип обращения состоит в том, что телу и частицам окружающей среды сообщается скорость, равная скорости тела, но противоположно направленная. В результате вместо прямого движения получается обращенное движение, в котором неподвижное тело обтекается потоком частиц окружающей среды, или воздушным потоком. Если в прямом движении $V = const$, то при обращении движения условия взаимодействия между средой и телом не изменяются. Обращенное движение широко используется при экспериментальном определении аэродинамических характеристик моделей ракет в аэродинамических трубах.

На рис.1.14 показана схема аэродинамической трубы малых скоростей. Воздушный поток создается вентилятором в замкнутом контуре, состоящем из вентиляторного отсека 1, поворотных каналов с направляющими лопатками 2, обратного канала 3, спрямляющей решетки 4, сопла 5, открытой рабочей части 6, в которой на специальных аэродинамических весах устанавливается испытуемая модель.

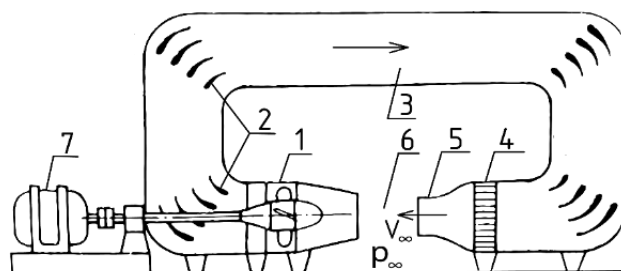


Рис. 1.14

Скорость потока в рабочей части трубы может изменяться за счёт изменения частоты вращения вентилятора (электродвигателя 7). При использовании правых систем координат полёт ракет на рисунках удобно показывать вправо. Для преемственности в начертании схем действующих сил условимся и на рисунках обращённого движения изображать ракеты и их элементы носками вправо, т. е. воздушный поток движется справа налево.

При рассмотрении физической картины обтекания тела можно условно разбить поток на отдельные струи, движение частиц в которых определяется простыми законами.

Законы для струи воздуха, чаще всего используемые на практике – это законы сохранения массы и энергии, которые можно записать в виде:

$$V\rho F = const \quad (1.12)$$

$$\frac{V^2}{2} + \frac{p}{\rho} + \frac{1}{k-1} * \frac{p}{\rho} = const. \quad (1.13)$$

Уравнение (1.12), или уравнение постоянства расхода, говорит о том, что секундный массовый расход частиц вдоль струи – величина постоянная (из струи ничего не вытекает и в нее ничего не втекает). Изменения площади поперечного сечения F струи, скорости V и плотности ρ взаимосвязаны.

Уравнение (1.13), или уравнение Бернулли, говорит о том, что сумма удельной (отнесенной к 1 кг газа) кинетической энергии, потенциальной энергии давления и внутренней энергии газа вдоль струи – величина постоянная. Увеличение скорости течения V связано с уменьшением давления p , и наоборот. Если считать газ несжимаемым (как жидкость), то третье слагаемое надо исключить, поскольку у несжимаемой жидкости внутренняя энергия не может преобразовываться в другие виды энергии. Поэтому для несжимаемой среды (жидкости)

$$\frac{\rho V^2}{2} + p = const. \quad (1.14)$$

Для сжимаемой среды (газа):

$$\frac{V^2}{2} + \frac{k}{k-1} * \frac{p}{\rho} = const. \quad (1.15)$$

Используя уравнение постоянства расхода и уравнение Бернулли для сжимаемой среды, можно по известным параметрам потока в одном сечении струи найти его параметры в любом другом сечении. Важно для практики являются параметры при полном торможении струи.

Параметры торможения потока газа (при $V=0$) рассматриваются двояко:

- как физически измеряемые параметры в точке разветвления струй на носовой поверхности тела, где $V=0$, эта точка называется критической точкой;
- как условно вводимые параметры для любого сечения потока, т.е. как параметры, которые имели бы место, если бы поток был заторможен без потерь энергии.

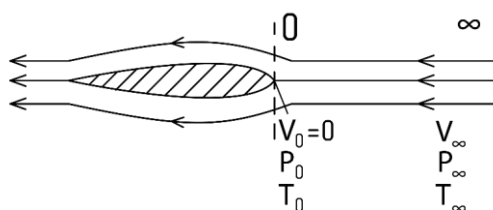


Рис. 1.15

Запишем уравнение Бернулли для двух сечений струи (рис. 1.15) – в месте торможения (индекс 0) и вдали от места торможения (индекс ∞).

$$\frac{\frac{k}{k-1} * p_0}{\rho_0} = \frac{V_\infty^2}{2} + \frac{\frac{k}{k-1} * p_\infty}{\rho_\infty}. \quad (1.16)$$

Давление торможения p_0 , или полное давление, служит мерой удельной механической энергии потока и вычисляется по формуле:

$$p_0 = p_\infty \left(1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2\right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (1.17)$$

Температура торможения T_0 , или полная температура, служит мерой полной удельной энергии потока и вычисляется по формуле:

$$T_0 = T_\infty \left(1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2 \right). \quad (1.18)$$

Для условий полета p_∞ , T_∞ , ρ_∞ - параметры состояния атмосферного воздуха. Параметры p_0 и T_0 могут измеряться в критической точке с помощью датчиков давления и температуры.

Основываясь на свойствах воздуха и законах течения отдельных струй, можно рассмотреть структуру потока около тела.

Структура потока около обтекаемого тела зависит от его формы, положения в потоке, скорости и вязкости потока. Различают невозмущенный поток – на большом удалении от тела, где не сказывается влияние тела на движение частиц потока, и возмущенный поток – в области, где сказывается влияние тела.

В невозмущенном потоке скорость V_∞ равна скорости тела V , но противоположно направлена, а параметры воздуха p_∞ , T_∞ , ρ_∞ такие же, как в стандартной атмосфере на высоте полета H .

В возмущенном потоке около тела в каждой точке свои значения V , p , T , ρ . Здесь выделяются три характерные области потока:

ПС – пограничный слой, тонкий слой у поверхности тела, в котором частицы воздуха затормаживаются касательными силами трения до полной остановки («прилипания») частиц на поверхности тела. Толщина пограничного слоя нарастает по длине тела, но у удобообтекаемых тел остается малой (несколько процентов от длины тела).

ВП – внешний поток – область потока вне пограничного слоя, где изменение скорости частиц связано с действием нормальных сил давления, обусловленных «стеснением» потока за счет присутствия в нем тела.

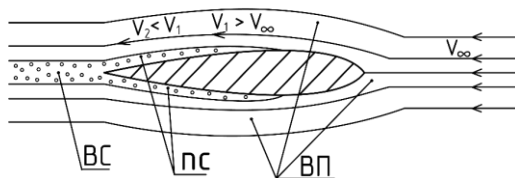


Рис. 1.16

ВС – вихревой слой, или спутная струя, - область завихренного и приторможенного потока за хвостовой частью тела, где существенно проявляется вязкость воздуха.

Во внешнем потоке изменение скорости струй связано с изменением давления. В пограничном слое в каждом сечении по нормали к поверхности тела давление остается постоянным и равным давлению на границе внешнего потока, в то время как скорость уменьшается до нуля на поверхности тела. Таким образом через пограничный слой давление внешнего потока передается на тело.

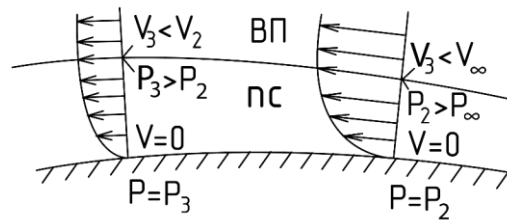


Рис. 1.17

Силы в потоке, приложенные к каждому элементарному участку поверхности тела, разделяются на:

- касательные к поверхности силы трения, связанные с вязкостным торможением воздуха в пограничном слое;
- нормальные к поверхности силы давления, связанные с изменением давления (скорости) воздуха во внешнем потоке.

Таким образом, аэродинамические силы и коэффициенты этих сил имеют составляющие от сил трения и сил давления.

Коэффициенты аэродинамических сил зависят от:

- формы тела и состояния его поверхности;
- положения тела в потоке (углов α, β);
- параметров потока;

Для экспериментального определения коэффициентов аэродинамических сил на моделях в аэродинамических трубах необходимо:

- выполнить модель тела, геометрически подобную натуре, при этом размеры модели должны быть небольшими по сравнению с диаметром рабочей части аэродинамической трубы (стенки трубы должны мало влиять на поток у модели);

- установить модель на специальные весы в рабочую часть аэродинамической трубы под нужными углами атаки и скольжения;

- создать в рабочей части трубы поток, динамически подобный натуральному потоку;

- определить силы, создаваемые потоком, и скоростной напор невозмущенного потока a_∞ ;

- по формулам аэродинамических сил рассчитать аэродинамические коэффициенты для модели тела.

Эти коэффициенты можно перенести на натурные условия, если модельный и натурный потоки динамически подобны. Динамическое подобие потоков достигается равенством так называемых критериев подобия.

Критерии подобия потоков по силам трения и давления сводятся к одинаковым отношениям в этих потоках сил трения (давления) и сил инерции частиц потоков.

Критерием подобия по силам трения служит число Рейнольдса

$$Re_\infty = \frac{V_\infty l}{\mu_\infty} \rho_\infty. \quad (1.19)$$

Критерием подобия потоков по силам давления является число Эйлера

$$E_\infty = \frac{p_\infty}{\rho_\infty V_\infty^2}. \quad (1.20)$$

Учитывая, что для газа отношение p/ρ связано со скоростью звука:

$$a_\infty = \sqrt{k \frac{p_\infty}{\rho_\infty}}, \quad (1.21)$$

получаем:

$$E_\infty = \frac{1}{kM_\infty^2}. \quad (1.22)$$

Для потоков одного и того же газа ($k = \text{const}$) критерием подобия по силам давления служит число M_∞ невозмущенного потока. Если равны числа Re_∞ и M_∞ потоков, подобие называют полным. В экспериментах на моделях полное подобие обеспечить обычно не удастся: для равенства чисел M_∞ необходимо равенство скоростей потоков, при этом число Re_∞ модели оказывается меньше требуемого, поскольку размеры модели меньше, чем у тела.

При экспериментах на моделях тел чаще всего достигается частичное подобие потоков:

- по числу Re_∞ - для малых скоростей полета ($M_\infty < 0,3 \dots 0,6$), когда главное влияние имеют вязкость среды и силы давления;
- по числу M_∞ - для больших скоростей полета, когда главное влияние оказывают упругость среды и силы давления.

Влияние числа Re_∞ на свойства потока сказывается, прежде всего через режим течения в пограничном слое. При малых числах Re_∞ наблюдается ламинарный (слоистый), а при больших числах Re_∞ - турбулентный (беспорядочный) режим течения вязкой среды около стенки тела. Силы трения при турбулентном пограничном слое больше, чем при ламинарном.

Влияние числа M_∞ на свойства потока сказывается, прежде всего, через режим течения внешнего потока, и проявляется это влияние очень резко при околосвуковых и сверхзвуковых скоростях потока. Причина в различных свойствах дозвуковых ($M < 1$) и сверхзвуковых ($M > 1$) потоков.

1.3.3. Влияние угла атаки и числа M на характер обтекания крыла

Аэродинамические управляющие силы и моменты, обеспечивающие требуемые летные свойства КР и ЗУР, создаются в основном крылом и оперением. В условиях полета изменение сил и моментов по командам системы управления достигается изменением угла атаки крыла. Понимание явлений, происходящих при обтекании крыла, позволяет уяснить закономерности протекания аэродинамических характеристик ракеты в целом.

Рассмотрим аэродинамические свойства крыльев с симметричным профилем.

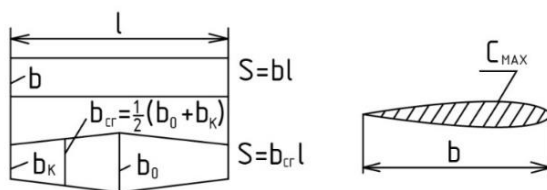


Рис. 1.18

Основными геометрическими параметрами таких крыльев являются:

- удлинение $\lambda = \frac{l^2}{s}$;
- относительная толщина профиля $\bar{c} = \frac{c_{max}}{b}$.

Прямые крылья можно считать своеобразным «эталоном» для сравнения с крыльями других форм.

Характер обтекания крыла и распределения давления существенно зависит от числа M_∞ , рассмотрим влияние угла α на режимах дозвукового, смешанного и сверхзвукового обтекания.

Дозвуковое обтекание имеет место при $M_\infty < M_{кр}$.

1. В случае $\alpha = 0$ критическая точка – в носке профиля. У носка профиля поток приторможен, на передних скатах профиля (в сужающемся канале) поток разгоняется, давление в нем снижается.

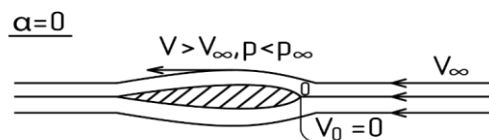


Рис. 1.19

В области наибольших толщин профиля $V > V_\infty, p < p_\infty$. На задних скатах профиля поток попадает в расширяющийся канал, скорость его убывает, а давление растёт. Величина сил давления, действующих на профиль, зависит от распределения избыточного давления $\Delta p = p - p_\infty$ по контуру профиля. Если Δp характеризует силу давления на единицу площади, то отношение Δp к скоростному напору $q_\infty = 0,5\rho_\infty V_\infty^2$ должно характеризовать аэродинамический коэффициент этой силы. Безразмерное отношение называют коэффициентом давления:

$$\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}. \quad (1.23)$$

Распределение давления в точках по контуру профиля показано на рис. 3 в виде векторов \bar{p} , направленных по нормали к поверхности при $\Delta p > 0$ (подпор) и по нормали от поверхности при $\Delta p < 0$ (разрежение). В этом случае при $\alpha = 0$ подъемная сила не создается, а сила лобового сопротивления X_0 , называемая профильным сопротивлением, равна

$$X_0 = X_{TP} + X_H - X_X, \quad (1.24)$$

X_{TP} — равнодействующая сил трения;

X_H — равнодействующая сил давления, приложенных к носку профиля;

X_X — равнодействующая сил давления, приложенных к хвостовым скатам профиля.

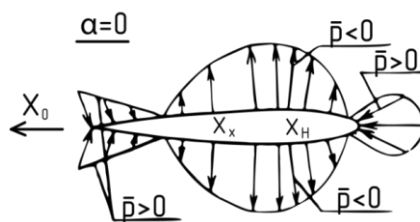


Рис.1.20

В условиях дозвукового обтекания тел, имеющих удобообтекаемые формы с плавными задними скатами, основную долю силы X_0 и коэффициента силы профильного сопротивления c_{x0} (~ 90 %) дает сила трения. Обусловлено это тем, что при $M < 1$ на задних скатах профиля создаются области повышенного давления и силы давления, направленные навстречу набегающему потоку, т. е. способствующие снижению лобового сопротивления.

Если хвостовую плавно сужающуюся часть тела убрать, за образовавшимся донным срезом появится область разрежения, и сила X_0 возрастет. Дополнительное сопротивление, обусловленное разрежением за донным срезом тела, называют донным сопротивлением.

Если представить себе обтекание профиля потоком невязкого газа, то в рассматриваемом случае будет $X_0 = 0$. Дело в том, что раз нет сил вязкости, то нет и пограничного слоя, при этом $X_{TP} = 0$ и $X_H = X_x$. При наличии пограничного слоя появляются сопротивление трения и сопротивление давления $X_{ВИХ} = X_H - X_x$. Появление сопротивления давления вызвано тем, что пограничный слой «стесняет» внешний поток, а это ведет к увеличению скорости и уменьшению давления и силы X_x у хвостовой части профиля.

Таким образом, при дозвуковом обтекании наличие силы, сопротивления X_0 трения и давления обусловлено только вязкостью воздуха. С энергетических позиций сопротивление давления при $M_\infty < M_{KP}$ связано с закручиванием воздуха в вихри внутри пограничного слоя, поэтому его называют вихревым сопротивлением.

Таким образом, при $M_\infty < M_{KP}$

$$c_{x0} = c_{xTP} + c_{xВИХ}, \quad (1.25)$$

где c_{xTP} — коэффициент сопротивления трения; $c_{xВИХ}$ — коэффициент вихревого сопротивления.

При $M_\infty < M_{KP}$ коэффициент $c_{x0} \approx \text{const}$, и сила профильного сопротивления пропорциональна квадрату скорости.

2. В случае $\alpha > 0$ критическая точка смещается на нижнюю поверхность профиля.

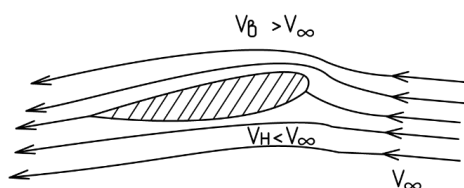


Рис.1.21

Рассматривая линию тока $0 - 0$ как границу в потоке, можно сказать, что:

— сверху поток входит в сужающийся канал у носка профиля, разгоняясь при этом до $V_B > V_\infty$, а затем затормаживается в расширяющемся канале за носком до $V_B \approx V_\infty$;

— снизу поток вначале затормаживается в расширяющемся канале до $V_H < V_\infty$, а затем разгоняется в сужающемся канале до $V_H \approx V$.

Распределение давления, соответствующее такому обтеканию, показано на рис.1.22. Над верхней поверхностью, область разрежения, поскольку $V_B > V_\infty$, под нижней поверхностью — подпор, поскольку $V_H < V_\infty$. За счет перепада давления между верхней и нижней поверхностями создается приращение полной аэродинамической силы R_α , обусловленное наличием угла атаки. Приращение аэродинамической силы R_α у профиля со скругленным носком всегда отклонено от нормали к хорде в сторону носка профиля за счет наличия так называемой подсосывающей силы T на носке профиля, обусловленной разрежением на его верхней поверхности.

Если носок профиля острый, то при перетекании воздуха снизу вверх у носка поток завихрен, и подсосывающая сила практически не создается. При $T = 0$ сила R_α перпендикулярна хорде профиля.

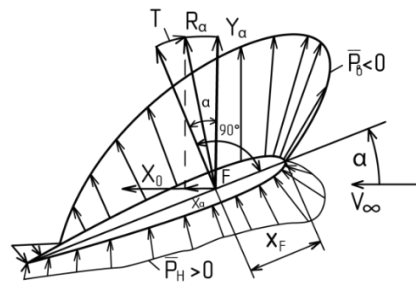


Рис.1.22

Проекция силы R_α на оси скоростной системы координат дают подъемную силу Y_α и так называемое индуктивное сопротивление X_α . Следовательно, сила лобового сопротивления при $\alpha > 0$ равна

$$X_a = X_0 + X_\alpha.$$

Таким образом, индуктивное сопротивление — это приращение лобового сопротивления, связанное с созданием подъемной силы, иначе говоря «плата» за создание силы Y_α .

Из схемы сил на рис.1.22:

$$X_\alpha \approx Y_\alpha \operatorname{tg} \alpha - T. \quad (1.26)$$

Характерно, что при $M_\infty < M_{кр}$ главную долю в создании подъемной силы дает разрежение над верхней поверхностью, крыло не сколько «опирается» на поток, сколько «висит» в нем.

С ростом угла α перепад давления на профиле растет, силы Y_α и X_α увеличиваются. Однако на углах α больше некоторого критического угла $\alpha_{кр}$ на верхней поверхности начинает развиваться отрыв пограничного слоя

(срыв потока), связанный с большим расширением канала и быстрым нарастанием давления вниз по потоку. Поскольку в пограничном слое скорости меньше, чем во внешнем потоке, именно здесь торможение потока раньше может привести к его полной остановке, возникновению противотоков и области срыва с вихревым движением частиц. По мере увеличения α при $\alpha > \alpha_{кр}$ область срыва «разрастается» от задней кромки к носку профиля рис. 1.23, разрежение над верхней поверхностью профиля и подъемная сила быстро уменьшаются с ростом α .

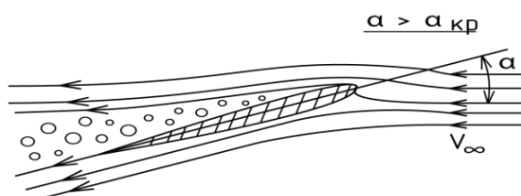


Рис.1.23

Числовое значение $\alpha_{кр}$ зависит от формы крыла в плане, у крыльев большого удлинения $\alpha_{кр} \sim 15^\circ \dots 18^\circ$, у крыльев ракет $\alpha_{кр} \sim 25^\circ \dots 35^\circ$.

Аэродинамические характеристики профиля, или зависимости коэффициентов подъемной силы $c_{y\alpha}$, лобового сопротивления $c_{x\alpha}$, аэродинамического качества K от угла атаки, показаны на рис 1.35. При малых (летных) углах атаки зависимость $c_{y\alpha}(\alpha)$ линейная, а зависимость $c_{x\alpha}(\alpha)$ — квадратичная парабола, т.е. можно записать

$$c_{y\alpha} = c_{y\alpha}^{\alpha} \alpha, \quad c_{x\alpha} = c_{x_0} + B\alpha^2, \quad (1.27)$$

где $c_{y\alpha}^{\alpha}$, B — постоянные коэффициенты (при $M_{\infty} = \text{const}$).

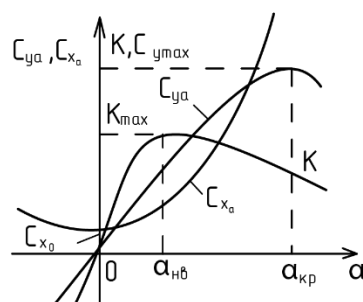


Рис.1.24

На практике удобно использовать график, связывающий коэффициенты $c_{x\alpha}$ и $c_{y\alpha}$ и называемый полярой крыла рис. 1.25.

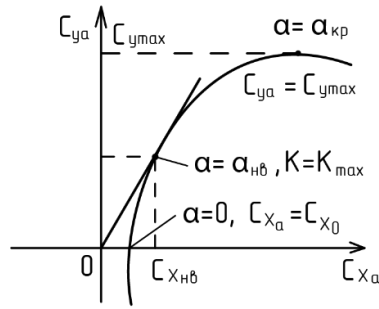


Рис.1.25

При малых α с учетом формул (1.25) уравнение поляры будет

$$c_{x\alpha} = c_{x_0} + A c_{y\alpha}^2, \quad (1.28)$$

где $A = B / (c_{y\alpha}^2)^2$.

Найдем значение аэродинамических коэффициентов на так называемом наивыгоднейшем угле атаки $\alpha_{нв}$, при котором $K = K_{max}$

Поскольку $\frac{1}{K} = \frac{c_{x_0}}{c_{y\alpha}} + A c_{y\alpha}$, получаем $\frac{d}{dc_{y\alpha}} \left(\frac{1}{K} \right) = -\frac{c_{x_0}}{c_{y\alpha}^2} + A$.

Экстремальное значение $K = K_{max}$ будет при

$$\frac{d}{dc_{y\alpha}} \left(\frac{1}{K} \right) = 0 \text{ или } \frac{c_{x_0}}{c_{y\alpha}^2} = A. \quad (1.29)$$

С учетом уравнений (1.28) и (1.29) коэффициенты $c_{y\alpha}$ и $c_{x\alpha}$ при $\alpha = \alpha_{нв}$ равны:

$$c_{y_{нв}} = \sqrt{\frac{c_{x_0}}{A}}, \quad c_{x_{нв}} = 2 c_{x_0}. \quad (1.30)$$

Максимальное аэродинамическое качество

$$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{c_{x_0}A}}. \quad (1.31)$$

Наивыгоднейший угол атаки

$$\alpha_{нв} = \frac{1}{c_{y\alpha}^\alpha} \sqrt{\frac{c_{x_0}}{A}}. \quad (1.32)$$

Коэффициент пропорциональности $c_{y\alpha}^\alpha$, характеризующий несущую способность крыла, и коэффициент A , характеризующий долю индуктивного сопротивления, зависят в основном от формы крыла в плане.

При дозвуковом обтекании наиболее выгодны крылья большого удлинения ($\lambda \geq 4 \dots 6$), имеющие профиль с закругленным носком. У таких крыльев $c_{y\alpha}^\alpha = 3,9 \dots 4,4$ 1/рад, $A = 0,05 \dots 0,08$, $K_{max} = 10 \dots 15$, $\alpha_{нв} = 4 \dots 6^\circ$.

Точку приложения приращения R_α аэродинамической силы, вызванного наличием угла атаки, называют аэродинамическим фокусом профиля. У обычных профилей относительная координата фокуса равна (см. рис. 1.33)

$$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b} = 0,25.$$

Смещение фокуса к носку профиля вызвано большим перепадом давления на носке.

Смешанное обтекание создается на трансзвуковых скоростях. Выделяются два режима смешанного обтекания при:

$M_{кр} < M_\infty < 1$ – в дозвуковом потоке зона сверхзвуковых скоростей около боковых поверхностей профиля.

$1 < M_\infty < M_n$ – в сверхзвуковом потоке зона дозвуковых скоростей перед носком профиля.

1. В случае $\alpha = 0$ распределение давления по профилю при $M_{кр} < M_\infty < 1$ показано на рис. 1.37.

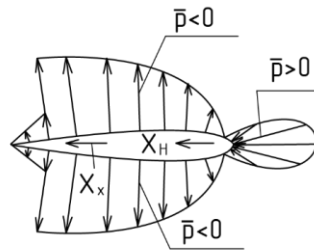


Рис. 1.26

Характерно, что в отличие от дозвукового обтекания на задних скатах профиля вследствие разрежения в зонах с $M > 1$ формируется сила давления X_x , направленная по потоку. Дополнительное сопротивление, обусловленное разрежением на задних скатах профиля, называют волновым сопротивлением.

Для смешанного обтекания характерно увеличение коэффициента сопротивления профиля c_{x_0} (рис.1.27).

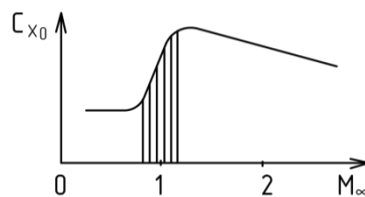


Рис. 1.27

2. В случае $\alpha \neq 0$ нарушается симметрия обтекания верхней и нижней поверхностей профиля, вследствие чего аэродинамический фокус смещается назад до величины $\bar{x}_F = 0,5$.

В целом изменения аэродинамических коэффициентов на трансзвуковых режимах обтекания проявляются наиболее резко у прямых крыльев большого удлинения с большой относительной толщиной профиля.

Сверхзвуковое обтекание обеспечивается только у профилей с заостренным носком при числах $M_\infty \geq M_n$.

1. В случае $\alpha = 0$ (рис. 1.28) критическая точка, в носке профиля, обтекание сверху и снизу симметрично. У носка профиля образуются косые скачки уплотнения, в которых поток изменяет направление и частично затормаживается, при этом за скачком $M_\infty > M_1 > 1$.

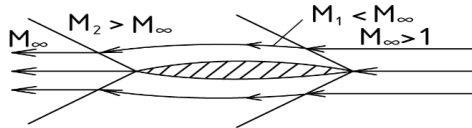


Рис. 1.28

Сверхзвуковой поток за скачком с числом $M_1 > 1$ течет в расширяющемся канале. При этом в месте наибольшего утолщения профиля $M = M_\infty$ у задней кромки профиля $M_2 > M_\infty$. Изменение направления и торможение потока до $M = M_\infty$ достигается в хвостовых скачках уплотнения, в результате направление и число M потока за профилем такие же, как и перед ним (во внешнем потоке).

Распределение давления по профилю при $\alpha = 0$ показано на рис. 1.29. На передних скатах профиля – область подпора, на задних скатах – область разрежения. Равнодействующую сил давления носовой X_H и хвостовой X_X частей направлены по потоку и дают силу волнового сопротивления $X_{ов} = X_H + X_X$.

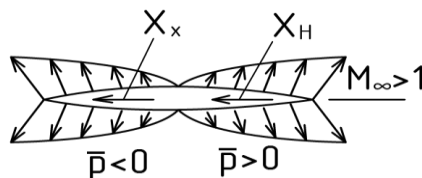


Рис. 1.29

Для уменьшения волнового сопротивления важно уменьшать относительную толщину профиля крыла \bar{c} до предельно допустимого по прочности.

2. В случае $\alpha > 0$ обтекание верхней и нижней частей профиля несимметрично, но критическая точка, в носке профиля. На рис.1.30 показан случай, когда верхняя поверхность профиля не вступает в поток.

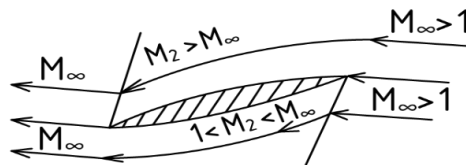


Рис. 1.30

При этом над носком профиля скачка уплотнения нет, поток разгоняется до $M_2 > M_\infty$ у задней кромки.

У задней кромки образуется головной косой скачок уплотнения, в котором поток изменяет направление и затормаживается до M_∞ .

Под носком профиля образуется головной косой скачок уплотнения, в котором поток затормаживается до $M_1 > 1$. Далее поток движется в расширяющемся канале и разгоняется при этом до $M = M_\infty$ у задней кромки профиля. Распределение давления по профилю показано на рис 1.31. Над профилем формируется область разрежения под профилем — область

подпора, причем перепад давлений вдоль хорды постоянный. Приращение R_a полной аэродинамической силы перпендикулярно хорде (нет подсосывающей силы у носка), фокус профиля на середине хорды ($X_F = 0,5$). Подъемная сила формируется в равной мере разрежением сверху и подпором снизу.

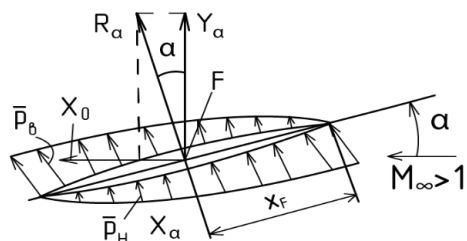


Рис. 1.31

Аэродинамические коэффициенты профиля при $M_\infty > 1$ определяются, как и при $M_\infty < 1$, по формулам (1.27), (1.28), (1.31).

1.3.4. Формулы аэродинамических коэффициентов ракеты

Несмотря на значительно большую сложность процессов, происходящих при обтекании ракеты в целом, аэродинамические характеристики ракеты качественно изменяются по тем же закономерностям, что и у отдельного крыла.

При определении аэродинамических коэффициентов ракет на основных летных режимах учитывают их зависимость от:

- углов атаки и скольжения ракеты α , β ;
- углов отклонения рулей δ_b , δ_n , δ_s ;
- числа M полета.

Для коэффициентов моментов учитывают дополнительное влияние угловых скоростей вращения ракеты относительно ЦМ - ω_z , ω_y , ω_x .

Влияние углов отклонения рулей на аэродинамические коэффициенты сказывается через приращения углов атаки (скольжения) рулей при повороте. На рис. 1.32 показано, что угол атаки руля высоты равен $\alpha_p = \alpha + \delta_b$. Соответственно в подъемной силе руля есть составляющие, пропорциональные α и δ_b .

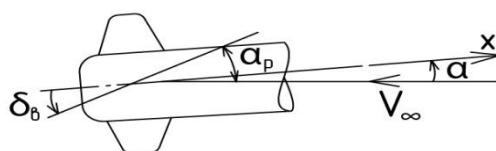


Рис. 1.32

Влияние угловых скоростей вращения ракеты также проявляется через приращения местных углов атаки оперения, крыла, корпуса, удаленных от ЦМ. Из рис. 1.47 видно, что при вращении ракеты с угловой скоростью $\omega_z > 0$ все точки ракеты, удаленные от ЦМ, получают дополнительную составляющую скорости $\Delta V = \omega_z x$ и приращение местного угла атаки руля

$$\Delta\alpha_\omega = \frac{\Delta V}{V} = \frac{x}{V} \omega_z. \quad (1.33)$$

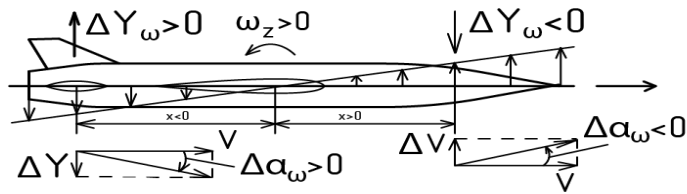


Рис. 1.33

Приращения $\Delta\alpha_\omega$ вызывают приращения подъемных сил. При $\omega_z > 0$ в хвостовой части подъемная сила возрастает, а в носовой – убывает.

Аналогичные явления создаются и при вращениях с угловыми скоростями ω_y, ω_x . Во всех случаях вращение ракеты приводит к возникновению момента, пропорционального скорости вращения и затормаживающего вращение. Такие моменты называются демпфирующими. Влияние угловых скоростей вращения на аэродинамические силы много меньше, чем на моменты.

В формулы коэффициентов моментов угловые скорости подставляются в безразмерной форме:

$$\bar{\omega}_z = \frac{b_a}{V} \omega_z - \text{безразмерная угловая скорость тангажа};$$

$$\bar{\omega}_y = \frac{l}{2V} \omega_y - \text{безразмерная угловая скорость рыскания};$$

$$\bar{\omega}_x = \frac{l}{2V} \omega_x - \text{безразмерная угловая скорость крена}.$$

Учитывая формулу (1.33), можно сделать вывод, что безразмерные угловые скорости $\bar{\omega}_z, \bar{\omega}_y, \bar{\omega}_x$ характеризуют приращение местных углов атаки (скольжения) за счет вращения ракеты.

Для более точного определения аэродинамических характеристик необходимо учитывать не только значения кинематических параметров движения в рассматриваемый момент времени, но и скорости их изменения, т.е. параметры $\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\omega}_z, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_x$. Иначе говоря, на аэродинамические коэффициенты влияет и предыстория движения ракеты.

В обычном летном диапазоне углов атаки, скольжения, отклонения рулей (до $10...12^\circ$), чисел M полета ($M=0,5...4,5$) и при небольших угловых скоростях вращения ($\bar{\omega} < 0.02$) результаты экспериментов для ракет, симметричных относительно плоскостей XOY, XOZ , с достаточной точностью описываются формулами:

$$\begin{aligned} c_{x_a} &= c_{x_0} + c_{y_a} \alpha + c_{z_a} \beta \\ c_{y_a} &= c_{y_a}^\alpha \alpha + c_{y_a}^\delta \delta_B \\ c_{z_a} &= c_{z_a}^\beta \beta + c_{y_a}^\delta \delta_H \\ m_z &= m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \delta_B + m_z^\omega \bar{\omega}_z \\ m_y &= m_y^\beta \beta + m_y^\delta \delta_H + m_y^\omega \bar{\omega}_y \\ m_x &= m_x^{\alpha\beta} \alpha\beta + m_x^\delta \delta_\Sigma + m_x^\omega \bar{\omega}_x. \end{aligned} \quad (1.34)$$

В этих формулах коэффициент c_{x0} и все коэффициенты пропорциональности перед кинематическими параметрами движения зависят от числа M полета.

В соответствии с принятым правилом знаков в правых системах координат всегда $c_{y_a}^\alpha < 0, c_{y_a}^\delta < 0, c_{z_a}^\beta < 0, c_{z_a}^\delta < 0, m_x^\delta < 0, m_y^\omega < 0, m_x^\omega < 0$. У ракет с хвостовыми рулями $m_z^\delta < 0, m_y^\delta < 0$, для носовых рулей $m_z^\delta > 0, m_y^\delta > 0$. Знаки производных $m_z^\alpha, m_y^\beta, m_x^{\alpha\beta}$ зависят от внешней компоновки и положения ЦМ ракеты. У правильно скомпонованных (устойчивых) ракет $m_z^\alpha < 0, m_y^\beta < 0, m_x^{\alpha\beta} < 0$.

Физический смысл коэффициентов в формулах (1.34) и их влияние на полет ракет рассматриваются далее при изучении летных характеристик ракет нормальной самолетной схемы. Особенности ракет других аэродинамических схем анализируются при изучении планеров ракет.

Контрольные вопросы:

- 1) Какие системы координат определяют положение и движение ракеты?
- 2) Назовите кинематические параметры движения ракеты.
- 3) Какие силы и моменты действуют на ракету в полете?
- 4) Что такое аэродинамические характеристики ракет, и как они влияют на полет ракеты?

ГЛАВА 2.

БАЛАНСИРОВКА, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ РАКЕТ

2.1. Общие сведения о балансировке, устойчивости и управляемости ракет

У крылатых летательных аппаратов с аэродинамическим принципом полета изменение направления полета осуществляется подъемной силой Y_a и боковой силой Z_a . Эти силы зависят соответственно от угла атаки α и угла скольжения β , а ориентировка в пространстве плоскостей, в которых действуют силы Y_a и Z_a , зависит от угла крена γ ЛА.

У ракет обычных схем требуемые углы α , β и γ создаются поворотами ракеты вокруг ЦМ под действием управляющих аэродинамических моментов, обусловленных отношением соответственно руля высоты, руля направления и элеронов на углы δ_B , δ_H , δ_Δ .

Продольный M_z , путевой M_y и поперечный M_x аэродинамические моменты зависят не только от углов отклонения рулей δ_B , δ_H , δ_Δ , но и от углов α , β , а также от угловых скоростей вращения ракеты $\dot{\omega}_z$, $\dot{\omega}_y$, $\dot{\omega}_x$. Уравнения вращения при этом имеют вид:

$$\begin{aligned} I_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z(\delta_B, \alpha, \omega_z), \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} &= M_y(\delta_H, \beta, \omega_y), \\ I_x \frac{d\omega_x}{dt} &= M_x. \end{aligned} \quad (2.1)$$

где I_z , I_y , I_x – моменты инерции ракеты относительно осей OZ , OY , OX .

Характер моментных зависимостей в правых частях уравнений (2.1) определяется главным образом внешними формами ракеты, положением её ЦМ, числом M полета и очень существенно влияет на летные свойства ракеты. На основных или так называемых установившихся режимах полета угловые ускорения $\dot{\omega}_z$, $\dot{\omega}_y$, $\dot{\omega}_x$ можно считать равными нулю. В этих условиях дифференциальные уравнения вращения (2.1) переходят в алгебраические уравнения равновесия моментов:

$$M_z(\delta_B, \alpha, \omega_z) = 0, M_y(\delta_H, \beta, \omega_y) = 0, M_x(\delta_\Delta, \beta, \alpha, \omega_x) = 0 \quad (2.2)$$

Уравновешивание действующих моментов называют балансировкой ракеты. Аэродинамические силы Y_a , Z_a , X_a , необходимые для расчета полета ракеты, должны определяться именно для условий балансировки.

Способность восстанавливать заданные при балансировке значения углов α , β и γ без вмешательства рулей называют устойчивостью ракеты.

Способность изменять балансировочные углы α , β и γ на достаточную величину и за требуемое время при отклонении рулей называют управляемостью ракеты.

от него в условиях установившегося криволинейного полета, когда угловая скорость вращения ракеты мала ($\omega_z \approx \dot{\Theta}$).

В рассматриваемом на рис. 2.1 случае (при $x_F > x_T$) после отклонения руля ракета выходит на некоторый установившийся угол атаки, при котором $M_{\delta_B} = M_\alpha$.

Балансировка ракеты по углу α в полете достигается при выполнении условия $M_z=0$. Пренебрегая демпфирующим моментом можно записать

$$M_{\delta_B} + M_\alpha = 0 \quad (2.3)$$

Условие (2.3) точное для прямолинейного полета и приближительное для криволинейного полета. В состоянии балансировки равнодействующая сил Y_α и Y_δ , т.е. подъемная сила Y_α ракеты, приложена в ЦМ (иначе $M_z \neq 0$). В рассматриваемом случае при $x_F > x_T$ сила Y_δ вычитается из силы Y_α , т.е. балансировочное отклонение руля ведет к уменьшению подъемной силы и аэродинамического качества ракеты. Если аэродинамический фокус будет впереди ЦМ ($x_F < x_T$), то в режиме балансировки сила Y_δ будет складываться с силой Y_α , увеличивая аэродинамическое качество ракеты. Однако в случае, когда $x_F < x_T$, ракета неустойчива по углу α , для изменения угла α требуются так называемые «двойные движения» рулем – в одну сторону, чтобы вызвать, а в другую сторону, чтобы остановить вращение ракеты и управление усложняется. Рассмотренная схема действия аэродинамических моментов и балансировки ракеты имеет простое математическое описание.

Учитывая общую формулу аэродинамического момента $M_z = m_z q S b_\alpha$, определяем коэффициент момента

$$m_z = m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \delta_B; \quad (2.4)$$

$$m_z^\alpha = -c_{y\alpha}^\alpha (\bar{x}_F - \bar{x}_T); \quad (2.5)$$

$$m_z^\delta = -c_{y\alpha}^\delta (\bar{x}_\delta - \bar{x}_T). \quad (2.6)$$

В этих формулах: $\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_a}$ – относительная координата фокуса по углу атаки, $\bar{x}_\delta = \frac{x_\delta}{b_a}$ – по отклонению руля высоты, $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_a}$ – относительная координата ЦМ ракеты, измеренные от носка средней аэродинамической хорды в ее долях, при этом \bar{x}_T – центровка ракеты. Таким образом, центровка ракеты – это параметр или относительная координата ЦМ.

Учитывая условия балансировки ($m_z=0$): определяем балансировочную зависимость по углу атаки:

$$\alpha = \frac{-m_z^\delta}{m_z^\alpha} \delta_B. \quad (2.7)$$

Устойчивость ракеты по углу атаки – это способность без помощи руля высоты возвращаться к исходному балансировочному углу атаки при случайных отклонениях от него. Если при случайном отклонении угла атаки $\Delta\alpha$ от его балансировочного значения (рис. 2.2) с течением времени (при $\delta_B = \text{const}$) отклонение $\Delta\alpha$ стремится к нулю (1), то ракета устойчива по углу α ; если отклонение неограниченно возрастает (2) – ракета неустойчива по углу α , и в случае (3), когда отклонение $\Delta\alpha$ не изменяется, ракета нейтральна по углу

α . Необходимым условием устойчивости по углу α является наличие так называемой статической устойчивости ракеты по углу атаки.

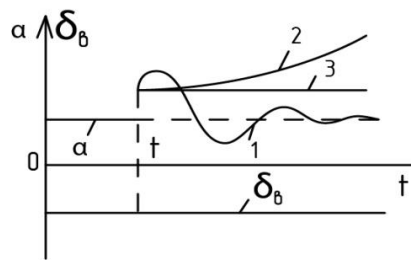


Рис. 2.2

Статической устойчивостью по углу атаки, или продольной статической устойчивостью ракеты, называют способность создавать (без помощи руля) аэродинамический момент, направленный на уменьшение отклонения угла атаки от его балансировочного значения. Иначе говоря, появление отклонения угла атаки $\Delta\alpha$ должно вызывать приращение момента ΔM_z противоположного знака. Это условие выполняется, если

$$m_z^\alpha < 0 \quad (2.8)$$

или $x_F > x_T$, т.е. аэродинамический фокус по углу атаки должен быть позади ЦМ.

Если $m_z^\alpha > 0$, т.е. $x_F < x_T$, ракета статически неустойчива по углу α ; если $m_z^\alpha = 0$, т.е. $x_F = x_T$, ракета становится нейтральна по углу α . Свойство статической устойчивости по углу α наглядно иллюстрируется схемой сил на рис. 2.3. При изменении угла α меняется сила Y_α , приложенная позади ЦМ. Если $\Delta\alpha > 0$, то сила Y_α возрастает и создает дополнительный момент на опускание носка ракеты. Если $\Delta\alpha < 0$, то сила Y_α уменьшается, и момент от руля поднимает носок ракеты.

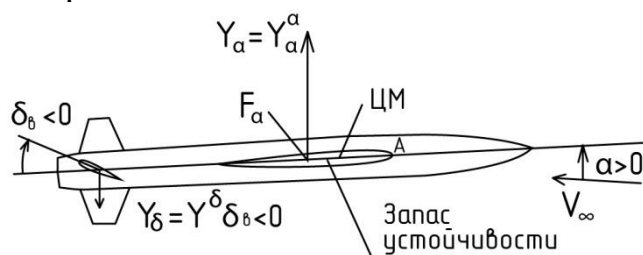


Рис. 2.3

Мерой статической устойчивости ракеты по углу α служит величина $\bar{x}_F - \bar{x}_T$, т.е. расстояние между фокусом и ЦМ, измеренное в долях САХ крыла. Величину $\bar{x}_F - \bar{x}_T$ называют запасом статической устойчивости ракеты. Увеличение запаса статической устойчивости ракеты достигается:

- смещением назад фокуса ракеты за счет увеличения площади и «плеча» хвостового горизонтального оперения, смещения назад крыла, т.е. изменением внешней компоновки ракеты;

– смещением вперед ЦМ ракеты за счет рациональной внутренней компоновки ракеты.

У ракет в среднем $\bar{x}_F - \bar{x}_T = 0,10 \dots 0,20$, т.е. запас устойчивости 10 ... 20% длины САХ.

Управляемость ракеты по углу атаки – это способность изменять угол атаки на достаточную величину и в требуемое время при отклонении руля высоты. Можно сказать, что это способность ракеты «следить» за отклонением руля высоты соответствующим изменением угла атаки. Обычно управляемость ракеты (устойчивой по углу α) оценивают законом изменения угла α по времени при скачкообразном отклонении руля. Этот закон характеризуется (рис. 2.4):

- видом переходного процесса $\alpha(t)$;
- величиной приращения $\Delta\alpha$ балансирующего угла α .

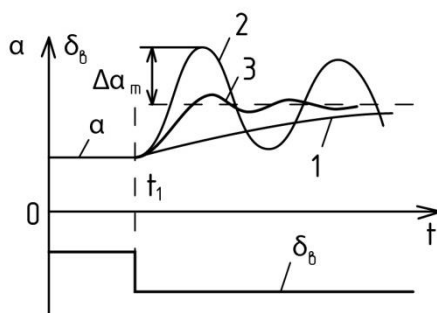


Рис. 2.4

Переходный процесс на рис. 2.4 отличается: в случае 1 – большим запаздыванием в установлении нового угла α (по отношению к моменту перекладки руля t_l), в случае 2 – излишней колебательностью и большим забросом $\Delta\alpha_m$ по углу α . За приемлемый можно принять переходный процесс в случае 3. Оценивая длительность процесса установления нового угла α , следует иметь в виду, что нежелательны как медленные реакции ракеты на отклонения руля, так и очень быстрые (чтобы не реагировать на ошибочные колебания). Для уменьшения периода колебаний и времени установления нового угла атаки необходимо увеличивать запас устойчивости ракеты.

Приращение балансирующего угла атаки легко определяется из условия равновесия моментов $m_z^\alpha \Delta\alpha + m_z^\delta \Delta\delta_B = 0$.

Отсюда

$$\alpha^\delta = \frac{\Delta\alpha}{\Delta\delta_B} = \frac{-m_z^\delta}{m_z^\alpha} = \frac{-c_{y_\alpha}^\delta (\bar{x}_\delta - \bar{x}_T)}{c_{y_\alpha}^\alpha (\bar{x}_F - \bar{x}_T)}. \quad (2.9)$$

Параметр α^δ называют характеристикой, или мерой статической управляемости по углу α (тоже продольной статической управляемости). Термин «статическая управляемость» указывает на то, что устанавливается связь между отклонением руля и балансирующим углом атаки.

Как следует из формулы (2.9), увеличение запаса статической устойчивости $\bar{x}_F - \bar{x}_T$ ведет к ухудшению статической управляемости.

Поэтому запас устойчивости не должен быть излишне большим. Вместе с тем снижение запаса устойчивости также нежелательно, поскольку может приводить к ухудшению качества переходного процесса. Основным средством обеспечения нужного значения статической управляемости является правильный выбор размеров и «плеча» руля высоты, влияющих на величину коэффициента эффективности руля m_z^δ . В среднем $\alpha^\delta = - (0,5 \dots 1)$. Параметр α^δ показывает приращение угла α при отклонении руля высоты на один градус, знак минус указывает на то, что у ракет с хвостовыми рулями для увеличения угла атаки руль нужно отклонять вверх.

2.3. Балансировка, устойчивость и управляемость по углу скольжения

Составляющие сил и моментов, действующие вокруг оси OY , для большей наглядности рассмотрим на примере модели ракеты, которая находится в воздушном потоке аэродинамической трубы и может при этом поворачиваться вокруг оси OY , проходящей через её ЦМ (рис. 2.5). У ракеты, симметричной относительно плоскости XOY , при $\delta_H = \beta = 0$ полная аэродинамическая сила R_0 равна силе сопротивления X_0 .

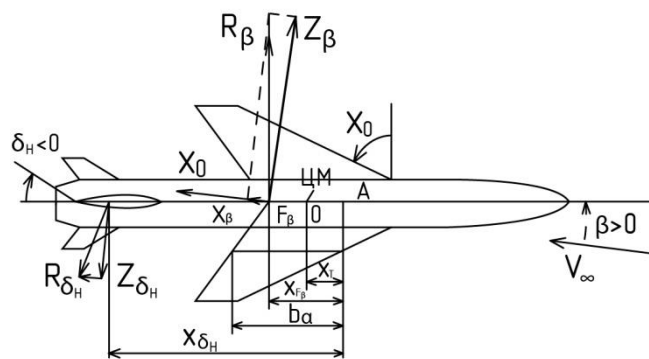


Рис. 2.5

Отклонение $\delta_H < 0$ руля направления приводит к появлению приращения R_{δ_H} полной аэродинамической силы, обусловленному изменением распределения давления на вертикальном оперении. За точку приложения силы R_{δ_H} , или аэродинамический фокус по отклонению руля отклонения, будем принимать точку пересечения линии её действия с плоскостью XOY . Сила R_{δ_H} создает управляющий момент руля направления $M_{\delta_H} > 0$, под действием которого ракета поворачивается вокруг оси OY и создается угол скольжения $\beta > 0$.

Возникновение угла β приводит к появлению приращения R_β полной аэродинамической силы. В проекциях на оси скоростной системы координат приращение R_β дает боковую силу $Z_\beta < 0$ и индуктивное сопротивление X_β , связанное с созданием силы Z_β . Точку приложения приращения R_β аэродинамической силы, обусловленного созданием угла скольжения, называют аэродинамическим фокусом ракеты по углу скольжения. Сила R_β

создает относительно ЦМ момент M_β . При $x_{F_\beta} > x_T$ момент $M_\beta < 0$ препятствует повороту ракеты и называется стабилизирующим моментом по углу β . Если $x_{F_\beta} < x_T$, момент $M_\beta > 0$ поддерживает вращение ракеты и называется опрокидывающим моментом по углу β .

При вращении ракеты с угловой скоростью ω_y создается демпфирующий момент M_{ω_y} , пропорциональный ω_y и стремящийся затормозить вращение, какой бы причиной оно ни вызывалось.

Балансировка ракеты по углу β в полете достигается при выполнении условия $M_y = 0$. Пренебрегая демпфирующим моментом, можно записать

$$M_{\delta_H} + M_\beta = 0. \quad (2.10)$$

Условие (2.10) – точное для прямолинейного полета и приближенное для криволинейного полета. Из схемы сил на рис. 1 момент M_y при $\omega_y = 0$ и малых β будет приближенно равен

$$M_y = Z_\beta (x_{F_\beta} - x_T) + Z_{\delta_H} (x_{\delta_H} - x_T) \quad (2.11)$$

или

$$M_y = c_{Z_\alpha}^\beta \beta q S (x_{F_\beta} - x_T) + c_{Z_\alpha}^\delta \delta_H q S (x_{\delta_H} - x_T). \quad (2.12)$$

По общей формуле путевого аэродинамического момента $M_y = m_y q S l$, поэтому

$$m_y = m_y^\beta \beta + m_y^\delta \delta_H, \quad (2.13)$$

где:

$$m_y^\beta = c_{Z_\alpha}^\beta (\overline{x_{F_\beta}} - \overline{x_T}) \frac{b_a}{l}, \quad (2.14)$$

$$m_y^\delta = c_{Z_\alpha}^\delta (\overline{x_{\delta_H}} - \overline{x_T}) \frac{b_a}{l}. \quad (2.15)$$

Здесь: $\overline{x_{F_\beta}} = \frac{x_{F_\beta}}{b_a}$; $\overline{x_{\delta_H}} = \frac{x_{\delta_H}}{b_a}$; $\overline{x_T} = \frac{x_T}{b_a}$ – относительные координаты фокуса по углу скольжения, фокуса по отклонению руля направления и центра масс, измеренные от носка САХ. Из условия балансировки

$$m_y^\beta \beta + m_y^\delta \delta_H = 0 \quad (2.16)$$

находим балансировочную зависимость по углу скольжения

$$\beta = - \frac{m_y^\delta}{m_y^\beta} \delta_H. \quad (2.17)$$

Полученные моментные и балансировочные зависимости отличаются от рассмотренных ранее только формой записи, что связано с иной индексацией параметров.

Устойчивость ракеты по углу скольжения – это способность без помощи руля направления возвращаться к исходному балансировочному углу β при случайных отклонениях от него. Необходимым условием устойчивости по углу β является наличие статической устойчивости по углу β , т.е. способности создавать стабилизирующий момент по углу β . Иначе говоря, должно быть $m_y^\beta < 0$ или $x_{F_\beta} > x_T$, т.е. боковой фокус должен быть позади ЦМ ракеты.

Мерой статической устойчивости по углу β служит коэффициент $m_{y\beta}$ или разность $\bar{x}_{F\beta} - \bar{x}_T$.

Управляемость ракеты по углу скольжения – это способность изменять угол скольжения на достаточную величину и в требуемое время при отклонении руля направления. Приращение балансирующего угла скольжения определяется из условия $m_{y\beta}^{\beta} \Delta\beta + m_{y\delta}^{\delta} \Delta\delta_H = 0$.

Отсюда

$$\beta^{\delta_H} = \frac{\Delta\beta}{\Delta\delta_H} = -\frac{m_{y\delta}^{\delta}}{m_{y\beta}^{\beta}} = -\frac{c_{z\alpha}^{\delta}(\bar{x}_{\delta_H} - x_T)}{c_{z\alpha}^{\beta}(\bar{x}_{F\beta} - \bar{x}_T)}. \quad (2.18)$$

Параметр β^{δ_H} называют характеристикой, или мерой статической управляемости по углу β . Он показывает приращение β (и его знак) при отклонении руля направления на один градус. Как видно из формулы (2.18), управляемость по углу β зависит от коэффициента $m_{y\delta}$, характеризующего эффективность руля направления, и коэффициента $m_{y\beta}$, характеризующего запас статической устойчивости.

Основным средством обеспечения требуемой управляемости по углу β (при заданной устойчивости) является рациональный выбор относительной площади руля на вертикальном оперении. У крылатых ракет самолетной схемы площадь руля направления ориентировочно составляет 30...40 % площади всей консоли вертикального оперения. В отличие от горизонтального оперения, полностью поворотное вертикальное оперение используется редко. Связано это с иными закономерностями изменения характеристик устойчивости и управляемости по углу β при переходе на сверхзвуковые скорости полета.

Влияние числа M полета на характеристики устойчивости и управляемости по углу скольжения оказывается главным образом через изменение положения фокуса по углу β при $M > 1$. У ракеты самолетной схемы боковая сила Z_{β} создается в основном заостренной носовой частью корпуса и вертикальным оперением. При сверхзвуковом обтекании с ростом числа M доля боковой силы от заостренной носовой части корпуса в общей силе Z_{β} растет, а доли боковой силы вертикального оперения снижается. В результате боковой фокус ракеты смещается вперед, степень статической устойчивости по углу β уменьшается с ростом числа M при $M > 1$. По этой причине крылатые ракеты самолетной схемы, предназначенные для больших чисел M полета, имеют обычно сильно развитое вертикальное оперение. Поскольку избыточной устойчивости нет, необходимая управляемость может обеспечиваться поворотом на угол δ_H только части вертикального оперения. Используются:

— обычная схема — поворотный руль на задних кромках неподвижного стабилизатора;

— двухконсольное вертикальное оперение, в котором одна консоль неповоротная (только стабилизатор), а вторая — поворотная (и руль и стабилизатор).

2.4. Балансировка, устойчивость и управляемость по углу крена

Аэродинамические моменты, действующие вокруг оси OX , рассмотрим на примере модели ракеты, которая находится в воздушном потоке аэродинамической трубы и может при этом поворачиваться вокруг оси OX (рис. 2.6). У ракеты, симметричной относительно плоскости XOY , при неотклоненных элеронах на крыле ($\delta_\varepsilon = 0$) и при $\beta = \alpha = 0$ обтекание правого и левого борта симметрично, и кренящего момента нет.

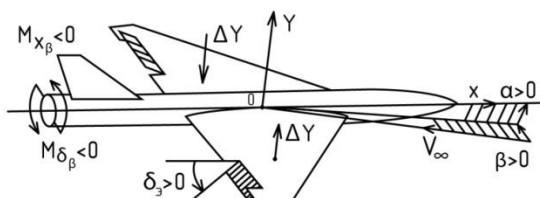


Рис. 2.6

Управляющий момент крена M_{δ_3} создается при отклонении элеронов на консолях крыла. Если отклонить элероны на угол $\delta_\varepsilon > 0$ (правый вниз, левый вверх), то подъемная сила правой консоли возрастает, а левой – уменьшается, создается управляющий момент крена $M_\delta < 0$, под действием которого модель ракеты начинает вращаться вокруг оси OX . Противодействовать вращению будет только демпфирующий момент крена, пропорциональный угловой скорости ω_x и стремящийся затормозить вращение. Поэтому результатом отклонения элеронов будет установившееся вращение ракеты по крену с угловой скоростью ω_x , пропорциональный углу отклонения элеронов δ_ε . Стабилизирующего момента (в отличие от движений по изменению углов α и β) – нет, момент крена M_x от угла крена не зависит. Следовательно, для изменения угла крена ракеты необходимо вначале отклонить элероны, чтобы вызвать вращение, а затем вернуть их в исходное положение.

Кроме отклонения элеронов, кренящий момент может вызвать так называемая косая обдувка ракеты потоком воздуха, которая создается, главным образом, за счет наличия угла скольжения.

Под действием момента крена кривой обдувки $M_{x\beta}$ модель ракеты в потоке аэродинамической трубы будет поворачиваться по углу крена в положение, при котором плоскость XOY совместится с вектором скорости набегающего потока. Иначе говоря, угол крена создается, а угол скольжения устраняется.

Таким образом, для стабилизации заданного угла крена при наличии угла скольжения необходимо отклонение элеронов для выполнения условия балансировки

$$M_{\delta_3} + M_{x\beta} = 0. \quad (2.19)$$

Моменты в уравнении (2.19) от угла крена γ не зависят.

Связь крена и скольжения при полете ЛА самолетной схемы выражается в том, что появление угла крена в результате отклонения элеронов или действия каких-то возмущений приводит по истечении некоторого времени к возникновению угла скольжения и связанного с ним момента крена от кривой обдувки.

Будем полагать, что ЛА совершает горизонтальный полет, в котором $Y_a=G$ и $\gamma_a=0$. Пусть по какой-либо причине возник угол крена $\gamma_a>0$ (крен вправо). Если все органы управления остались в первоначальном положении, то угол α и сила Y_α не изменяются, но сила Y_α теперь не уравнивает силу тяжести. ЛА начинает смещаться вправо и вниз (по вектору $\vec{Y}_a + \vec{G}$), т.е. движется с углом скольжения $\beta > 0$ (рис. 2.7). Таким образом, у ЛА самолетной схемы в полете крен вызывает скольжение в сторону опущенной консоли крыла. При обтекании под углом скольжения создается боковая сила Z_β и момент крена M_{x_β} .

$$M_{x_\beta} = m_x^\beta \beta q S l. \quad (2.20)$$

Очевидно, что

$$m_x^\beta = c_{z_a}^\beta \frac{y_{F_\beta}}{l}, \quad (2.21)$$

где y_{F_β} – координата бокового фокуса, измеренная от продольной оси OX .

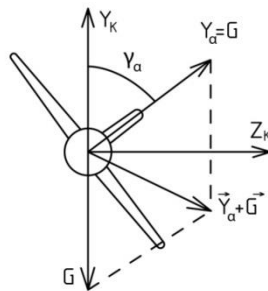


Рис. 2.7

Если фокус по углу β находится над ЦМ, т.е. $y_{F_\beta} > 0$ и $m_x^\beta < 0$, то при $\gamma_a > 0$ (угол $\beta > 0$) момент $M_{x_\beta} < 0$ направлен на устранение угла крена и называется стабилизирующим моментом крена. Если боковой фокус находится под ЦМ, т.е. $y_{F_\beta} < 0$ и $m_x^\beta > 0$, то при $\gamma_a > 0$ (угол $\beta > 0$) момент $M_{x_\beta} > 0$ направлен на увеличение угла крена и называется опрокидывающим моментом крена.

Статическая устойчивость по углу крена – это способность ЛА в результате скольжения, вызванного креном, создавать аэродинамический момент, направленный на уменьшение угла крена. Условие статической устойчивости по углу крена $m_x^\beta < 0$ или $y_{F_\beta} > 0$. Если $m_x^\beta > 0$, т.е. $y_{F_\beta} < 0$, то ЛА статически неустойчив по крену, при $m_x^\beta = 0$, т.е. $y_{F_\beta} = 0$, ЛА считается нейтральным по углу крена.

На степень статической устойчивости по крену в основном влияют:

1) угол стреловидности по передним кромкам крыла рис. 2.5, причем при увеличении χ_0 и угла атаки крыла устойчивость возрастает;

2) размещение консолей вертикального оперения. Верхнее размещение вертикального оперения увеличивает устойчивость по крену, нижнее размещение вертикального оперения уменьшает устойчивость по крену, симметричное вертикальное оперение не влияет на степень устойчивости по крену;

3) угол ψ поперечной V-образности крыла рис. 2.8. Отклонение консолей крыла вверх ($\psi > 0$) увеличивает, а отклонение консолей вниз ($\psi < 0$) уменьшает устойчивость по крену.

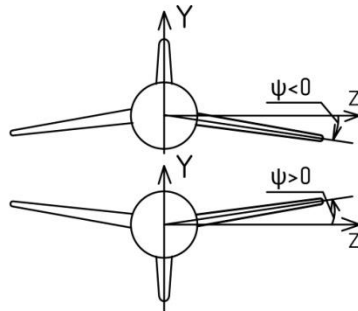


Рис. 2.8

Угол поперечной V-образности крыла является главным параметром, за счет рационального выбора которого достигается нужная степень устойчивости по крену (на другие летные свойства ракеты он практически не влияет).

Необходимо иметь в виду, что для ракет самолетной схемы свойство статической устойчивости по углу крена не имеет такой важности, как свойства устойчивости по углам α и β . Стабилизирующие моменты $M_{z\alpha}$ и $M_{y\beta}$ появляются одновременно с отклонениями в углах α и β и оказывают существенную «помощь» автопилоту. В то же время при полете ракеты с системой управления автопилот быстро устраняет углы крена (за счет отклонения элеронов), движение скольжения от крена развиваться не успевает, и момент $M_{x\beta}$ описанную выше функцию стабилизирующего момента крена практически не выполняет. В условиях автоматической стабилизации угла крена он оказывается возмущающим моментом, который необходимо уравновешивать управляющим моментом от элеронов. Чем меньше момент крена от кривой обдувки, тем проще обеспечивается балансировка ракеты по крену.

Балансировка ракеты по крену, или уравновешивание моментов вокруг оси Ox , достигается отклонением элеронов на угол δ_{ε} , при котором $M_x=0$ или $m_x=0$. Пренебрегая вращательными составляющими момента и кренящим моментом от руля направления, получаем

$$m_x^{\beta} \beta + m_x^{\delta_{\varepsilon}} \delta_{\varepsilon} = 0. \quad (2.22)$$

Отсюда отклонение элеронов, необходимое для балансировки по крену при полете с углом скольжения, равно

$$\delta_{\varepsilon} = \frac{-m_x^{\beta}}{m_x^{\delta}} \beta. \quad (2.23)$$

Для уменьшения «расхода» элеронов на балансировку необходимо:

- увеличивать коэффициент эффективности элеронов $m_x^{\delta_\alpha}$ за счет увеличения их площади и «плеча» от продольной оси OX ;
- уменьшать коэффициент m_x^β , характеризующий приращение момента от кривой обдувки на единицу угла скольжения (выбором V -образности крыла).

Статическая управляемость по крену может рассматриваться как способность устранять угол крена при полете с углом скольжения.

Мерой статической управляемости по крену может быть параметр

$$\beta^{\delta_\alpha} = \frac{-m_x^{\delta_\alpha}}{m_x^\beta}, \quad (2.24)$$

который показывает, при каком угле скольжения обеспечивается балансировка по крену, если элероны отклонены на один градус. В среднем $\beta^{\delta_\alpha} = -(0,5 \dots 1)$.

Контрольные вопросы:

- 1) В чем заключается балансировка, устойчивость и управляемость по углу атаки?
- 2) В чем заключается балансировка, устойчивость и управляемость по углу скольжения?
- 3) В чем заключается балансировка, устойчивость и управляемость по углу крена?

ГЛАВА 3.

МАНЕВРЕННОСТЬ РАКЕТ И ДИАПАЗОНЫ СКОРОСТЕЙ, ДАЛЬНОСТЕЙ И ВЫСОТ ПОЛЕТА РАКЕТ

3.1. Принципы изменения скорости и направления полета. Перегрузки ракет

Управление полетом сводится, в конечном счете, к изменению вектора скорости \vec{V} ЦМ и достигается изменением величины и направления равнодействующей \vec{T} всех сил, приложенных к ракете,

$$\vec{T} = \vec{P} + \vec{R}_A + \vec{G}. \quad (3.1)$$

Силы, с помощью которых можно управлять полетом, называют управляющими силами. Для ракеты управляющими силами являются сила тяги P и полная аэродинамическая сила R_A . Сила тяжести G как управляющая не используется. Следовательно, результирующая управляющая сила равна

$$\vec{R} = \vec{P} + \vec{R}_A. \quad (3.2)$$

В авиационно-ракетной технике величину управляющих сил принято оценивать в долях силы тяжести G . Отношение результирующей силы, определенной без учета силы тяжести, к силе тяжести называют перегрузкой ракеты. Перегрузка - векторный безразмерный параметр.

Полная перегрузка ракеты равна:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}}{G} = \frac{\vec{P} + \vec{R}_A}{G}. \quad (3.3)$$

На практике действующие силы и перегрузки принято проектировать на оси прямоугольных систем координат.

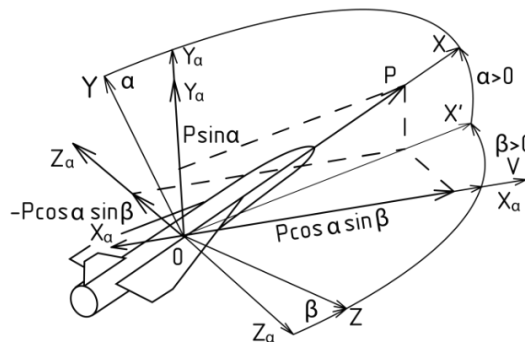


Рис. 3.1

В скоростной системе координат составляющие результирующей силы и перегрузки будут:

- тангенциальная сила

$$R_{x_a} = P \cos \alpha \cos \beta - X_a; \quad (3.4)$$

- подъемная сила

$$R_{y_a} = P \sin \alpha + Y_a; \quad (3.5)$$

– боковая сила

$$R_{z_a} = -P \cos \alpha \sin \beta + Z_a; \quad (3.6)$$

– тангенциальная перегрузка

$$n_{x_a} = \frac{P \cos \alpha \cos \beta - X_a}{G}; \quad (3.7)$$

– нормальная скоростная перегрузка

$$n_{y_a} = \frac{P \sin \alpha + Y_a}{G}; \quad (3.8)$$

– боковая перегрузка

$$n_{z_a} = \frac{-P \cos \alpha \sin \beta + Z_a}{G}. \quad (3.9)$$

Схема сил и перегрузок, действующих на ракету при движении в вертикальной плоскости без углов крена и скольжения, показана на рис.3.2.

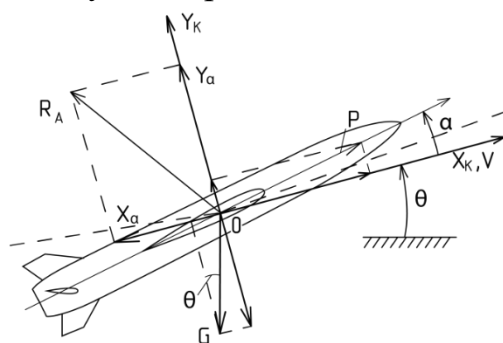


Рис.3.2

Силы P , R_A , G приложены в ЦМ ракеты, предполагается, что условие балансировки ракеты по углу атаки выполнено, руль высоты отклонен так, что момент относительно ЦМ равен нулю. С позиций теоретической механики движение ракеты как твердого тела сведено к движению материальной точки под действием заданных сил.

Принцип управления скоростью полета уясняется из уравнения сил по касательной к траектории

$$mW_{x_K} = T_{x_K}, \quad (3.10)$$

где m – масса ракеты;

$W_{x_K} = \frac{dV}{dt}$ - тангенциальное ускорение ракеты;

T_{x_K} - ускоряющая (замедляющая) сила, равная:

$$T_{x_K} = P \cos \alpha - X_a - G \sin \theta. \quad (3.11)$$

Таким образом, тангенциальное ускорение ракеты равно:

$$\frac{dV}{dt} = g \left(\frac{P \cos \alpha - X_a}{mg} - \sin \theta \right) \quad (3.12)$$

или

$$\frac{dV}{dt} = g(n_{x_a} - \sin \theta) \quad (3.13)$$

Из уравнения сил по касательной к траектории наглядно видно, что управление скоростью полета V достигается изменением тангенциальной перегрузки за счет регулирования силы тяги P ракетного двигателя ($\cos \alpha \approx 1$).

Обычно у КР и ЗУР управления скоростью полета нет, т.е. режим работы РД системой управления полетом не регулируется.

Принцип управления направлением полета уясняется из уравнения сил по нормали к траектории

$$mW_{yK} = T_{yK}, \quad (3.14)$$

где T_{yK} , W_{yK} – центростремительная сила и ускорение ракеты.

В результате преобразований получаем:

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_{y_a} - \cos\theta). \quad (3.15)$$

Из этого уравнения видно, что управление направлением полета (углом θ), искривление траектории достигается изменением нормальной перегрузки n_y за счет регулирования подъемной силы Y_a путем изменения угла атаки α при отклонении руля высоты.

Таким образом, поворот вектора скорости (изменение направления полета) обеспечивается не действием момента (он равен нулю), а силой, перпендикулярной к вектору скорости.

Уравнения сил по касательной и нормали к траектории взаимосвязаны, поэтому взаимосвязаны и изменения скорости и направления полета.

Задача встречи КР и ЗУР с целью решается системой управления за счет изменения только направления полета ракеты путем отклонения рулей. Поэтому способность ракеты быстро изменять направление полета является важнейшим ее летным свойством.

Управление полетом связано с созданием перегрузок. Необходимо знать допустимые значения эксплуатационных перегрузок, так как от них зависят возможные траектории полетов ракет.

Допустимые перегрузки в полете ограничиваются обычно прочностью и жесткостью конструкции летательного аппарата, работоспособностью бортовых приборов управления.

Перегрузка ЛА определяет силы, действующие на отдельные его части (агрегаты, приборы) через узлы их крепления.

Соответственно под перегрузкой любого элемента ЛА понимается отношение суммарной силы (без учета силы тяжести), приложенной в узле опоры, к силе тяжести этого элемента. Перегрузка любого ЛА равна перегрузке в ЦМ ЛА, определенной по формуле (3.3) (если не учитывать вращение вокруг ЦМ, что допустимо для обычных условий полета).

Перегрузки ЛА, допустимые в условиях полета, регламентируются так называемыми нормами прочности, в соответствии с которыми выполняется расчет конструкции ЛА.

Значения допустимых перегрузок для ракет от 5...6 до 10...12.

3.2. Маневренность ракет. Характеристики маневренности

3.2.1. Характеристики маневренности в вертикальной плоскости

Для оценки маневренности ракеты на коротком отрезке времени (или траектории) достаточно использовать только уравнения сил по нормали к траектории (3.16) и (3.17)

$$W_{yK} = g(n_{y_a} - \cos\theta) \quad (3.16)$$

и кинематическое соотношение

$$W_{yK} = V \frac{d\theta}{dt} = \frac{V^2}{r}. \quad (3.17)$$

Максимальная быстрота изменения направления полета будет в том случае, когда перегрузка n_{y_a} будет наибольшей. Максимально возможная перегрузка ($n_{y_a} = n_{y_{ap}}$), создающаяся на максимальном балансировочном угле атаки (при полном отклонении руля высоты), называется нормальной располагаемой перегрузкой ракеты.

По формулам (3.16) и (3.17) определяются:

- максимальная угловая скорость поворота вектора скорости

$$\dot{\theta}_{\max} = \frac{g}{V} (n_{y_{pp}} - \cos\theta); \quad (3.18)$$

- минимальный радиус кривизны траектории

$$r_{\min} = \frac{V^2}{g(n_{y_{ap}} - \cos\theta)}; \quad (3.19)$$

- максимальное центростремительное ускорение

$$W_{\max} = g(n_{y_{ap}} - \cos\theta). \quad (3.20)$$

Основной динамической характеристикой маневренности ракеты является располагаемая перегрузка $n_{y_{ap}}$. При $P \sin \alpha \ll Y_a$

$$n_{y_{ap}} = \frac{Y_{a\max}}{G} = c_{y_a}^\alpha \frac{q}{p_{кр}} \alpha_{\max} \quad (3.21)$$

где $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор в полете;

$c_{y_a}^\alpha = 2...3$ 1/рад – характеристика несущей способности ракеты;

α_{\max} – максимальный балансировочный угол атаки, соответствующий полному отклонению руля высоты;

$p_{кр} = \frac{G}{S}$ – удельная нагрузка на крыло.

Характеристики устойчивости и управляемости ракеты обеспечивают полет на углах α не более α_{\max} . Главным средством увеличения располагаемой перегрузки n_{yp} и маневренности ракеты при заданных условиях полета является снижение удельной нагрузки на крыло (за счет увеличения площади крыла). У современных летательных аппаратов $p_{кр} = 4000 \dots 8000$ Н/м². Обычно площадь крыла ракеты выбирается из условия обеспечения требуемой маневренности на большой высоте полета.

Величина располагаемой перегрузки и маневренные возможности ракеты ограничиваются: на малой высоте – прочностью и жесткостью конструкции ракеты, на большой высоте – снижением скоростного напора.

3.2.2. Характеристики маневренности и способы разворота ракеты в горизонтальной плоскости

Маневренность в горизонтальной плоскости наиболее полно рассматривается на примере полета ракеты самолетной схемы. Изменение направления полета в горизонтальной плоскости принято называть разворотом. Для выполнения разворота создается центростремительная сила. Поскольку в горизонтальной плоскости силы G нет, центростремительная сила равна боковой управляющей силе R_{zK} в горизонтальной плоскости (рис.3.3).

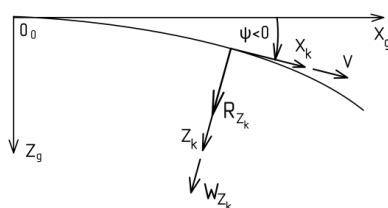


Рис.3.3

$$R_{zK} = P_{zK} + R_{AzK}.$$

Уравнение сил по горизонтальной нормали к траектории (по оси OZ_K) будет $mW_{zK} = R_{zK}$ или $W_{zK} = gn_{zK}$.

Здесь: $W_{zK} = \frac{v^2}{2}$ – центростремительное ускорение в горизонтальной плоскости;

$n_{zK} = \frac{R_{zK}}{G}$ – боковая перегрузка в горизонтальной плоскости.

Наиболее интенсивный разворот будет при $n_{zK} = n_{zKmax} = n_{zKp}$.

Кинематические характеристики маневренности в горизонтальной плоскости при этом будут равны:

- максимальная угловая скорость поворота вектора скорости

$$\dot{\psi}_{max} = -\frac{g}{v} n_{zKp}; \quad (3.22)$$

- минимальный радиус кривизны траектории

$$r_{min} = \frac{v^2}{gn_{zKp}}; \quad (3.23)$$

- максимальное центростремительное ускорение

$$W_{zKmax} = gn_{zKp}. \quad (3.24)$$

Динамическая характеристика маневренности – боковая располагаемая (максимально возможная) перегрузка n_{zKp} зависит от способа разворота ракеты. Различают:

- разворот с углом скольжения без крена (плоский разворот);
- разворот с углом крена без скольжения (правильный разворот);
- разворот с углами крена и скольжения.

Плоский разворот обеспечивается боковой аэродинамической силой Z_a . В этом случае (рис. 3.4) боковая управляющая сила равна

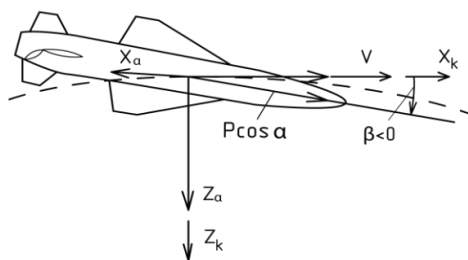


Рис. 3.4

$$R_{z_k} = R_{z_a} = -P \cos \alpha \sin \beta + Z_a. \quad (3.25)$$

Достоинства плоского разворота:

- безопасность выполнения на малой высоте, поскольку равновесие сил по вертикали не нарушается;
- простота управления, поскольку ракета стабилизирована по углу крена и команда управления по курсу может подаваться только на руль направления.

Недостатки плоского разворота для ракеты самолетной схемы:

- разворот «вялый», поскольку боковая перегрузка обычно небольшая ($n_{z_{ap}} \approx 0,5 \dots 1$);
- низкая аэродинамическая эффективность, поскольку сила Z_a создается корпусом и оперением.

Несмотря на отмеченные недостатки, плоский разворот используется у низколетящих ракет самолетной схемы при наведении их на маломаневренные цели.

Правильный разворот обеспечивается подъемной силой Y_a . В этом случае при развороте вправо (рис. 3.5):

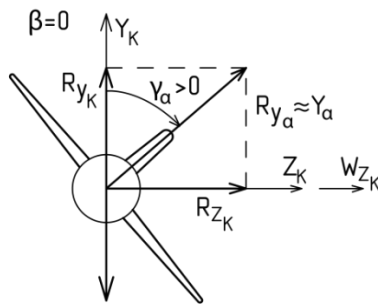


Рис.3.5

- создается угол крена $\gamma_a > 0$ за счет отклонения элеронов на угол $\delta_s < 0$;
- увеличивается отклонение руля высоты вверх $\delta_s < 0$, с целью увеличения угла атаки и подъемной силы;
- руль направления незначительно отклоняется вправо ($\delta_n > 0$) для преодоления малого по величине демпфирующего момента M_{yw} , затормаживающего вращение ракеты.

Достоинства правильного разворота:

- маневренность в горизонтальной плоскости (при больших углах крена) примерно такая же, как и в вертикальной;

– высокая аэродинамическая эффективность, поскольку подъемная сила Y_a создается при высоком аэродинамическом качестве $K=Y_a/X_a$ (разворот на «крыле»).

Недостатки правильного разворота:

– сложность управления, особенно при больших углах крена (необходима точная координация в отклонении всех органов управления);

– сложность стабилизации на малой высоте полета.

Правильный разворот является основным для самолетов и может использоваться у ракет на большой высоте полета при относительно небольших углах крена ($\gamma_a \leq 40 \dots 45^\circ$).

Разворот с креном и скольжением является комбинацией двух предыдущих случаев.

Боковая управляющая сила R_{z_k} (рис. 3.6) равна в этом случае:

$$R_{z_k} = R_{y_a} \sin \gamma_a + R_{z_a} \cos \gamma_a. \quad (3.26)$$

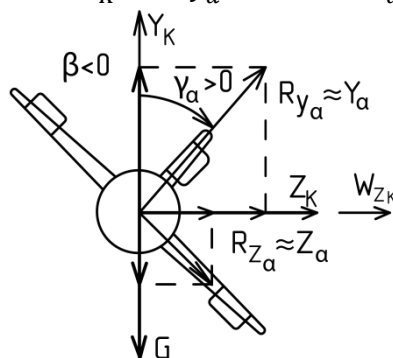


Рис. 3.6

Для того чтобы полет был горизонтальным, должно выполняться условие

$$R_{y_a} \cos \gamma_a - R_{z_a} \sin \gamma_a = G. \quad (3.27)$$

При оценке этого разворота следует иметь в виду, что у ракеты самолетной схемы появление угла скольжения и силы Z_a снижает аэродинамическую эффективность создания боковой управляющей силы R_{z_k} вследствие более интенсивного роста бокового сопротивления. Выгоднее увеличивать силу R_{z_k} за счет увеличения угла крена и угла атаки, не создавая угла скольжения. Разворот с креном и скольжением может использоваться в тех случаях, когда из-за ограничения угла крена маневренность в правильном развороте недостаточна.

Контрольные вопросы:

- 1) Что такое перегрузка ракет?
- 2) Дайте определение маневренности ракеты.
- 3) Какие существуют способы разворота ракеты в горизонтальной плоскости?

ГЛАВА 4. ДИАПАЗОНЫ СКОРОСТЕЙ, ДАЛЬНОСТЕЙ И ВЫСОТ ПОЛЕТА РАКЕТ

4.1. Траектория и профиль скоростей полета КР

4.1.1. Расчетная траектория. Профиль скоростей

Возможный вид траекторий полета КР в вертикальной плоскости показан на рисунке 4.1. Траектория вида I с высотой полета порядка нескольких километров характерна при стрельбе на большие дальности, измеряемые сотнями километров. Траектория вида II с высотой полета порядка нескольких десятков или сотен метров, а также траектория вида III с предельно малой высотой ($H = 5 \dots 15$ м) характерны при стрельбе на относительно небольшие дальности (до 100 ... 180 км). Малая высота в этих случаях является важным средством снижения вероятности сбития ракеты средствами ПВО противника, хотя и связана с ростом энергетических затрат на полет.

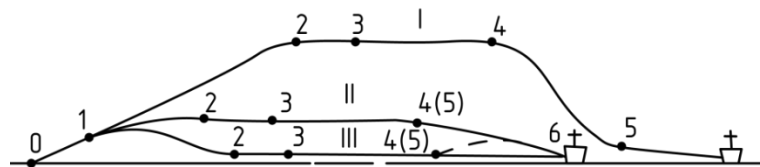


Рис. 4.1

С позиций динамики полета основные этапы полета:

- 0 – 1 – стартовый разгон;
- 1 – 2 – выход на заданную (маршевую H_m) высоту (послестартовая «горка» в случае III) с одновременным разгоном;
- 2 – 3 – разгон на заданной высоте;
- 3 – 4 – полет на заданной высоте с примерно постоянной (маршевой V_m) скоростью;
- 4 – 5 – программный выход на малую высоту;
- 5 – 6 – самонаведение на цель – полет при криволинейной траектории с относительно малой кривизной и углом наклона к горизонту.

При использовании предельно малых высот полета «горка» на траектории может быть не только в начале полета, но и в конце.

Траектория полета ракеты обычно определяется теоретически путем решения системы дифференциальных уравнений движения ракеты при заданных номинальных значениях параметров ракеты и заданных внешних возмущениях.

Для оценки летных характеристик КР в качестве расчетной примем траекторию низколетящей ракеты. Будем иметь в виду, что в пределах высот $H=0\dots 500$ м плотность воздуха изменяется на 4%, поэтому параметры стандартной атмосферы можно определить при $H = 0$ независимо от H_m . Кроме

того, искривление траектории после старта при выходе на маршевую высоту, а так же на участке самонаведения мало влияет на скорость и дальность полета КР. Поэтому на расчетной траектории (рис.4.1, II) выделим только режимы: прямолинейного стартового разгона (0–1), горизонтального разгона (1–3), горизонтального установившегося полета (3–6). В общем случае скорость КР по траектории изменяется, зависимость скорости ракеты от времени для заданной траектории называют профилем скоростей полета. Характерный вид профиля показан на рисунке 4.2, где:

- V_{CD} – скорость разгона стартовыми двигателями;
- V_M – маршевая скорость полета;
- V_{cp} – средняя скорость полета на заданную дальность;
- t_{CD}, t_{MD}, t_n – время разгона стартовыми и маршевыми двигателями и время полета на заданную дальность.

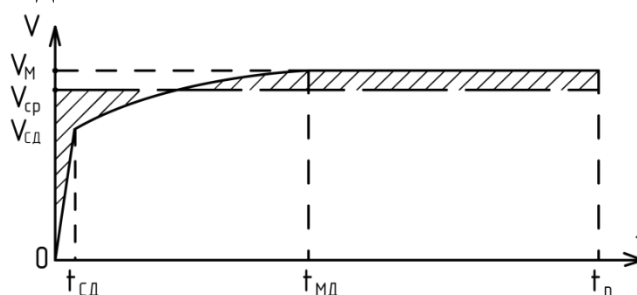


Рис. 4.2

Определим параметры, характеризующие профиль скоростей КР, и проанализируем факторы, от которых они зависят.

4.1.2. Скорость и время разгона КР при старте

Требуемая скорость разгона – это скорость, минимально допустимая по условию безопасности старта.

$$V_{CD_{тр}} = \sqrt{\frac{2p_{кр}^H \cos\Theta_H}{\rho c_{y_a}^\alpha \alpha_{max}}} \quad (4.1)$$

Здесь:

α_{max} – 10...12° - максимальный балансирующий угол атаки;

Θ_H – 10...30° - угол наклона траектории в конце стартового разгона;

$\rho = 1,23 \text{ кг/м}^3$ – плотность воздуха при $H \approx 0$;

$c_{y_a}^\alpha = 2...3 \text{ 1/рад}$ – характеристика несущей способности ракеты (при $M \approx M_{CD_{тр}}$);

$p_{кр}^H = G_H/S = 5000...8000 \text{ Н/м}^2$ – начальная удельная нагрузка на крыло.

При указанных выше значениях параметров получаем $V_{CD_{тр}} = 130...200 \text{ м/с}$.

Требуемое время разгона можно найти, используя схему сил, действующих на ракету при старте (рис. 4.3).

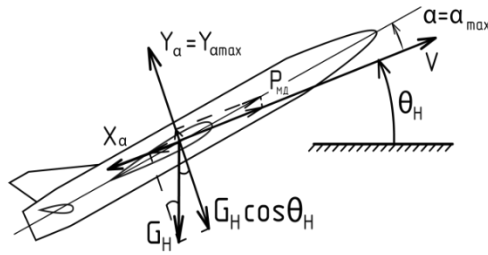


Рис. 4.3

Главной силой, определяющей движение ракеты, является сила тяги стартовых двигателей P_{CD} . Уравнение разгона будет

$$\frac{dV}{dt} = g\bar{P}_{CD}^H, \quad (4.2)$$

где: $\bar{P}_{CD}^H = \frac{P_{CD}^H}{G_{cm}} \cos\varphi_{CD}$ - начальная относительная тяга, или тяговооруженность ракеты при старте;

P_{CD}^H , G_{cm} – начальная сила тяги СД и сила тяжести ракеты при старте.

Требуемое время разгона до заданной скорости будет равно

$$t_{CD_{тр}} = \frac{V_{CD_{тр}}}{g\bar{P}_{CD}^H}. \quad (4.3)$$

Поскольку ракета в стартовой компоновке может быть неустойчивой по углам α и β , желательно, чтобы время свободного полета с момента схода с направляющей пусковой установки и до сброса СД было возможно меньше. Если принять $\bar{P}_{CD}^H = 10...15$, то требуемое время разгона КР при старте $t_{CD_{тр}} = 1,3...2$ с.

Располагаемое время разгона определяется временем сгорания всей массы $m_{тCD}$ топлива СД

$$t_{CD} = p_{удCD} \frac{m_{тCD}}{P_{CD}^H}, \quad (4.4)$$

Здесь $p_{удCD}$ – удельная тяга СД, = 2100...2300 Н тяги*с/кг топл.

Располагаемая скорость разгона – это скорость, до которой разгоняется ракета при полном выгорании топлива СД.

$$V_{CD} = p_{удCD} \dot{m}_{тCD}. \quad (4.5)$$

Располагаемая скорость разгона зависит только от относительной массы топлива и удельной тяги СД, характеризующей его экономичность. Если принять $V_{CD} = V_{CD_{тр}} = 130...200$ м/с, то относительная масса топлива СД должна составлять $\dot{m}_{тCD} = 0,08...0,09$.

4.1.3. Максимальная и маршевая скорости полета КР

Принцип определения V_{max} (тоже M_{max}) основан на совместном решении уравнений сил для режима горизонтального установившегося полета. Получаем: условие постоянства скорости полета (при $\cos\alpha_{гп} \approx 1$) $P_{MD} = X_{гп}$. Уравнение можно переписать в виде: $P_{MD} = \frac{G}{K_{гп}}$. Для определения V_{max} необходимо решить это уравнение относительно скорости (числа М). За число М маршевого полета можно условно принять значение $M_M = (0,95...0,98)M_{max}$,

полагая, что при $M=M_m$ разгон практически закончен. Максимальная и маршевая скорости полета будут равны:

$$\begin{aligned} V_{max} &= aM_{max} \\ V_m &= aM_m \end{aligned}$$

где a – скорость звука в воздухе на высоте полета.

Зависимость $\bar{X}_{гп}(M)$, необходимая для определения M_{max} , характеризует важные аэродинамические свойства ракеты.

$$\bar{X}_{гп} = c_{хгп} \frac{q}{p_{кр}^H} \quad (4.6)$$

Здесь $c_{хгп} = c_{x0} + Ac_{угп}^2$ – коэффициент лобового сопротивления в горизонтальном полете;

$$p_{кр}^H = \frac{G_H}{S} - \text{начальная удельная нагрузка на крыло};$$

$$q = \frac{\rho V^2}{2} - \text{скоростной напор.}$$

На малой высоте в среднем при $M = 0,9\bar{X}_{гп} = 0,35...0,40$, при $M = 1,5$ $\bar{X}_{гп} = 0,9...1,2$.

Пути увеличения V_{max} могут быть следующие:

- снижение относительной силы лобового сопротивления $\bar{X}_{гп}$ за счет совершенствования аэродинамических свойств ракеты;
- увеличение относительной тяги $\bar{P}_{МД}$ маршевого двигателя.

Средняя скорость полета КР

Средняя скорость полета КР определяет важную тактическую характеристику КР – время $t_{п}$ полета на заданную дальность. Она определяется из условия

$$V_{cp} t_{п} = \int_0^{t_{п}} V(t) dt \quad (4.7)$$

Средняя скорость полета может существенно отличаться от маршевой скорости, особенно при стрельбе на малые дальности.

4.1.4. Диапазон скоростей, высот и дальностей полета КР

Диапазон скоростей и высот полета КР

КР, подобно самолету, может совершать полет в широком диапазоне высот и скоростей. На скорость полета крылатого ЛА влияет высота полета. Её влияние прослеживается прежде всего через изменения угла атаки $\alpha_{гп}$, зависимостей $\bar{X}_{гп}(M)$ и $\bar{P}_{МД}(M)$, значений минимально допустимых и максимально возможных чисел M полета.

Угол атаки в горизонтальном полете определяется из условия равенства подъемной силы и силы тяжести:

$$c_{y_a}^{\alpha} \alpha_{гп} q S = G \quad (4.8)$$

или

$$\alpha_{гп} = \frac{p_{кр}}{0,7 p_H M^2 c_{y_a}^{\alpha}} \quad (4.9)$$

При заданной удельной нагрузке на крыло угол атаки уменьшается с ростом числа M полета и увеличивается с ростом высоты за счет снижения атмосферного давления p_H .

Минимально допустимое число M полета равно

$$M_{\min} = \sqrt{\frac{p_{\text{кр}}}{0,7\rho_H c_{y_a} \alpha_{\max}}} \quad (4.10)$$

и увеличивается с ростом высоты за счет снижения атмосферного давления p_H .

Наивыгоднейшее число M полета по аналогии будет равно

$$M_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{p_{\text{кр}}}{0,7\rho_H c_{y_{\text{НВ}}}}} \quad (4.11)$$

где $c_{y_{\text{НВ}}} = \sqrt{\frac{c_{x_0}}{A}}$.

Значение $M_{\text{НВ}}$ с ростом H увеличивается примерно по такому же закону, как и M_{\min} .

График зависимости $\bar{X}_{\text{ГП}}(M)$ с ростом высоты смещается, как показано на рис. 13. Значения M_{\min} и $M_{\text{НВ}}$ для разных высот связаны формулами (4.10) и (4.11). Поскольку $\bar{X}_{\text{ГП}\min} = \frac{1}{K_{\text{ГП}}}$, при $M=M_{\text{НВ}}$ получаем $\bar{X}_{\text{ГП}\min} = \frac{1}{K_{\max}}$. На докритических режимах $K_{\max} \approx \text{const}$, поэтому $\bar{X}_{\text{ГП}}$ при $M_{\text{НВ}} < M_{\text{кр}}$ от высоты не зависит. На трансзвуковых режимах $\bar{X}_{\text{ГП}\min}$ растет с ростом H .

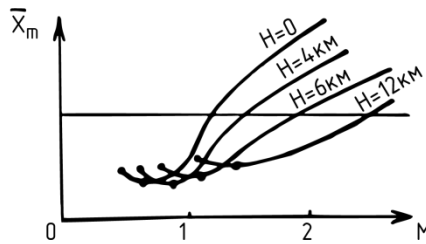


Рис. 4.4

Максимальное число M полета определяется решением уравнения $\bar{P}_{\text{МД}} = \bar{X}_{\text{ГП}}$. У ракет с ЖРД и РДТТ относительная тяга двигателя $\bar{P}_{\text{МД}}$ от числа M не зависит и мало зависит от высоты (увеличивается на 5...15% при переходе от $H=0$ до $H=15$ км). У таких ракет M_{\max} быстро увеличивается с ростом H . У ракет с ТРД тяга двигателя зависит от числа M и снижается с ростом H .

Предельная высота $H_{\text{сн}}$, на которой еще возможен горизонтальный установившийся полет, называется статическим потолком ЛА. Термин «статический» потолок указывает на то, что определяется наибольшая высота горизонтального полета с $V=\text{const}$. Высоту, несколько меньшую $H_{\text{сн}}$, где самолет еще может маневрировать и применять оружие, называют практическим потолком. Рассчитав значения M_{\min} , $M_{\text{НВ}}$, M_{\max} для ряда высот, можно определить границы диапазона скоростей и высот полета ЛА.

Диапазон скоростей и высот полета сверхзвукового крылатого ЛА: на высотах $H < H_{\text{СП}}$ при $M < M_{\min}$ горизонтальный полет невозможен из-за недостатка подъемной силы, при $M > M_{\max}$ невозможен горизонтальный полет с постоянной скоростью из-за недостатка силы тяги двигателя. В диапазоне $M_{\min} < M < M_{\max}$ возможны различные режимы горизонтального полета.

Первые режимы полета устойчивы по скорости. Если условие $\bar{P}_{MD} = \bar{X}_{ГП}$ по случайным причинам нарушается, то ЛА стремится восстановить его: при уменьшении числа $M < M_1$ получается $\bar{P}_{MD} > \bar{X}_{ГП}$, и ЛА разгоняется до $M = M_1$, в случае $M > M_1$ ЛА затормаживается, поскольку $\bar{P}_{MD} < \bar{X}_{ГП}$. Таким образом, на первом режиме полета не требуется регулирование силы тяги для стабилизации скорости полета.

Вторые режимы полета неустойчивы по скорости. Если, например число M стало меньше M_2 , то при этом $\bar{P}_{MD} < \bar{X}_{ГП}$ и ЛА будет продолжать торможение. Для восстановления исходного равновесия сил $\bar{P}_{MD} = \bar{X}_{ГП}$ необходимо вначале увеличить, а потом уменьшить силу тяги двигателя. Таким образом, для удержания ЛА в горизонтальном установившемся полете на втором режиме необходимо воздействовать не только на руль высоты, но и на тягу двигателя. Это усложняет управление полетом. У крылатых ЛА маршевый режим полета – всегда первый режим полета.

Диапазон дальностей полета КР

КР может использоваться для поражения целей на разных дальностях – от минимальной D_{min} до максимальной D_{max} .

Минимальная дальность полета определяется протяженностью участков старта, выхода на заданную (малую) высоту и разгона, а также минимальной дистанцией, на которой устройство самонаведения может обеспечить поиск цели и самонаведение на нее. Значение минимальной дальности боевого применения КР ограничено как техническими возможностями ракеты, так и тактическими соображениями.

Максимальная дальность полета определяется в основном протяженностью участка маршевого полета и зависит от энергетических возможностей МДУ, аэродинамических характеристик ракеты и высоты (профиля) траектории. Для низколетящей КР максимальная дальность полета равна

$$D_{max} = V_{cp} t_n, \quad (4.12)$$

где t_n – полное время полета с работающей МДУ;

V_{cp} – средняя скорость полета за время t_n .

Если тяга $P_{мд}$ и удельная тяга $p_{удмд}$ постоянны (КР с ЖРД или РДТТ), то при заданной массе топлива $m_{тмд}$ получаем

$$D_{max} = V_{cp} \frac{m_{тмд}}{P_{мд}} p_{удмд}. \quad (4.13)$$

При заданной скорости V_m и высоте H_m увеличение дальности полета может достигаться:

- увеличением относительной массы топлива МДУ за счет повышения его плотности и увеличения размеров топливного отсека;

- повышением удельной тяги МДУ путем выбора рационального типа двигателя, его параметров и топлива;

– повышением аэродинамического качества ракеты в горизонтальном полете ($\bar{P}_{МД} = \frac{1}{K_{гп}}$) прежде всего за счет снижения коэффициента сопротивления c_{x0} путем выбора рациональных форм элементов планера.

Влияние высоты маршевого полета на максимальную дальность полета определяется двумя противоположно действующими факторами. С одной стороны, с ростом H_m полет происходит с большей скоростью при меньшем секундном расходе топлива, расход топлива на километр пути уменьшается, что способствует росту дальности полета. С другой стороны, увеличение H_m связано (при корабельном и береговом старте) с дополнительным расходом топлива на набор высоты и ведет к сокращению участка маршевого полета и полной дальности полета. В результате для каждого ЛА может быть определена оптимальная высота H_{opt} маршевого полета, при которой обеспечивается наибольшее значение D_{max} .

Контрольные вопросы:

- 1) Какая траектория используется для полета крылатой ракеты?
- 2) Перечислите этапы траектории полета крылатой ракеты?
- 3) Какой диапазон скоростей, дальностей и высот используется для полета крылатой ракеты?

Глава 5. ПЛАНЕРЫ И КОМПОНОВКА РАКЕТ

5.1. Планеры ракет. Общие сведения

Планер ракеты, состоящий из корпуса, крыла и оперения, образует летательный аппарат, внутри которого должным образом komponуются все другие элементы ракеты, а внешние его поверхности создают в полете нужные аэродинамические силы и моменты, сохраняя при этом достаточные прочность и жесткость. К планеру предъявляются следующие основные требования:

1. Обеспечение необходимых характеристик устойчивости, управляемости и маневренности ракеты в полете.
2. Возможно меньшее значение коэффициента сопротивления и высокое аэродинамическое качество на основных этапах полета.
3. Достаточная прочность и жесткость конструкции при минимальной ее массе.
4. Возможность обеспечения необходимых условий для функционирования всех внутренних элементов ракеты.
5. Малые габаритные размеры, возможность складывания консолей крыла и оперения для уменьшения размеров в стартовой компоновке.
6. Доступность внутренних элементов ракеты для осмотров, контроля, а при необходимости и для замены.
7. Возможность применения при изготовлении современных конструкционных материалов и технологических методов изготовления и сборки.

На выполнение этих требований главное влияние оказывают:

- внешние формы элементов планера (корпуса, крыла, оперения);
- аэродинамическая схема планера, характеризующаяся взаимным расположением консолей крыла, корпуса и оперения;
- конструктивно-силовая схема планера, характеризующаяся видом, взаимным расположением, способом соединения элементов конструкции, все принимающих действующие нагрузки;
- физико-механические характеристики конструкционных материалов, из которых изготавливаются элементы планера.

5.2. Формы элементов планера

5.2.1. Формы корпуса

Корпус должен иметь малое лобовое сопротивление, достаточные внутренние объемы для размещения элементов ракеты, высокую прочность и жесткость при минимальной массе конструкции. Корпус выполняется в виде удобообтекаемого тела вращения, в котором выделяются носовая,

цилиндрическая и хвостовая части (рис.5.1). Форму корпуса характеризуют обводы носовой и хвостовой частей и геометрические параметры:

$$\lambda_k = \sqrt{\frac{l_k}{d_M}} \quad \text{— удлинение корпуса};$$

$$\lambda_{нч} = \sqrt{\frac{l_{нч}}{d_M}}, \quad \lambda_{хч} = \sqrt{\frac{l_{хч}}{d_M}} \quad \text{— удлинение носовой и хвостовой частей};$$

$$\bar{d}_d = \frac{d_d}{d_M} \quad \text{— относительный диаметр донного среза};$$

$$\bar{S}'_d = \frac{S'_d}{S_M} \quad \text{— относительная площадь донного среза, не занятая газовой струей}$$

РД.

Здесь d_M, d_d — диаметры миделя (наибольшего сечения) и донного среза;

$l_k, l_{нч}, l_{хч}$ — длины корпуса, носовой и хвостовой частей;

S_M, S'_d — площадь поперечного сечения миделя и части донного среза, не занятой газовой струей РД.

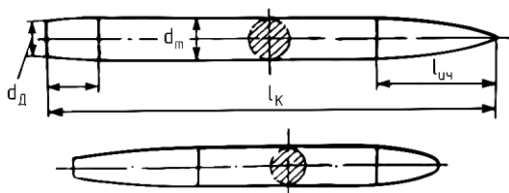


Рис. 5.1

В условиях дозвукового обтекания выгодны корпуса, имеющие округленную носовую часть с обводами, близкими к эллиптическим. При обтекании корпуса с углом атаки на закругленном носке создается область пониженного давления и появляется подсосывающая сила, способствующая снижению индуктивного сопротивления. Силы трения в этом случае также меньше, поскольку на носовой части корпуса может быть ламинарный пограничный слой.

В условиях сверхзвукового обтекания меньшее лобовое сопротивление дают заостренные носовые части с образующей в виде параболы или дуги окружности малой кривизны (оживальные). Лобовое сопротивление носовой части при $M > 1$ зависит от угла при вершине, связанного с удлинением $\lambda_{нч}$. Чем больше удлинение носовой части, тем меньше коэффициент лобового сопротивления корпуса c_{x0} (рис. 5.2). Однако с ростом $\lambda_{нч}$ уменьшается полезный внутренний объем корпуса. В среднем у сверхзвуковых ракет $\lambda_{нч} = 2 \dots 4$.

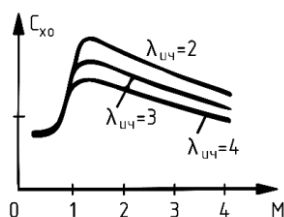


Рис. 5.2

Существенное влияние на лобовое сопротивление корпуса оказывает форма хвостовой части. В условиях дозвукового обтекания наименьшее сопротивление дает корпус с пологими и плавными скатами хвостовой части. В этом случае на задних скатах корпуса воздушный поток плавно затормаживается, давление в потоке растет, и равнодействующая сил давления хвостовой части уменьшает лобовое сопротивление. Если есть донный срез, то он должен быть занят газовой струей РД. Если газовой струи нет или $s'_d > 0$, то появляется донное сопротивление, обусловленное зоной разрежения за срезом. В условиях сверхзвукового обтекания отличие в основном в том, что на задних скатах хвостовой части поток разгоняется, давление в потоке уменьшается, и это приводит к росту сопротивления. Поэтому желательно иметь параметр \bar{d}_d ближе к единице и $s'_d \approx 0$. В среднем $\lambda_{нч} = 1,5 \dots 0,5$ при $\bar{d}_d = 0,7 \dots 0,9$.

Общее удлинение корпуса λ_k влияет на его лобовое сопротивление и характеристики прочности и жесткости. Причем с ростом λ_k (при заданном объеме корпуса) уменьшается сопротивление давления и увеличивается сопротивление трения (увеличивается боковая поверхность), одновременно ухудшаются прочностные характеристики. Оптимальные удлинения составляют для дозвуковых ракет $\lambda_k = 7 \dots 10$, для сверхзвуковых ракет $\lambda_k = 10 \dots 15$.

5.2.2. Формы крыла

Крыло создает главную часть подъемной силы ракеты. Форма крыла выбирается так, чтобы обеспечивались:

- требуемая подъемная сила при малом лобовом сопротивлении;
- требуемая прочность и жесткость крыла при малой массе;
- малые габаритные размеры и возможность складывания консолей (при необходимости);
- малое перемещение аэродинамического фокуса при переходе на сверхзвуковые режимы полета.

Форма крыла определяется формой в плане и формой профиля.

Форма профиля у крыльев ракет обычно симметричная. Различают профили (рис.3) со скругленной передней кромкой, или дозвуковые 1 и профили с острой передней кромкой или сверхзвуковые (ромбовидный 2, ду-

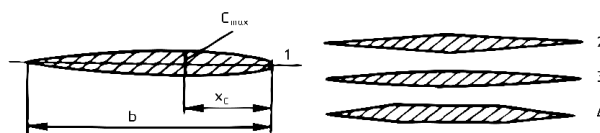


Рис.5.3

гообразный 3, «усеченный» ромб 4). Симметричные профили характеризуют два основных параметра:

$\bar{c} = \frac{c_{max}}{S}$ – относительная толщина;

$\bar{x}_c = \frac{x_c}{h}$ – относительная координата максимального утолщения.

Здесь b – хорда профиля. Обычно у дозвуковых профилей $\bar{x}_c = 0,4 \dots 0,45$, у сверхзвуковых профилей $\bar{x}_c = 0,5$. Относительная толщина \bar{c} существенно влияет на коэффициент сопротивления крыла c_{x0} . При $M > M_{кр}$ коэффициент сопротивления давления пропорционален \bar{c}^2 . Вместе с тем уменьшение \bar{c} ухудшает прочностные характеристики крыла. В среднем $\bar{c} = 0,05 \dots 0,07$ при $M < 1,5 \dots 1,8$ и $\bar{c} = 0,025 \dots 0,035$ при больших сверхзвуковых скоростях полета.

Форму крыла в плане характеризуют параметры (рис.5.4):

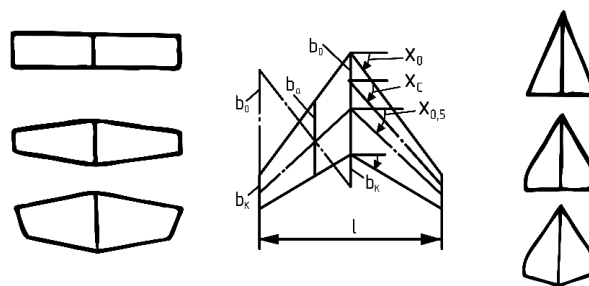


Рис. 5.4

$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{l}{b_{cr}}$ — удлинение;

χ — угол стреловидности;

$\eta = \frac{b_0}{b_k}$ — сужение.

Здесь l, S — размах и площадь крыла в плане;

$b_0, b_k, b_{cr} = 0,5 (b_0 + b_k)$ — корневая, концевая и средняя геометрическая хорды крыла.

Углы стреловидности различают: по передней кромке χ_0 , по линии максимальных толщин χ_c , по серединам хорд $\chi_{0,5}$, по задней кромке χ_3 . Все указанные параметры геометрически связаны между собой.

В зависимости от аэродинамических свойств различают (рис. 5.4) прямые 1, стреловидные 2 и треугольные 3 крылья. Наибольшее влияние на аэродинамические характеристики крыла оказывают удлинение и угол стреловидности. Сужение крыла на его аэродинамические характеристики влияет слабо и обычно выбирается из конструктивных соображений: для прямых и стреловидных крыльев $\eta = 2 \dots 5$, для треугольных крыльев $\eta = 5 \dots 10$ (до $\eta = \infty$ при $\chi_3 = 0$ у «чистого» треугольного крыла).

Прямые крылья ($\chi_{0,5} \approx 0$) следует разделить на дозвуковые и сверхзвуковые.

Прямое дозвуковое крыло имеет большое удлинение и относительно толстый дозвуковой профиль. Дело в том, что при $M < M_{кр}$ увеличение λ ведет к росту несущей способности и аэродинамического качества крыла. Физически это связано с уменьшением влияния перетекания воздуха через боковые кромки крыла. Теоретически достижимое значение $c_{H\alpha}^{\alpha} = 2\pi$ при $\lambda =$

∞ . Увеличение \bar{c} при дозвуковом обтекании практически не влияет на сопротивление, но повышает прочностные возможности крыла, что особенно важно при больших λ . Скругление передней кромки профиля снижает лобовое сопротивление. Однако при $M > M_{кр} \approx 0,8$ у прямых крыльев резко увеличивается лобовое сопротивление, значительно смещается аэродинамический фокус. Поэтому на закритических числах M вместо прямого дозвукового крыла используются стреловидные и треугольные крылья. Вместе с тем при больших числах M прямое крыло может использоваться вновь, но уже в виде сверхзвукового крыла.

Прямое сверхзвуковое крыло имеет малое удлинение ($\lambda < 1 \dots 2$) и поэтому может быть выполнено (при достаточной прочности) с тонким сверхзвуковым профилем, т. е. может иметь малый коэффициент сопротивления $c_{\chi 0}$ в сверхзвуковом потоке. При этом уменьшение λ в сверхзвуковом потоке мало влияет на несущую способность $c_{H\alpha}^{\alpha}$ и аэродинамическое качество крыла. Как было показано ранее, влияние перетекания воздуха через боковые кромки крыла оказывается только внутри конусов возмущений (см. рис. 1.33) с вершинами в передней кромке. Доля площади крыла, на которую распространяется влияние его концов, обратно пропорциональна значению $\lambda \sqrt{M_{\infty}^2 - 1}$. Параметр $\lambda_{пр} = \lambda \sqrt{M_{\infty}^2 - 1}$ называют приведенным удлинением крыла. При $\lambda_{пр} \geq 2 \dots 2,5$ удлинение прямого крыла практически не влияет на его аэродинамические свойства, и коэффициенты $c_{\chi B} c_{H\alpha}^{\alpha}$ можно определить как для «идеального» крыла с $\lambda = \infty$.

Прямое дозвуковое крыло может использоваться на КР с дозвуковыми скоростями полета, а также в качестве стабилизатора на стартовом двигателе ЗУР (наибольшая эффективность стабилизатора требуется в начале стартового разгона). Прямое сверхзвуковое крыло имеет преимущества перед стреловидными и треугольными крыльями только при больших сверхзвуковых скоростях полета ($M > \sim 2$). Оно может использоваться на ЗУР, у которых крыло создает подъемную силу только после стартового разгона до большой сверхзвуковой скорости полета (вредное влияние значительного смещения фокуса на трансзвуковых режимах полета несущественно).

Стреловидные крылья ($\chi_0 > \sim 45^\circ, \chi_3 > 0$) геометрически можно получить из прямых, отклоняя назад по потоку передние и задние кромки. При этом обтекание участка средней части консоли стреловидного крыла упрощенно можно представить себе как обтекание участка, скользящего с углом χ , прямого крыла (рис.5.5). Величина аэродинамических сил на участке такого крыла определяется нормальной составляющей скорости потока $V_n = V_{\infty} \cos \chi$, касательная составляющая V_t связана с перетеканием воздуха вдоль крыла и на аэродинамические силы влияет мало. В этих условиях подъемная сила и лобовое сопротивление (от сил давления) уменьшаются в сравнении со случаем, когда $\chi = 0$. Одновременно неблагоприятные явления, связанные с волновым кризисом, отодвигаются на большие числа M_{∞} , поскольку число M по нормали к передней кромке $M_n = M_{\infty} \cos \chi < M_{\infty}$. Несмотря на то, что картина обтекания реального стреловидного крыла много сложнее

рассмотренной схемы, сказанное выше справедливо и для реального крыла. Стреловидные крылья позволяют отодвинуть начало волнового кризиса (растет $M_{кр}$) и смягчить его вредные проявления на трансзвуковых режимах обтекания.

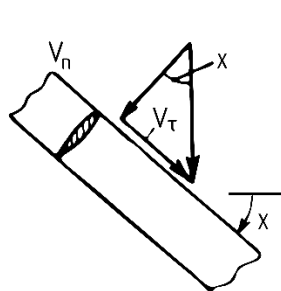


Рис.5.5

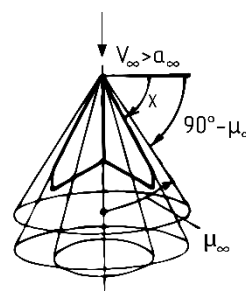


Рис.5. 6

Аэродинамические характеристики стреловидных крыльев в сверхзвуковом потоке зависят от положения его кромок относительно образующих конуса возмущений с вершиной в вершине кромок (рис.5.6). Кромки дозвуковые ($V_n < a_\infty$), если они лежат внутри конуса возмущений, т. е. $\chi > 90^\circ - \mu_\infty$ или $\text{tg}\chi > \sqrt{M_\infty^2 - 1}$. Кромки звуковые ($V_n = a_\infty$), если они совпадают с образующими конуса возмущений, т. е. $\chi = 90^\circ - \mu_\infty$ или $\text{tg}\chi = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$.

Кромки сверхзвуковые ($V_n > a_\infty$), если они лежат впереди конуса возмущений, т. е. $\chi < 90^\circ - \mu_\infty$ или $\text{tg}\chi < \sqrt{M_\infty^2 - 1}$.

Характер обтекания сверхзвуковым потоком крыльев с дозвуковыми и сверхзвуковыми передними кромками существенно различен. Дозвуковая передняя кромка встречается с потоком, «предупрежденным» волнами давления, порожденными ее вышележащими точками. Поток приготавливается к обтеканию профиля еще до встречи с ним. Несмотря на то, что поток сверхзвуковой, характер обтекания крыла - «по дозвуковому типу». Профиль крыла в этом случае выгодно иметь со скругленной передней кромкой. Сверхзвуковая передняя кромка «натывается» на непредупрежденный поток, перед ней возникает скачок уплотнения. Для снижения лобового сопротивления у таких крыльев необходим профиль с острой передней кромкой.

На графиках рис.5.7 и рис.5.8 показано влияние стреловидности крыла на

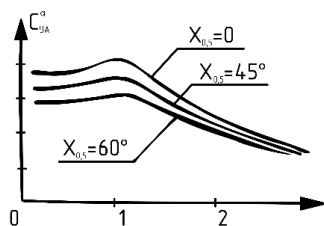


Рис. 5.7

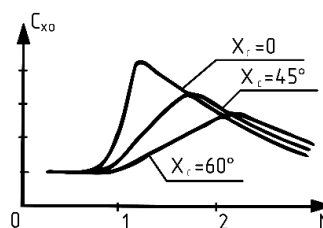


Рис. 5.8

коэффициенты $c_{H\alpha}^\alpha$ и c_{χ_0} . Характерно, что увеличение стреловидности крыла:

- снижает его несущую способность, с ростом числа M снижение $c_{H\alpha}^\alpha$ уменьшается, и при $M = 2,5 \dots 3$ угол стреловидности (и вообще форма крыла) не влияют на его несущую способность;

- снижает коэффициент сопротивления до тех пор, пока линия максимальных толщин остается дозвуковой, т. е. при

$$\sqrt{M_\infty^2 - 1} < \operatorname{tg} \chi_c; \quad (5.1)$$

- приводит к небольшому росту c_{χ_0} при сверхзвуковой линии максимальных толщин, т. е. при

$$\sqrt{M_\infty^2 - 1} \geq \operatorname{tg} \chi_c. \quad (5.2)$$

Таким образом, стреловидное крыло имеет аэродинамические преимущества перед прямым крылом только до определенного числа M полета, пока выполняется условие (5.1). По конструктивным соображениям углы стреловидности не превышают $\chi_0 \approx 65^\circ$, соответственно стреловидные крылья с дозвуковыми кромками выгоднее прямых крыльев до чисел $M \approx 2$.

Важное преимущество стреловидных крыльев (перед прямыми) состоит в том, что максимумы коэффициентов волнового сопротивления корпуса (см. рис. 5.2) и крыла (рис. 5,8) не совпадают по числу M . На графике $c_{x_0}(M)$ ракеты вершина сглаженная или «двугорбая». В результате максимальные значения коэффициента c_{x_0} ракеты со стреловидным крылом, при прочих равных условиях, меньше, чем у ракеты с прямым крылом.

Стреловидные крылья могут использоваться у КР с околосзвуковыми и относительно небольшими сверхзвуковыми скоростями полета.

Треугольные крылья ($\chi_0 > \sim 50^\circ, \chi_3 = 0 \dots 15^\circ$) геометрически можно получать из стреловидных, уменьшая их удлинение и увеличивая сужение (рис. 5.9). По своим аэродинамическим характеристикам треугольные крылья аналогичны стреловидным. Главное их преимущество перед стреловидными крыльями определяется не столько особенностями обтекания, сколько конструктивными особенностями. Увеличение длины корневой хорды, при той же площади крыла, улучшает характеристики прочности и жесткости крыла и дает возможность сделать его с малой относительной толщиной профиля. Именно меньшая относительная толщина профиля треугольного крыла дает ему преимущество перед стреловидным крылом по величине коэффициента c_{χ_0} при больших числах M полета.

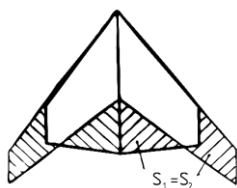


Рис. 5.9

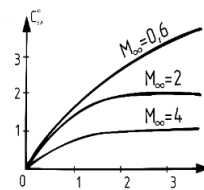


Рис. 5.10

Основной недостаток треугольных крыльев - снижение несущей способности вследствие уменьшения удлинения крыла. Однако, как видно из графиков на рис.10, влияние λ на коэффициент $c_{n\alpha}^\alpha$ уменьшается с ростом числа M . По своим аэродинамическим и конструктивным свойствам треугольные крылья хорошо подходят для ракет с числами $M > 2$. Вместе с тем они применимы и для околозвуковых ракет, особенно в тех случаях, когда необходимо иметь малый размах крыла.

В заключение отметим, что стреловидные и треугольные крылья имеют перед прямым крылом еще одно достоинство - меньшее смещение назад аэродинамического фокуса при переходе от дозвукового обтекания к сверхзвуковому. Как видно из графиков на рис.5.11, смещение фокуса в долях средней аэродинамической хорды у треугольного крыла меньше примерно в три раза. Это обстоятельство важно для КР, совершающих управляемый полет и на дозвуковых, и на сверхзвуковых скоростях. Меньшее смещение фокуса позволяет обеспечить требуемые характеристики устойчивости и управляемости ракеты в широком диапазоне чисел M более простыми средствами.

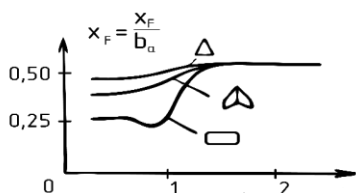


Рис. 5.11

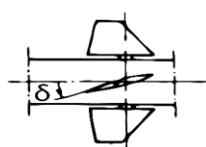


Рис. 5.12

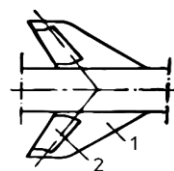


Рис. 5.13

5.2.3. Формы оперения

Оперение ракеты размещается в носовой или хвостовой части корпуса. Носовое оперение обеспечивает управление, а хвостовое - управление и стабилизацию ракеты по углам атаки (горизонтальное оперение) и скольжения (вертикальное оперение). Каждая пара консолей носового оперения выполняется обычно полностью поворотной и называется рулем (рис.5.12). Используемое иногда неповоротное носовое оперение называют дестабилизатором. Хвостовое оперение выполняется и полностью поворотным, и в виде комбинации (рис.5.13) неподвижной части - стабилизатора 1 и поворотной части - руля 2, размещенного на задней кромке стабилизатора.

Задача оперения состоит в создании малой подъемной силы, но на большем «плече» относительно ЦМ ракеты. При заданном «плече» аэродинамическое совершенство оперения характеризуется его несущей способностью и величиной так называемых шарнирных моментов, которые должны преодолевать рулевые приводы при отклонении рулей. Дело в том, что руль выполняется обычно так, чтобы точка приложения его подъемной силы находилась позади оси вращения, т. е. руль должен быть устойчив в потоке (в меру). Такая компоновка руля повышает надежность и точность

управления, но рулевые приводы должны преодолевать шарнирный момент, равный

$$M_{ш} = (m_{ш}^{\alpha}\alpha + m_{ш}^{\delta}\delta) \frac{\rho V^2}{2} S_p b_p \quad (5.3)$$

Здесь S_p, b_p — площадь и САХ руля, $m_{ш}^{\alpha}, m_{ш}^{\delta}$ — коэффициенты, зависящие от формы руля в плане и положения оси вращения.

С учетом сказанного в условиях дозвукового обтекания наиболее выгодны рули на задних кромках неподвижной части оперения. Отклонение руля малой площади (при малых шарнирных моментах) меняет распределение давления на всей поверхности оперения (создает большое приращение подъемной силы). Однако при сверхзвуковых скоростях полета эффективность таких рулей резко уменьшается. При отклонении руля изменяется распределение давления и подъемная сила только на самом руле, так как влияние руля навстречу сверхзвуковому потоку не передается. Поэтому для сверхзвуковых скоростей выгоднее использовать полностью поворотное оперение (в сравнении с предыдущим случаем несколько увеличивается площадь руля и исключается неподвижная часть оперения). Вместе с тем и при $M > 1$ находят применение рули на задних кромках несущих плоскостей (руль направления - на вертикальном оперении КР, элероны — на крыле).

По внешним формам оперение - тоже крыло, только малой площади. Поэтому все сказанное о влиянии формы крыла на его аэродинамические характеристики относится и к оперению. Поскольку для оперения важно иметь прежде всего высокую несущую способность, оно часто выполняется с меньшей стреловидностью и большим удлинением, чем крыло. Некоторое увеличение коэффициента сопротивления и размаха оперения не имеет существенного значения из-за малой его площади.

5.3. Аэродинамические схемы планера

5.3.1. Схемы самолетные и крестокрылые

Самолетные схемы, или схемы с плоскостной симметрией, (рис.5.14) имеют обычно две консоли крыла, плоскости которых параллельны плоскости XOZ или составляют с ней небольшой угол ψ , называемый углом поперечной V-образности ($\psi \leq 5^\circ$).

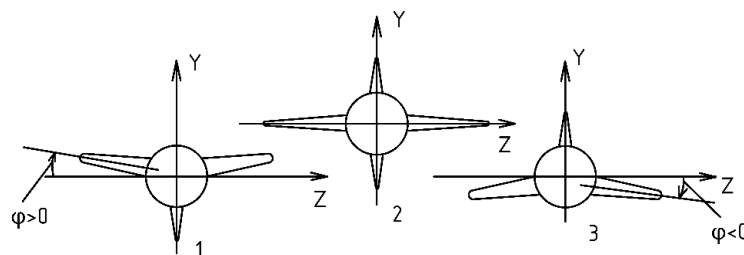


Рис.5.14

У схем с плоскостной симметрией при повороте ракеты вокруг продольной оси (при неизменном положении оси относительно вектора скорости) величина и направление суммарной аэродинамической силы $\vec{R}_n = \vec{Y}_\alpha + \vec{Z}_\alpha$ изменяются. Боковые маневры таких ракет могут выполняться с использованием силы Y_α (правильный разворот) или силы Z_α (плоский разворот).

Правильный разворот аэродинамически более эффективен. Требуемая нормальная сила в заданном направлении создается за счет наличия угла атаки и угла крена. Команды управления подаются на руль высоты и элероны. Угол скольжения при развороте поддерживается близким к нулю за счет небольшого отклонения руля направления, момент от которого уравнивает составляющую аэродинамического момента, пропорциональную скорости вращения и направленную против вращения ракеты. В принципе ракета может и не иметь руля направления - угол скольжения будет оставаться малым за счет действия стабилизирующего момента вертикального оперения, пропорционального углу β .

Плоские развороты аэродинамически менее эффективны, поскольку сила Z_α меньше силы Y_α и создается при более низком аэродинамическом качестве. Команды управления по курсу подаются на руль направления. С помощью элеронов ракета стабилизируется по крену, с помощью руля высоты - управляется в вертикальной плоскости.

С точки зрения простоты системы управления предпочтительней плоский разворот (команды управления вырабатываются в прямоугольной системе координат), но он у ракет самолетной схемы применим только для наведения на малоскоростные морские цели. Для наведения ракет самолетной схемы на воздушные цели необходимо выполнять правильные развороты с большими углами крена, при этом используются более сложные системы управления, вырабатывающие команды управления в полярной системе координат.

Главное достоинство самолетных схем - высокое аэродинамическое качество (при малых углах β). Это достоинство важно для ракет с большой дальностью полета, у которых основные энергетические затраты двигательной установки связаны с преодолением силы лобового сопротивления. Поэтому самолетные схемы применяются для КР и ЗУР дальнего действия.

В зависимости от положения крыла по диаметру корпуса у КР самолетной схемы принято различать схемы (см. рис.5.14): верхнеплан 1, среднеплан 2, нижнеплан 3. По аэродинамическим свойствам эти схемы отличаются несущественно и главным образом дополнительным сопротивлением от взаимного влияния крыла и корпуса. Аэродинамически среднеплан несколько выгодней других схем, но по условиям удобства компоновки ракеты со сложенными консолями крыла находит применение и схема верхнеплан.

Угол поперечной V-образности крыла ψ (рис.5.14) у ракет самолетной схемы вводится обычно как средство обеспечения требуемой степени

поперечной (по крену) статической устойчивости ракеты. На другие аэродинамические и летные характеристики ракет он практически не влияет. Отклонение консолей крыла вверх ($\psi > 0$) повышает поперечную устойчивость (одновременно ухудшается поперечная управляемость), отклонение консолей крыла вниз ($\psi < 0$) влияет обратным образом. Часто у ракет с большим углом стреловидности крыла:

$\psi < 0$ — при верхнем размещении вертикального оперения, увеличивающем поперечную устойчивость;

$\psi > 0$ — при нижнем размещении вертикального оперения, уменьшающем поперечную устойчивость;

$\psi = 0$ — при симметричном вертикальном оперении.

Крестокрылые схемы, или схемы с осевой аэродинамической симметрией, имеют две взаимно перпендикулярные пары консолей крыла (рис. 5.15). Возможны схемы и с большим количеством консолей крыла, а также схемы с кольцевым крылом, но они не находят широкого применения.

У схем с осевой симметрией при повороте ракеты вокруг продольной оси (при неизменном ее положении относительно вектора скорости) величина и направление суммарной аэродинамической силы $\vec{R}_H = \vec{Y}_\alpha + \vec{Z}_\alpha$ не изменяются.

Основное достоинство ракет крестокрылой схемы состоит в возможности создания больших управляющих сил в любом направлении без крена ракеты, что позволяет упростить систему управления и уменьшить время на отработку команд управления.

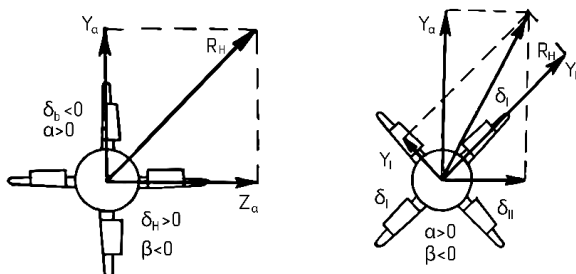


Рис. 5.15

Поэтому крестокрылые схемы широко используются у ЗУР ближней и средней дальности действия. Дело в том, что у ракет с меньшей дальностью полета меньше и доля энергетических затрат двигательной установки на преодоление силы лобового сопротивления в общем балансе энергетических затрат (разгон ракеты, работа против силы X , подъем на высоту). Поэтому снижение аэродинамического качества за счет «лишней» пары консолей крыла оказывается допустимым (требуется небольшой прирост запаса топлива).

Различают крестокрылые ракеты стабилизированные и нестабилизированные (проворачивающиеся) по углу крена.

Стабилизированные по крену крестокрылые ракеты могут быть на траектории в $+$ — образном и \times — образном положениях. Рули управления чаще всего размещаются в одних плоскостях с консолями крыла. В случае $+$ — образного положения одна пара консолей крыла создает силу Y_α в

вертикальной плоскости наведения, вторая пара консолей создает силу Z_α в наклонной плоскости наведения. Команды управления поступают на рули высоты и направления. В случае \times -образного положения плоскости консолей крыла повернуты относительно плоскости симметрии ракеты XOY (совпадающей с вертикальной плоскостью наведения) на угол 45° . Подъемная сила ракеты Y_α (см. рис. 5.15) в вертикальной плоскости и боковая сила Z_α в наклонной плоскости создаются составляющими подъемных сил Y_1 и Y_1^1 каждой пары консолей. Команды управления поступают на рули первого и второго каналов управления.

Аэродинамически $+$ и \times — образные положения ракеты в основном равноценны, но $-$ образное более удобно при размещении ракеты на направляющей пусковой установки. В принципе после участка старта ракета может переводиться из $-$ образного положения в $+$ - образное, более удобное для формирования команд управления на посту телеуправления.

Нестабилизированные по крену крестокрылые ракеты могут быть с двухканальным и одноканальным управлением. В первом случае ракета имеет два взаимно перпендикулярных руля, во втором - один руль.

При двухканальном управлении ракета в полете может свободно (по случайному закону) поворачиваться вокруг продольной оси, при этом плоскости рулей также по случайному закону изменяют свое положение относительно плоскостей наведения. Команды управления в вертикальной и наклонной плоскостях наведения перераспределяются между рулями с помощью специального гироскопического прибора крена, учитывающего текущее положение ракеты по углу крена. В результате совместного отклонения двух взаимно перпендикулярных рулевых поверхностей создаются требуемые углы α , β и силы Y_α, Z_α соответственно в вертикальной и наклонной плоскостях наведения. За счет отсутствия элеронов и канала стабилизации по крену упрощается ракета и система управления.

При одноканальном управлении ракете принудительно задается вращение относительно продольной оси с достаточно большой частотой (десятки герц) с помощью косо поставленных сопел реактивного двигателя и косо поставленных консолей крыла. Можно сказать, что в результате быстрого вращения ракеты по крену плоскость руля много раз в секунду совмещается и с вертикальной и с наклонной плоскостями наведения. Иначе говоря, один и тот же руль «успевает побывать» и в роли руля высоты, и в роли руля направления. Для наведения в двух плоскостях необходимо отклонять руль на требуемую величину при определенном положении ракеты по крену. Одноканальное управление используется только для малоразмерных ракет с упрощенными системами управления.

5.3.2. Схемы «Нормальная», «Бесхвостка», «Утка», «Поворотное крыло»

Указанные аэродинамические схемы различаются способом создания и стабилизации углов атаки (скольжения) консолей крыла. Особенности схем рассмотрим на примерах статически устойчивых крестокрылых ракет.

Отличие ракет самолетной схемы будет только в том, что угол скольжения у них всегда создается и стабилизируется хвостовым вертикальным оперением.

«Нормальная» схема (рис. 5.16) имеет рули в хвостовой части корпуса позади ЦМ. Они создают управляющие моменты и основную часть стабилизирующих моментов по углам α и β .

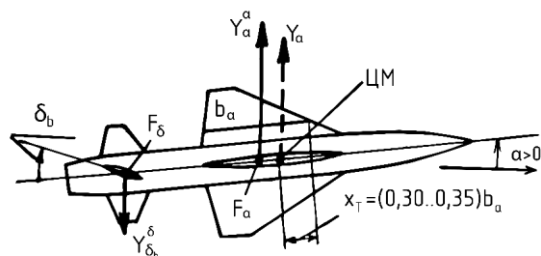


Рис. 5.16

Характерно, что у «нормальной» схемы подъемная сила, вызванная отклонением руля, вычитается из подъемной силы, вызванной углом атаки ракеты, т. е. происходит некоторая потеря подъемной силы, связанная с балансировкой ракеты. Поскольку угол атаки руля при балансировке определяется разностью углов α и δ_b , общая подъемная сила руля незначительна, руль «не помогает» в создании подъемной силы. Соответственно конструкция хвостовой части планера работает в более благоприятных условиях.

Управление креном осуществляется либо элеронами на крыле, либо дифференциальными хвостовыми рулями (пара консолей рулей имеет отдельные приводы поворота). Возможность управления креном без элеронов на крыле является достоинством «нормальной» схемы для сверхзвуковых ракет. Дело и том, что создание тонкой консоли крыла с элероном и обеспечение жесткости консоли при отклонении элерона в условиях больших скоростных напоров — задача сложная. «Нормальная» схема хорошо подходит для ракет, у которых ЦМ смещен вперед и хвостовая часть не занята корпусом РДТТ.

Схема «бесхвостка» (рис. 5.17) не имеет хвостового оперения, рули размещаются на задних кромках крыла. Стабилизирующие моменты создаются крылом, сдвинутым назад по отношению к ЦМ. Переход к такой схеме можно рассмотреть как результат стремления увеличить площадь крыла, не увеличивая его размаха: бортовая хорда крыла растет, и задние кромки крыла примыкают к хвостовым рулям.

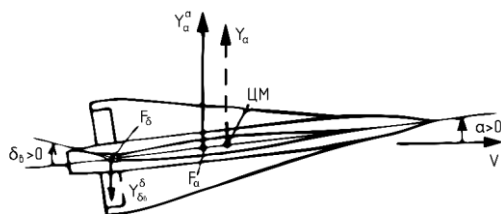


Рис. 5.17

Как и у «нормальной» схемы, балансировочное отклонение рулей уменьшает подъемную силу крыла. Эта потеря может быть особенно заметной при малом «плече» рулей относительно ЦМ. Приходится либо снижать запас устойчивости ракеты, либо использовать схему «бесхвостка с дестабилизатором» (рис. 5.18). У этой схемы с целью увеличения «плеча» рулей крыло смещено в хвостовую часть корпуса, для исключения излишнего запаса устойчивости (одновременного смещения назад аэродинамического фокуса) в носовой части устанавливаются неповоротные консоли дестабилизатора.

В схеме «бесхвостка» управление креном осуществляется дифференциальными рулями на крыле, которые принято называть элевонами.

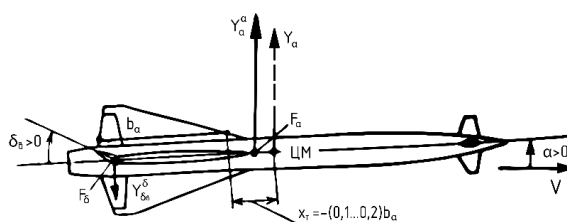


Рис. 5.18

Схема «утка» имеет рули (рис. 5.19) в носовой части корпуса впереди ЦМ. Они создают управляющие моменты по углам α и β , а стабилизирующие моменты создает крыло, смещенное в хвостовую часть корпуса. Отличие схемы «утка» от рассмотренных ранее в том, что при балансировке подъемная сила, обусловленная отклонением рулей, складывается с подъемной силой, вызванной углом атаки ракеты.

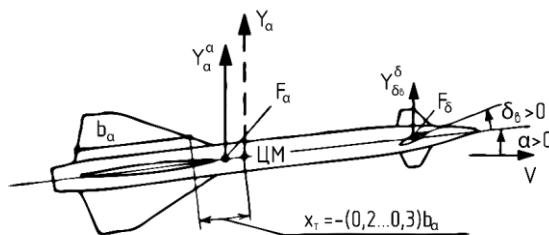


Рис. 5.19

Поскольку угол атаки руля при балансировке определяется суммой углов α и δ_a , общая подъемная сила руля существенно больше, чем в «нормальной» схеме, больше и нагружение конструкции носовой части планера. Вместе с тем заметного выигрыша в подъемной силе ракеты схема «утка» не дает, так как отклонение рулей приводит к скосу потока за ними и к уменьшению местных углов атаки и подъемной силы консолей крыла.

Управление по крену в схеме «утка» обеспечивается только элеронами на консолях крыла. Использовать носовые дифференциальные рули нельзя. Дело

в том, что при отклонении пары консолей рулей в разные стороны (для создания момента крена) расположенные позади них консоли крыла обтекаются с разными местными углами атаки, поскольку у одного борта ракеты поток скашивается вниз, а у другого - вверх. Подъемная сила одной консоли крыла растет, а другой - снижается, в результате крыло создает момент крена, направленный против управляющего момента крена носовых рулей. Необходимость установки элеронов на тонких консолях крыла является недостатком схемы «утка». Кроме того, для схемы «утка» характерны большие возмущающие кренящие моменты «косой обдувки», обусловленные несимметричным скосом потока за отклоненными рулями при полете с углами α и β , что также усложняет стабилизацию ракеты по крену.

Сравнивая схемы «утка» и «нормальную», следует обратить внимание на то, что в полете смещение ЦМ вперед в схеме «утка» ведет (при прочих равных условиях) к более резкому изменению управляемости ракеты по углам α и β , поскольку одновременно увеличивается запас статической устойчивости и уменьшается «плечо», а следовательно, и эффективность рулей, это обстоятельство может способствовать сужению диапазона допустимых центровок ракеты. Вместе с тем, поскольку балансировочная подъемная сила рулей не уменьшает подъемную силу ракеты, есть возможность повысить запас устойчивости ракеты, несколько увеличивая при этом и размеры рулей. Повышение запаса устойчивости (не сопровождающееся ухудшением управляемости) способствует расширению диапазона допустимых центровок и улучшению динамических свойств ракеты как объекта управления.

Схема «утка» хорошо подходит для компоновки ракет, у которых хвостовая часть занята РДТТ и, следовательно, туда же смещен ЦМ ракеты.

Схема «поворотное крыло» (рис. 5.20) имеет поворотные консоли крыла, установленные около ЦМ, и неподвижные консоли стабилизатора в хвостовой части.

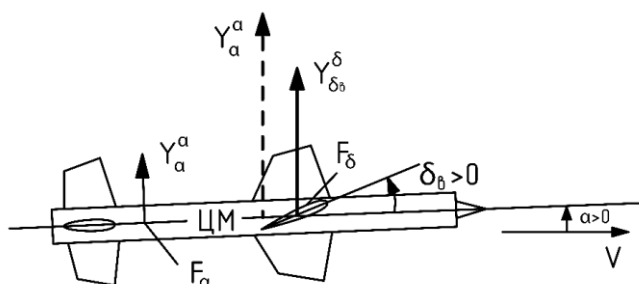


Рис. 5.20

Эту схему можно представить как результат изменений схемы «утка». Если в схеме «утка» постепенно увеличивать площадь рулей и перемещать их назад к ЦМ, одновременно сдвинув в хвостовую часть консоли крыла, то при совпадении точки приложения подъемной силы Y_δ рулей с ЦМ схема «утка» перейдет в схему «чистое поворотное крыло»: бывшие рули будут выполнять функции поворотного крыла, а бывшее крыло - функции стабилизатора. В схеме «чистое поворотное крыло» подъемная сила создается только за счет

отклонения крыла, угол атаки корпуса поддерживается близким к нулю хвостовым стабилизатором. Обычно используются схемы «поворотное крыло», у которых точка приложения силы Y_δ находится впереди центра масс, поэтому в режиме балансировки корпус имеет некоторый угол атаки, примерно равный $\alpha \approx (0,15...0,20)\delta$.

При прочих равных условиях подъемная сила и нормальная располагаемая перегрузка ракет с поворотным крылом меньше, чем у ракет с неподвижным крылом, поскольку корпус и оперение практически не участвуют в создании подъемной силы. Меньше и аэродинамическое качество таких ракет. Чаще всего схема «поворотное крыло» используется у ракет с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, размещенным внутри (или снаружи) корпуса. Объясняется это тем, что входной сверхзвуковой диффузор двигателя эффективно работает только при малых углах атаки. Поэтому для создания больших углов атаки консолей крыла нужно поворачивать их относительно корпуса.

Достоинством ракет с поворотным крылом являются их хорошие динамические свойства как объектов управления: малое запаздывание в выполнении команд управления, малая колебательность переходных процессов. Все это упрощает задачи, решаемые системой управления.

5.4. Конструкции планеров

5.4.1. Понятие о прочности конструкций

Чтобы иметь минимальную массу, планер ЛА должен обладать достаточной, но не излишней прочностью. Для выполнения этого требования прежде всего необходимо знать силы, действующие на элементы конструкции. Различают силы внешние и внутренние.

Внешние силы, действующие на элементы конструкции, делятся на активные и реакции связей. Активные внешние силы принято называть нагрузками. Для элементов планера ракеты нагрузками являются аэродинамические силы, сила тяги РД и сила тяжести. В общем случае полета эти силы не уравновешены. В то же время в сопротивлении материалов при расчетах на прочность принято рассматривать только уравновешенные системы сил. Переход от неуравновешенной к уравновешенной системе сил производится по принципу Даламбера. К числу внешних активных сил добавляются силы инерции (фиктивные силы), равные произведению массы элемента на ускорение движения. С учетом этого нагрузки, действующие на элементы конструкций, делят на две группы: поверхностные (аэродинамические силы и сила тяги РД) и массовые, или объемные (силы тяжести и силы инерции). По характеру приложения нагрузка может быть распределенной (по длине, площади) и сосредоточенной (в узлах крепления).

В соответствии с приведенной классификацией нагрузок перегрузка ЛА (и его элемента) есть отношение суммарной поверхностной нагрузки к нагрузке от силы тяжести. В полете перегрузка связана с ускорением ракеты,

поэтому если задана перегрузка ракеты, то тем самым заданы поверхностные и массовые нагрузки на ракету.

Для примера на рис. 5.21 показаны нагрузки, действующие на носовой отсек с массой m_1 при полете ракеты с $V = \text{const}$ по криволинейной траектории с центростремительным ускорением W_{y_a} . Аэродинамические силы, распределенные по поверхности отсека, сведены к силе R_1 , массовые инерционные силы и силы тяжести сведены к равнодействующим силам $m_1 W_{y_a}$ и $m_1 g$.

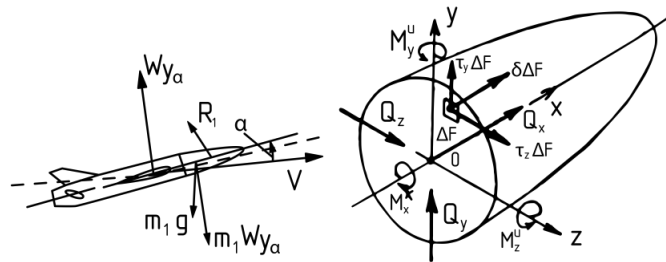


Рис. 5.21

Рис. 5.22

Под действием этих нагрузок отсек стремится оторваться вниз, но удерживается реакциями связей в узлах крепления с соседним отсеком. Приложенные к отсеку нагрузки и реакции связи взаимно уравновешиваются и создают внутренние силы в элементах его конструкции.

Внутренние силы в элементе конструкции в сопротивлении материалов понимают как приращения сил внутреннего взаимодействия частиц, возникающие под действием внешних сил, т. е. нагрузок и реакций связи. Определение внутренних сил в элементе конструкции обычно производят для сечений, перпендикулярных его продольной оси. Пространственная система внутренних сил сводится к силе \vec{Q} , приложенной в центре масс поперечного сечения, и моменту \vec{M} относительно этой точки. Силу \vec{Q} и момент \vec{M} проектируют на прямоугольные оси координат с началом в центре сечения (рис. 1.2). Получаются соответственно:

- Q_x — продольная (растягивающая или сжимающая) сила;
- Q_y, Q_z — поперечные (перерезывающие или сдвигающие) силы;
- M_{x^k} — крутящий момент;
- $M_{y^и}, M_{z^и}$ — изгибающие моменты.

Эти параметры, называемые внутренними усилиями, определяются из условия равновесия «отсеченного» элемента конструкции: с одной стороны сечения действуют внешние нагрузки, с другой - внутренние усилия, заменяющие действие отброшенной части. Внутренние усилия связаны с напряжениями в конструкционном материале.

Напряжения характеризуют интенсивность внутренних сил па элементарной площадке ΔF сечения по нормали и касательной к ней:

$\sigma = \frac{\Delta Q_x}{\Delta F}$ – нормальное напряжение; $\tau_y = \frac{\Delta Q_y}{\Delta F}$, $\tau_z = \frac{\Delta Q_z}{\Delta F}$ – касательные напряжения.

Нормальное напряжение характеризует интенсивность сил отрыва или сжатия частиц элемента конструкции, расположенных по обе стороны сечения, а касательное напряжение - интенсивность сил, сдвигающих эти частицы в плоскости сечения. Напряжения связаны с внутренними усилиями, формой и размерами сечения. В частности, для сплошного стержня с площадью поперечного сечения F (рис. 5.22) получаем:

$$\left. \begin{aligned} Q_x &= \int_F \sigma dF; Q_y = \int_F \tau_y dF; Q_z = \int_F \tau_z dF \\ M_{x^k} &= \int_F (\tau_y y - \tau_z z) dF; M_{y^i} = \int_F \sigma z dF; M_{z^i} = - \int_F \sigma y dF. \end{aligned} \right| \quad (5.4)$$

Нормальные напряжения связаны с действием продольной силы и изгибающих моментов, касательные напряжения - с действием поперечных сил и крутящего момента. Форма и размеры сечения элемента конструкции должны быть выбраны так, чтобы действующие напряжения не превышали допустимых значений, а масса конструкционного материала была минимальной. В восприятии продольной и поперечной сил в равной мере участвует все поперечное сечение элемента. Крутящий и изгибающие моменты воспринимаются в основном той частью поперечного сечения элемента, которая в наибольшей мере удалена от центра сечения (для изгибающего момента - в плоскости изгиба). Поэтому для элементов планера, воспринимающих значительные изгибающие и крутящие моменты, выгодны конструкции, у которых поперечные сечения имеют большую строительную высоту и основная часть материала находится на краях сечения.

Типы конструкций элементов ракеты разнообразны. Используются стержни, балки, фермы, рамы, тонкостенные оболочки. Стержень - элемент конструкции, у которого размеры поперечного сечения (угловой или другой формы) много меньше длины, работает на растяжение и сжатие. Балка - элемент конструкции чаще всего двутаврового или коробчатого сечения, воспринимающий изгибающий момент и поперечную силу. Ферма - конструкция, состоящая из стержней, соединенных на концах шарнирно, воспринимает все виды нагрузок (стержни работают только на растяжение или сжатие). Рама - конструкция, состоящая из стержней или балок, жестко соединенных на концах, воспринимает все виды нагрузок. Тонкостенная оболочка - конструкция, состоящая из каркаса, образованного продольным и поперечным набором и прикрепленной к нему обшивки. Такая конструкция воспринимает все виды нагрузок, материал в ней расположен по периферии, что обеспечивает большую прочность и жесткость при малой массе.

Основные элементы планера - тонкостенные оболочки, в их составе как элементы продольного набора могут работать стержни (стрингеры) и балки (лонжероны). Для крепления РД и восприятия его силы тяги могут использоваться фермы и рамы.

Разрушения конструкции возможны двух видов: вследствие потери прочности и вследствие потери устойчивости.

Потеря прочности тонкостенных оболочек наиболее характерна в тех случаях, когда ее элементы испытывают большие растягивающие усилия от действия продольных сил и изгибающих моментов. При этом в качестве разрушающего напряжения принимается предел прочности (временное сопротивление) σ_b конструкционного материала.

Потеря устойчивости является характерной формой разрушения сжатых тонкостенных элементов конструкции обшивки и стрингеров (стержней) продольного набора. Она проявляется в том, что тонкостенный сжатый элемент конструкции (стержень, панель обшивки) теряет исходную форму, становится волнообразным. Напряжение, при котором это происходит, называется критическим напряжением $\sigma_{кр}$ и считается разрушающим для конструкции. Величина критического напряжения зависит от упругости материала, вида и размеров элементов конструкции. Для цилиндрических оболочек

$$\sigma_{кр} = 0,3 \frac{E\delta}{D}, \quad (5.5)$$

где δ, D - толщина и диаметр оболочки; E - модуль продольной упругости материала.

Условие прочности конструкции сводится к тому, чтобы максимальные эксплуатационные напряжения $\sigma_{\max}^{\text{э}}$ (или нагрузки $P_{\max}^{\text{э}}$) не превышали разрушающие напряжения $\sigma_{\text{раз}}$ (или нагрузки $P_{\text{раз}}$). Отношение

$$f = \frac{\sigma_{\text{раз}}}{\sigma_{\max}^{\text{э}}} = \frac{P_{\text{раз}}}{P_{\text{бфч}}^{\text{э}}} \quad (5.6)$$

называют коэффициентом безопасности. Чем ближе к единице коэффициент безопасности, тем легче конструкция, так как при этом наиболее полно используются возможности материала. Однако при малых значениях f напряжения элементов конструкции могут превысить предел пропорциональности материала $\sigma_{\text{пр}}$, что приводит к остаточным деформациям и изменению аэродинамических форм ЛА. Если потребовать, чтобы в условиях эксплуатации не было остаточных деформаций конструкции, т. е. должно быть $\sigma_{\max}^{\text{э}} \leq \sigma_{\text{пр}}$, то

$$f = \frac{\sigma_{\text{раз}}}{\sigma_{\text{пр}}}. \quad (5.7)$$

При $\sigma_{\text{раз}} = \sigma_b$ и $\sigma_{\text{пр}} = (0,5...0,6)\sigma_b$ получаем $f=1,2...2,0$. Для беспилотных ЛА считаются допустимыми определенные остаточные деформации при наиболее неблагоприятных условиях нагружения и коэффициент безопасности снижается до $f=1,2...1,3$, поэтому

$$\frac{P_{\text{раз}}}{P_{\max}^{\text{э}}} = 1,2...1,3 \quad (5.8)$$

Принцип расчета по разрушающим нагрузкам, т. е. по условию (5.8), предусматривает полное исчерпание несущей способности конструкции и позволяет получить конструкцию наименьшей массы. Для проверки результатов расчета достаточно провести испытание конструкции при постепенно увеличивающейся нагрузке до разрушения. Правильно рассчитанная конструкция разрушается при нагрузке, равной $P_{\text{раз}}$. Такие

испытания называют статическими, они проводятся при разработке образцов и периодически при серийном их производстве. Важно, чтобы конструкция была равнопрочной, в ее составе не должно быть излишне прочных или ослабленных элементов.

Для выполнения условия прочности (5.6) необходимо знать эксплуатационные нагрузки, переменные в условиях транспортировки, старта и полета ЛА. С целью повышения надежности конструкций ЛА и упрощения их расчетов эксплуатационные нагрузки нормируются.

Нормирование нагрузок обеспечивается использованием специальных норм прочности, которые представляют собой свод обязательных положений, регламентирующих величину и характер распределения нагрузок для основных частей ЛА в расчетных случаях, соответствующих наиболее тяжелым условиям нагружения. Задаются максимальные перегрузки, скоростной напор и коэффициент безопасности. Нормы прочности составляются на основе исследований и опыта проектирования, постройки и эксплуатации ЛА.

5.4.2. Понятия о влиянии жесткости планера на его работу

Прочность планера является необходимым, но еще не достаточным условием его работоспособности. Все элементы планера под действием нагрузок подвергаются упругим деформациям. В частности, относительная деформация $\Delta l/l$ растянутого стержня с площадью поперечного сечения F связана с нагрузкой P и модулем упругости E материала формулой

$$\frac{\Delta l}{l} = \frac{P}{EF} \quad (5.9)$$

Параметр EF называют жесткостью стержня при растяжении. Чтобы ограничить деформации планера, необходимо увеличить жесткость его конструкции. С ростом скоростей полета ЛА влияние жесткости конструкции на ее работоспособность увеличивается, поскольку используются более тонкие крылья, увеличиваются местные нагрузки от скоростного напора, растет температура конструкции, что ведет к снижению модуля упругости E конструкционного материала.

Вследствие упругости в элементах планера, как и в любой другой упругой системе, могут возникать вынужденные колебания, обусловленные внешними причинами (работой ДУ, порывами ветра и т. д.). Эти колебания (вибрации) неблагоприятно влияют на работу бортовых приборов СУ и других элементов ракеты, в связи с чем используются виброустойчивые приборы и амортизаторы в узлах крепления. Однако для планера ЛА не это главное.

У планера ЛА деформации конструкции приводят к изменению его внешних форм, что в условиях обтекания воздушным потоком вызывает дополнительные аэродинамические и инерционные нагрузки, которые, в свою очередь, дают новые деформации. Явления взаимодействия упругих, инерционных и аэродинамических сил, или явления аэроупругости, могут

быть опасными в условиях полета. Аэроупругие явления принято делить на статические (нет сил инерции) и динамические (общий случай).

Последствиями статической аэроупругости могут быть:

- рост лобового сопротивления из-за местных прогибов обшивки и изменения формы обводов профиля крыла (корпуса);
- снижение запаса устойчивости ЛА вследствие изгибной деформации профиля крыла (рис. 5.23): угол атаки у передней кромки растет, у задней - уменьшается, фокус крыла смещается вперед;



Рис. 5.23

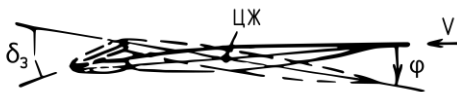


Рис.5.24

- снижение эффективности и даже реверс (обратное действие) элеронов, обусловленное круткой, а у стреловидных крыльев и изгибом крыла при отклонении элерона (рис. 5.24).

В указанных случаях неблагоприятные последствия уменьшаются за счет повышения жесткости конструкции: использованием треугольных моноблочных крыльев малого удлинения, уменьшением «плеча» элеронов у стреловидных крыльев (рис. 5.25) или полным отказом от применения элеронов на тонком крыле.

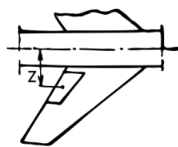


Рис.5.25

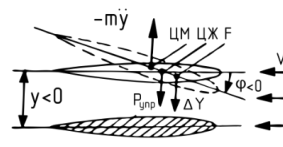


Рис.5.26

Наиболее тяжелым последствием динамической аэроупругости является флаттер крыла - самовозбуждающиеся незатухающие колебания крыла. При возникновении флаттера амплитуда изгибно-крутильных колебаний нарастает, и за несколько периодов колебаний (доли секунды) крыло разрушается. Энергия к крылу подводится из воздушного потока, в котором колебаний нет (наглядным примером автоколебаний тела в потоке является флаг, полощущийся на ветру, который спокойно дует в одном направлении).

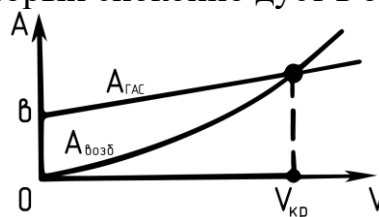


Рис. 5.27

Рассмотрим в общих чертах физические причины флаттера. Предположим, что под действием возмущения крыло изогнулось и его

концевое сечение (рис. 5.26) сместилось вверх. Тогда под действием упругой силы конструкции $P_{упр}$, приложенной в центре жесткости (ЦЖ) сечений, крыло с ускорением \ddot{y} будет двигаться вниз, закручиваясь при этом на угол φ за счет действия силы инерции - $m\ddot{y}$, приложенной в ЦМ сечения (позади ЦЖ). Если воздушного потока нет, то после нескольких изгибно-крутильных колебаний (изменяются y и φ) процесс затухает. При наличии потока колебания крыла вызывают приращение подъемной силы ΔY , приложенное в аэродинамическом фокусе F_α . Обычно у крыла фокус впереди ЦМ сечений. Угол атаки изменяется на величину $\Delta\alpha_k = \varphi$ при крутильных колебаниях и величину $\Delta\alpha_i \approx -\dot{y}/V$ при изгибных колебаниях. Поскольку $\Delta Y = 0,5c_{y\alpha}^\alpha \Delta\alpha \rho V^2 S$, получается, что за счет кручения создается приращение $\Delta Y_k \sim V^2$, возбуждающее колебания, а за счет изгиба - приращение $\Delta Y_i \sim V$, гасящее колебания. На рис. 5.27 показан характер изменения работ сил ΔY_k и ΔY_i в зависимости от скорости полета. Отрезок Ob соответствует работе сил, гасящих колебания при отсутствии воздушного потока. Точка пересечения кривых на рис. 1.7 определяет так называемую критическую скорость флаттера $V_{кр}$. При $V < V_{кр}$ колебания затухают, а при $V > V_{кр}$ развивается флаттер. Для безопасности полета необходимо, чтобы $V_{кр}$ было больше максимально возможной скорости. Основные пути повышения критической скорости флаттера:

- увеличение жесткости крыла на кручение, что не всегда возможно у тонких крыльев;
- применение крыльев с большим сужением (треугольных);
- смещение ЦМ сечений крыла вперед (к фокусу F_α) за счет установки балансировочных противофлаттерных грузов на носках концевых сечений крыла (если ЦМ и фокус сечений совпадают, флаттер не возникает).

5.4.3. Конструктивно-силовые схемы элементов планера

Конструктивно-силовая схема планера определяется видом силовых элементов, воспринимающих нагрузки, а также конструктивным оформлением, методом изготовления и соединения этих элементов. В тонкостенных оболочках нагрузки воспринимаются обшивкой, элементами продольного и поперечного набора. Элементы продольного набора малого поперечного сечения называют стрингерами, а большого поперечного сечения - лонжеронами. Элементы поперечного набора у корпуса называются шпангоутами (рамами), а у крыла - нервюрами. Шпангоуты и нервюры образуют необходимые обводы соответственно корпуса и крыла.

Конструктивно-силовые схемы различаются прежде всего по доле участия обшивки и продольного набора в восприятии изгибающих моментов. Для корпуса это обшивочные, лонжеронные и стрингерные схемы, для крыла - моноблочные (обшивочные) и лонжеронные. В зависимости от способа изготовления и соединения элементов различают конструкции: наборные, в которых обшивка и каркас изготавливаются порознь, а затем соединяются

(обычно на заклепках), и монолитные, в которых обшивка и каркас изготавливаются как единое целое путем горячей штамповки, литья под давлением, химического фрезерования и т. п. Наборные конструкции хорошо подходят для отсеков корпуса и крыла больших размеров с тонкой обшивкой, но они достаточно трудоемки в производстве. Технологические процессы изготовления монолитных конструкций отличаются более высокой производительностью и экономным расходом материала, но применимы они чаще всего для корпусов и крыльев небольших размеров с относительно толстой обшивкой.

Корпус ракеты в полете нагружен аэродинамическими силами, создаваемыми самим корпусом и приходящими от крыла и оперения, силой тяги стартового и маршевого двигателей, силой тяжести. Эти силы уравниваются силами инерции. Наиболее тяжелыми случаями нагружения являются стартовый разгон с максимальной продольной перегрузкой (продольное сжатие корпуса) и криволинейный полет с максимальной поперечной перегрузкой (изгиб корпуса) при большом скоростном напоре (большие местные нагрузки на обшивку). Корпус имеет несколько отдельных отсеков, которые могут быть выполнены по разным конструктивно-силовым схемам: обшивочной, лонжеронной или стрингерной.

Обшивочная, или монококовая, схема характерна тем, что не имеет элементов продольного набора – стрингеров и лонжеронов. Все силовые факторы (изгибающий и крутящий моменты, осевые и поперечные силы) воспринимает обшивка, которая подкрепляется изнутри шпангоутами, обеспечивающими нужные обводы корпуса. Такая схема хорошо подходит для отсеков небольшого диаметра, топливных баков с наддувом, отсеков с твердым наполнителем (БЧ, РДТТ), поскольку в этих случаях повышается устойчивость обшивки на сжатие, и она может быть тонкой. Достоинством конструкции является простота изготовления, хорошие массовые характеристики, большие полезные объемы. К недостаткам обшивочных схем относятся трудность выполнения люков (они ослабляют конструкцию) и необходимость в большом количестве крепежных узлов по окружности стыка с другим отсеком (чтобы равномерно передать нагрузку на обшивку).

С ростом диаметра отсека устойчивость обшивки на сжатие (при той же толщине) уменьшается, это заставляет увеличивать толщину обшивки и ведет к утяжелению конструкции. Поэтому для отсеков большого диаметра при обшивочной схеме используется многослойная обшивка, например (рис. 5.28) с легким наполнителем 1 (пенопласт) между наружной 2 и внутренней 3 стенками. Многослойные обшивки имеют хорошую устойчивость на сжатие и при больших диаметрах отсека.

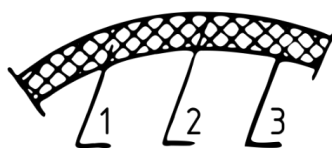


Рис. 5.28

Лонжеронная схема (рис. 5.29) характерна тем, что в ней изгибающий момент и продольная сила воспринимаются усиленными элементами продольного набора - лонжеронами 1, а обшивка воспринимает только крутящий момент, поперечные силы и местные нагрузки от воздушного потока. Для местного подкрепления обшивки могут устанавливаться стрингеры 2 - продольные элементы малого поперечного сечения. Такая схема допускает вырезы в обшивке для лючков и хорошо подходит для приборных отсеков. Крепление отсека лонжеронной схемы может быть всего в четырех точках (в местах прохода лонжеронов). Недостатком схемы является то, что обшивка и стрингеры, используемые для ее местного подкрепления, не включаются в восприятие изгибающего момента и продольной силы, что утяжеляет конструкцию.

Стрингерная схема характерна тем, что в ней изгибающий момент и продольная сила воспринимаются совместно обшивкой и подкрепляющими ее стрингерами (рис. 5.30).

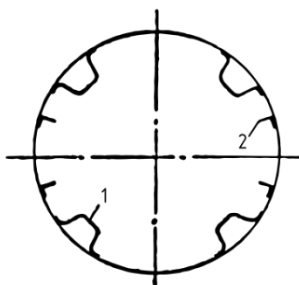


Рис.5.29

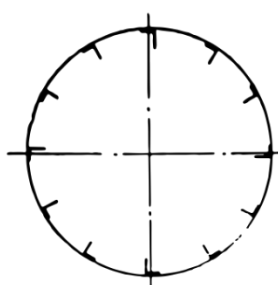


Рис.5.30

Эту схему можно рассматривать как промежуточную между обшивочной и лонжеронной. Устойчивость обшивки при сжатии уменьшается с ростом диаметра отсека, для повышения устойчивости обшивки ее подкрепляют стрингерами и включают их в восприятие продольных усилий. Недостатки схемы – необходимость большого количества крепежных узлов по окружности стыка с другим отсеком (по количеству стрингеров) и трудности выполнения вырезов под лючки без ослабления конструкции.

Крыло ракеты в полете нагружено аэродинамическими и массовыми силами, распределенными по его поверхности (рис. 5.31). Определяющее влияние на прочность крыла имеют нагрузки от подъемной силы при полете с максимальной перегрузкой $n_{y\alpha}$. Конструкция крыла может рассматриваться как балка, опертая на корпус и подвергающаяся поперечному изгибу и кручению. Наибольшие напряжения в конструкции создаются от изгиба, поскольку строительная высота балки ограничена максимальной толщиной профиля крыла и лимитируется требованиями аэродинамики. В зависимости от характера восприятия изгибающего момента конструктивно-силовые схемы крыльев разделяются на несколько групп. Наиболее распространенные схемы - лонжеронная и моноблочная (обшивочная).

Лонжеронные крылья характерны тем, что изгибающий момент воспринимается лонжеронами (продольными балками). Тонкая обшивка таких

крыльев в работу на изгиб не включается, она воспринимает только местные аэродинамические нагрузки и крутящий момент. Прямые и стреловидные крылья чаще всего выполняются с одним лонжероном.

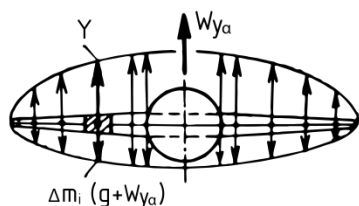


Рис.5.31

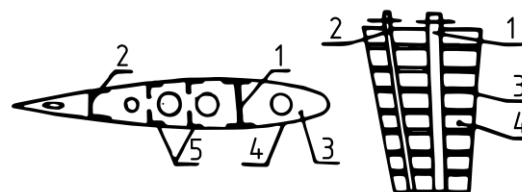


Рис.5.32

Прямое крыло (рис. 5.32) имеет лонжерон 1 (балка двутаврового сечения), заднюю стенку 2, нервюры 3, обшивку 4. Для местного подкрепления обшивки в продольном наборе могут быть стрингеры 5. Обшивка воспринимает местные силы от воздушного потока и передает их на нервюры, скрепленные с лонжероном и задней стенкой. Далее нагрузка по лонжерону и задней стенке «стекает» на их узлы крепления к корпусу ракеты. Узел (рис. 5.33) крепления лонжерона 1 выполняется с двойным шарнирным соединением, способным передать на балку 2 корпуса изгибающий момент и поперечную силу. Узел крепления задней стенки 3 имеет один шарнир и передает на корпус через проушину 4 только поперечную силу.

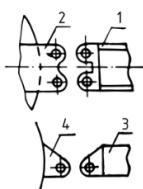


Рис. 5.33

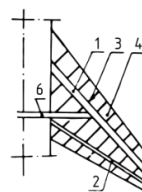


Рис. 5.34

У консоли крыла, складывающейся вниз, оси шарнира задней стенки и нижнего шарнира лонжерона должны совпадать. При этом в верхнем шарнире лонжерона устанавливается стопор, фиксирующий консоль крыла в раскрытом положении. В узлах крепления лонжерона и задней стенки воспринимается также крутящий момент крыла.

Стреловидное крыло (рис. 5.34) отличается от прямого наличием подкосной балки 6, проходящей через корпус ракеты. Лонжерон 1 в этом случае имеет шарнирные опоры на корпусе и на конце подкосной балки, что облегчает восприятие изгибающего момента крыла. Подкосная балка также работает на изгиб, поэтому у складывающегося крыла она должна иметь узел с двойным шарнирным соединением (рис. 5.33): относительно одного шарнира происходит поворот консоли, во втором находится фиксирующий стопор.

Треугольное крыло малого удлинения, показанное на (рис. 5.35), имеет лонжерон 1, ряд стенок 2 и стрингеров 3, бортовую нервюру 4 и обшивку 5.

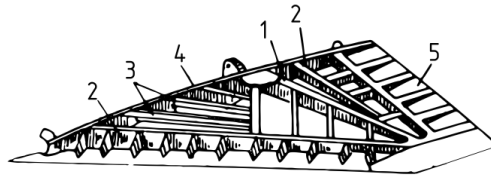


Рис. 5.35

Нервюр (кроме бортовой) в каркасе крыла нет, их функции выполняют продольные стенки и стрингеры, расположенные так, чтобы обеспечить одинаковую жесткость крыла по размаху и хорде. Узел крепления лонжерона двухшарнирный, узлы крепления передней и задней стенок одношарнирные.

Достоинствами однолонжеронных крыльев являются возможность выполнения вырезов в обшивке и простота узлов крепления к корпусу, позволяющая выполнять их складывающимися (силового стыка обшивки с корпусом нет).

Моноблочные крылья характерны использованием обшивки и стрингеров для восприятия изгибающего момента. С этой целью материал, затрачиваемый в лонжеронных крыльях на пояса лонжеронов, в моноблочных используется для усиления обшивки и стрингеров. Лонжероны в таких крыльях или совсем отсутствуют, или, имея слабые пояса, по существу являются продольными стенками, воспринимающими поперечные силы. Моноблочные схемы целесообразны, прежде всего, для тонких сильно нагруженных крыльев, не имеющих вырезов в обшивке.

На (рис. 5.36) показана схема моноблочного крыла, склепанного из двух панелей, в которых обшивка и каркас отлиты за одно целое. Широко используются моноблочные крылья с легким (пластмассовым) наполнителем

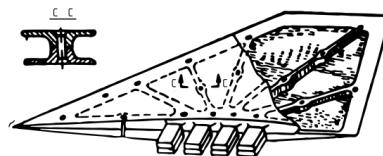


Рис.5.36

(рис. 5.37). Основным силовым элементом такого крыла является обшивка, воспринимающая нормальные и касательные усилия, наполнитель воспринимает поперечные силы, препятствуя волнообразованию обшивки. Крылья малых относительных толщин ($\bar{c} \leq 2,5...3\%$) и малых размеров могут выполняться в виде сплошных пластин.

Недостатком моноблочных крыльев является необходимость крепления к корпусу по всему контуру профиля или значительной его части (для включения обшивки в работу на изгиб). Это усложняет конструкцию складывающихся крыльев.

Оперение по конструкции во многом аналогично крылу. Консоли оперения больших размеров выполняются по схемам лонжеронных крыльев,

консоли малых размеров - по моноблочным схемам и в виде сплошных пластин.

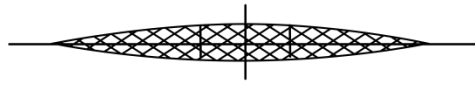


Рис.5.37

Контрольные вопросы:

- 1) Назовите формы элементов планера.
- 2) Что такое самолетные схемы планера?
- 3) Что такое крестокрылые схемы планера?
- 4) Назовите аэродинамические схемы планера.
- 5) Какие силы действуют на элементы конструкции планера?
- 6) Что определяет конструктивно-силовая схема планера?
- 7) Какие различия встречаются в конструктивно-силовых схемах планера крылатой ракеты?

ГЛАВА 6. КОМПОНОВКА ПЛАНЕРА

Компоновкой ракеты называют взаимное размещение ее основных элементов. Условно различают внешнюю (аэродинамическую) и внутреннюю (конструктивную) компоновки. Для двухступенчатых ракет можно выделить также стартовую компоновку, связанную со способом размещения, крепления и отделения СД.

6.1. Компоновка ракет без стартовых двигателей

Внешняя компоновка ракет без СД определяется в основном взаимным размещением элементов планера ракеты и рассмотрена в гл. 12. Остановимся только на основных принципах внутренней компоновки ракет. Внутренняя компоновка элементов ракеты выполняется так, чтобы обеспечивались:

1. Требуемая устойчивость, управляемость и маневренность ракеты в полете, для чего ЦМ ракеты должен занимать вполне определенное положение относительно носка САХ крыла и мало перемещаться в полете.

2. Благоприятные условия для функционирования всех элементов ракеты при эксплуатации и боевом применении с необходимыми мерами защиты от вредных взаимных влияний (через деформации и вибрации корпуса, электромагнитные наводки, тепловые потоки от РД и обшивки корпуса, акустические шумы и т. п.).

3. Высокая плотность заполнения внутренних объемов корпуса и его малые размеры за счет объединения элементов оборудования в компактные блоки, сокращения длины воздушных каналов входных устройств ВРД, трубопроводов и электрокабелей и т. п.

4. Взрывобезопасность ракеты при эксплуатации за счет возможности ее хранения без БЧ и взрывателя, удобства их монтажа на ракете, возможности расстыковки штепсельных разъемов «опасных» электроцепей ВУ и пиропатронов ДУ при работах на ракете с установленными взрывоопасными элементами.

5. Доступность отдельных приборов системы управления для проверки, регулировки и замены за счет наличия эксплуатационных люков и разъемов в корпусе ракеты.

6. Удобство и безопасность выполнения погрузочно-разгрузочных работ, заправки топливом, крепления в погребах и на пусковой установке за счет рациональной конструкции и размещения стыковочных узлов, бортовых электро-, пневмо- и гидроразъемов, топливных заправочно-дренажных устройств.

7. Возможность применения передовых технологических методов изготовления элементов ракеты и ее сборки за счет разработки рациональной их конструкции.

Используемые варианты компоновок ракет, отличаясь большим разнообразием в конструктивных деталях, имеют много общего в основных принципах размещения элементов ракеты. Две возможные схемы размещения элементов КР и ЗУР показаны на (рис. 6.1 и 6.2). Определяющим в компоновке является размещение двигательной установки, поскольку она занимает большую часть внутреннего объема корпуса и содержит переменную массу топлива.

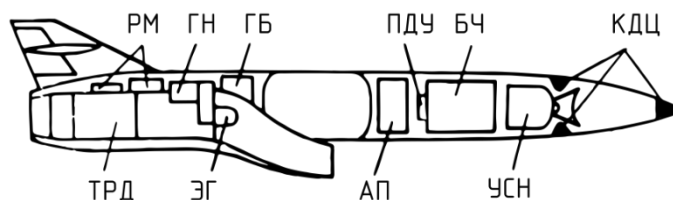


Рис. 6.1

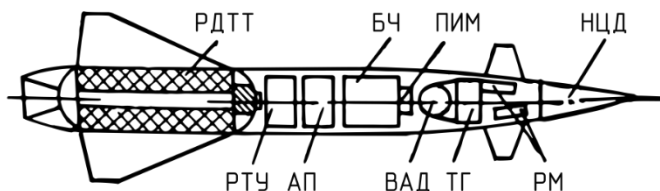


Рис.6.2

ТРД и ЖРД всегда находятся в хвостовой части, а их топливные баки - в центральной части корпуса ракеты. Топливный отсек корпуса выполняется обычно по несущей схеме и является основным силовым отсеком ракеты: на него передается подъемная сила крыла, тяга маршевого и стартовых двигателей. В выгородках внутри объема топливного отсека могут компоноваться приводы раскрытия крыла, отклонения элеронов, тоннели для электрокабелей и трубопроводов.

Входное устройство ТРД может иметь лобовой осесимметричный диффузор либо боковой (полукруглый) диффузор. Лобовые осесимметричные диффузоры более эффективны при больших числах M , они менее чувствительны к изменениям углов атаки и скольжения ракеты, но нуждаются в длинных каналах подвода воздуха к двигателю. Такие каналы снижают плотность компоновки ракеты, затрудняется также компоновка элементов ракеты в носовой части корпуса. Боковые диффузоры, размещенные под корпусом, нуждаются в подводящих каналах небольшой длины, высвобождают объемы носовой части корпуса для компоновки элементов ракеты. Вместе с тем у таких диффузоров при сверхзвуковом полете потери энергии воздушного потока несколько больше, они хорошо работают только при положительных углах атаки и наличии устройств для «слива» пограничного слоя (входное сечение отодвигается от стенки корпуса за пределы пограничного слоя).

РДТТ хорошо компоуется в хвостовой части ракеты только у ракет, выполненных по схемам «утка» и «поворотное крыло» (ЦМ смещен назад). При «нормальной» схеме и схеме «бесхвостка» ЦМ ракеты и топливный заряд РДТТ должны быть сдвинуты к середине корпуса, для того чтобы хвостовые рули имели достаточное «плечо». Это приводит к необходимости использования газоотводной трубы от камеры сгорания к соплу, либо боковых косо поставленных сопел. Одно и другое снижает экономичность двигателя. Корпус РДТТ используется как силовой отсек ракеты, к нему крепятся консоли крыла, на него передается тяга СД. Однако, в отличие от топливных отсеков ДУ с ТРД и ЖРД, в объеме корпуса РДТТ нельзя сделать выгородки для других агрегатов ракеты. Электрокабели, трубопроводы пневмо- и гидросистем прокладываются снаружи корпуса РДТТ под специальными обтекателями, которые называют гаргротами.

Боевая часть размещается обычно в передней части ракеты. Связано это с обеспечением требуемого поражающего действия БЧ и центровки ракеты. Конструктивно БЧ выполняется съемной и является либо отдельным (несущим) отсеком корпуса (устанавливается вместо технологического отсека), либо монтируется внутри корпуса через специальный люк или эксплуатационный разъем отсеков.

Взрывательное устройство имеет несколько блоков, связанных электрокабелями. Собственно взрыватель (ПИМ, ПДУ) монтируется на торце БЧ. Для доступа к взрывателю и его штепсельному электроразъему в корпусе ракеты должен быть лючок. Неконтактный датчик цели (НДЦ) обычно в носовой части ракеты, там же - контактные датчики цели (КДЦ) реакционного действия. КДЦ инерционного действия, а также внешние датчики устройства дальнего взведения могут быть в разных местах ракеты.

Энергетическая система компоуется отдельными агрегатами в свободных объемах корпуса. Рулевые машины (РМ) устанавливаются возможно ближе к узлам подвески рулей, для того чтобы проводка управления, состоящая из тяг и качалок, была более короткой и устойчивой к вибрациям. Другие элементы ЭС показаны на рис. 6.2 в виде единого пневмоблока, имеющего воздушный шар-баллон (ВАД), турбогенератор (ТГ) и пускорегулирующую арматуру. На рис. 6.1 элементы ЭС: электрогенератор (ЭГ), гидронасос (ГН), гидробак (ГБ) установлены на ТРД.

Бортовые приборы управления (БПУ) компоуются в нескольких блоках в свободных объемах корпуса. Антенный блок устройства самонаведения (УСН) устанавливается всегда в носовой части ракеты за радиопрозрачным обтекателем. Для увеличения разрешающей способности антенны УСН, а следовательно, и точности заведения, ее диаметр должен быть возможно больше, поэтому длина обтекателя при $M_{\max} > 1$ значительная. Блоки автопилота (АП) и приборов радиотелеуправления (РТУ) могут размещаться, как показано на рис. 6.1, 6.2, либо иначе, антенны РТУ - на задних кромках хвостового оперения, крыла или корпуса.

6.2. Стартовая компоновка ракет

В стартовой компоновке ракета должна под действием тяги СД быстро разгоняться до требуемой скорости полета по траектории, близкой к прямолинейной. Поскольку сила тяги СД велика, случайный ее разброс по направлению, а в некоторых случаях и по величине, может создавать в полете значительные возмущения, вызывающие вращения ракеты вокруг ЦМ и «увод» ее с требуемой траектории.

Возмущения при старте, обусловлены, прежде всего, отклонением линии действия силы тяги СД от ЦМ ракеты. Это отклонение называют эксцентриситетом силы тяги. Эксцентриситет силы тяги СД вызывается несколькими причинами:

- случайным отклонением линии действия силы тяги от продольной оси сопла СД, или газодинамическим эксцентриситетом двигателя, обусловленным нарушением симметрии потока газа относительно продольной оси сопла;
- ошибками наводки оси сопла СД в расчетное положение ЦМ ракеты в стартовой компоновке;
- ошибками в определении начального положения ЦМ ракеты;
- перемещением ЦМ при выгорании топлива СД.

Допустимое отклонение линии действия силы тяги СД от ЦМ ракеты обычно мало и не превышает в среднем 1...2 см у ракеты длиной около 10 м. При использовании нескольких СД возмущения могут вызываться также разбросом модуля силы тяги отдельных СД. Неблагоприятные последствия действия возмущений от СД обычно усугубляются низкой аэродинамической эффективностью стабилизаторов и рулей ракеты. Последнее связано с малыми скоростными напорами в начале старта, значительным изменением центровки ракеты в стартовой компоновке (уменьшается «плечо» стабилизаторов и рулей), а также изменением условий обтекания рулей.

Стартовая компоновка ракеты выполняется так, чтобы обеспечивались:

- малые возмущения от разброса вектора тяги СД, вызывающие повороты ракеты вокруг ЦМ и отклонения ЦМ от требуемой траектории;
- достаточная способность создавать аэродинамические стабилизирующие и управляющие моменты, противодействующие вращениям ракеты;
- небольшие габаритные размеры ракеты и удобство размещения на пусковой установке.

Стартовые компоновки ракет характеризуются, прежде всего, местом крепления и способом отделения СД, а также способом стабилизации полета на участке старта. Различают компоновки с соосным (тандемным), боковым (пакетным) к нижним размещением СД.

Соосное размещение одного СД (рис. 6.3) характерно простой конструкцией узла крепления и отделения, а также малыми возмущениями от эксцентриситета тяги СД, который может появляться из-за неточности

наводки СД и газодинамического эксцентриситета двигателя. Разброс модуля силы тяги не вызывает возмущающих моментов и боковых сил.

Крепление и отделение СД осуществляются с помощью упорной обечайки двигателя, которая надвигается на центрующий цилиндрический участок корпуса ракеты и крепится к нему. Крепление, в частности, может быть выполнено болтами, которые срезаются силой тяги в момент включения СД. В полете СД прижимается к ракете силой тяги, а после выгорания топлива отделяется силой лобового сопротивления и составляющей силы тяжести. Возможны и другие простые схемы узла крепления и отделения СД.

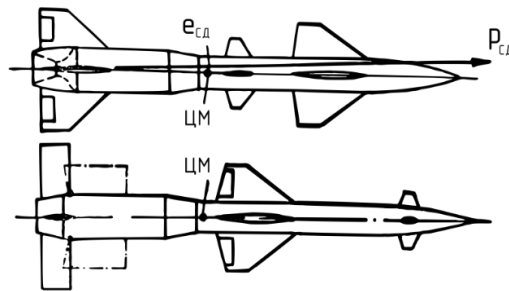


Рис. 6.3

Соосное размещение СД приводит к смещению назад ЦМ компоновки и потере устойчивости ракеты по углам α и β . Для обеспечения устойчивости необходима установка стабилизатора на корпусе СД. Стабилизатор должен обладать высокой несущей способностью прежде всего в начале полета при дозвуковых и околозвуковых скоростях. Далее при разгоне стабилизирующий момент увеличивается за счет значительного роста скоростного напора и смещения вперед ЦМ при выгорании топлива. Поэтому выгодно иметь стабилизатор в виде прямого крыла большого удлинения, желательно также, чтобы размах стабилизатора превышал размах крыла ракеты (концы стабилизатора, «не затененные» крылом, обтекаются под большим углом атаки). Из сказанного ясно, что габаритные размеры ракеты при соосном размещении СД значительно увеличиваются. Складывание консолей стабилизатора и применение стартового РДТТ малого удлинения, т. е. с многошашечным зарядом ($z = 13, 19$), позволяет в определенной мере ограничить рост габаритных размеров ракеты.

Соосное размещение СД с дополнительным стабилизатором приводит также к изменению эффективности рулей. У ракет «нормальной» схемы при старте «плечо» рулей мало, и они теряют свое значение как органы создания управляющих моментов по углам α и β . Отклонение рулей в разные стороны с целью создания управляющего момента крена нейтрализуется моментом крена стабилизатора, возникающим из-за несимметричного схода потока за рулями. В результате при старте ракета «не слушается» рулей. По этой причине на стабилизаторе СД могут устанавливаться дополнительные рули (прежде всего элероны для стабилизации ракеты по углу крена). У ракет схемы «утка» смещение ЦМ назад увеличивает «плечо» рулей, и они могут использоваться для создания управляющих моментов по углам α и β . Создание же управляющих моментов крена отклонением элеронов на крыле оказывается

малоэффективным, поскольку стабилизатор, по указанной выше причине, создает противодействующий момент крена.

Несмотря на отмеченные недостатки, соосное размещение СД широко используется для ЗУР. Малое влияние разброса вектора тяги СД на траекторию полета позволяет получить высокую точность «выстреливания» ракеты в луч станции наведения в условиях достаточно длительного стартового разгона (в том числе и без управления по углам α и β).

Боковое размещение нескольких (обычно четырех) СД большого удлинения (например, с одношашечными зарядами) позволяет уменьшить длину ракеты, а также смещение назад ЦМ стартовой компоновки, что дает возможность сохранить достаточную эффективность стабилизаторов и рулей ракеты при старте (можно обойтись без дополнительных стабилизаторов и рулей). Вместе с тем при боковом размещении СД увеличиваются возмущения от разброса векторов тяги СД и усложняются узлы крепления и отделения двигателей.

Возмущения при старте связаны с разбросами направлений и модулей сил тяги двигателей. Для уменьшения влияния разброса векторов тяги СД на полет ракеты оси сопел всех СД должны пересекаться на продольной оси ракеты (рис. 6.4) в некоторой точке наводки. Необходимость отклонения осей сопел приводит к потерям тяги в направлении продольной оси ракеты. Возмущения меньше, если точка наводки СД совпадает с ЦМ компоновки и ЦМ не перемещается при выгорании топлива. Вместе с тем используются также ракеты, у которых баковые СД смещены в носовую часть корпуса и, следовательно, точка наводки осей СД находится заведомо впереди ЦМ. При такой компоновке возможные возмущения от СД больше, но больше и аэродинамическая эффективность хвостовых рулей, поскольку ЦМ стартовой компоновки сдвинут вперед и увеличено «плечо» рулей.

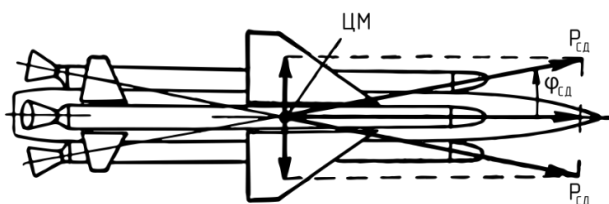


Рис. 6.4

В общем случае при боковом размещении СД возмущения вызываются разбросом векторов тяг СД не только по направлению действия (эксцентриситетом тяги СД), но и по величине («разנותяговостью» СД). За счет разных тяг СД создается боковая возмущающая сила, а если точка наводки не совпадает с ЦМ, то и момент от этой силы. При большом случайном разбросе параметров СД отклонения ракеты от требуемой траектории в конце разгона могут быть значительными. С целью уменьшения боковых отклонений при старте применяется проворачивание ракеты вокруг продольной оси под действием момента от тяги СД или аэродинамического

момента оперения. В результате принудительного вращения ракеты плоскость, в которой действует боковая возмущающая сила, меняет свое положение в пространстве, и отклонение ракеты от требуемой траектории полета уменьшается.

Крепление и отделение всех СД одновременно может выполняться по следующей схеме. Тяга передается через передние боковые упоры СД, входящие в гнезда на корпусе ракеты. В задних опорных узлах СД фиксируется их наводка и крепление к ракете. Задние узлы крепления раскрываются или разрушаются (например, подрывом пироболтов) в момент окончания работы всех СД. Сигналом на отделение может быть снижение давления в камерах сгорания, осевое смещение всех двигателей назад при падении тяги, а также истечение заданного времени полета (не менее максимального времени горения заряда). При освобождении задних узлов скрепления СД смещаются назад настолько, что передние боковые упоры выходят из гнезд корпуса. Безударное отделение (боковой отлет) СД обеспечивается поперечными аэродинамическими силами; на корпусах СД устанавливаются небольшие плоскости, носовым обтекателям СД придается нужная форма.

Нижнее размещение одного (двух) СД находит применение (рис. 6.5) у КР, имеющих короткий участок старта с фиксированным углом наклона траектории. СД среднего удлинения (например, с семишашечным зарядом) удобно компоноваться под хвостовой частью корпуса. Чем дальше срез сопла от ЦМ, тем меньше угол среза и потери тяги СД по оси ракеты. Поперечная составляющая силы тяги СД работает против силы тяжести и уменьшает «просадку» траектории при полете ракеты с малой подъемной силой.

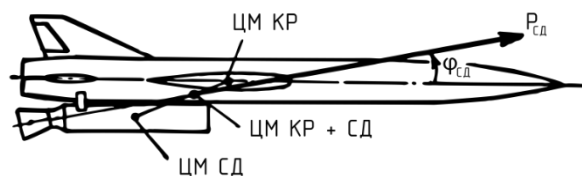


Рис. 6.5

Крепление и отделение СД в этом случае проще, чем при боковом размещении. Тяга передается через передний верхний упор СД, входящий в гнездо на корпусе ракеты. В задних узлах подвески СД фиксируется его положение относительно корпуса ракеты, крепление осуществляется болтами, которые при старте либо срезаются силой тяги СД, либо выдергиваются с помощью тросиков, связанных с пусковой установкой. В полете СД удерживается под корпусом ракеты силой тяги, в конце работы СД отделяется под действием сил тяжести и лобового сопротивления.

Возмущения при старте вызываются газодинамическим эксцентриситетом двигателя и ошибками его установки, неточным определением начального положения ЦМ и его перемещением при выгорании топлива СД.

Контрольные вопросы:

- 1) Дайте определение компоновки планера ракеты.
- 2) Требования, предъявляемые для внутренней компоновки элементов ракеты?
- 3) Что такое стартовая компоновка ракеты?

ГЛАВА 7. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ РАКЕТ И ИХ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРАХ

7.1. Общие сведения о двигательных установках ракет

7.1.1. Общие сведения о реактивных двигателях

Двигательная установка ракеты совершает работу, связанную с разгоном ракеты, увеличением высоты полета и преодолением силы лобового сопротивления в полете. Энергетические возможности ДУ непосредственно определяют диапазон скоростей, дальностей и высот полета ракеты.

В условиях эксплуатации от характеристик и свойств ДУ в значительной мере зависит пожаровзрывобезопасность ракеты и носителя ракетного комплекса, поскольку ДУ содержит большой заряд пожаровзрывоопасных (в том числе и сильно токсичных) веществ.

Современная ракетная и авиационная техника своим развитием обязана достоинствам тепловых двигателей особого типа, называемых реактивными.

Реактивный двигатель – это тепловой двигатель, в котором энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию истекающего рабочего тела (обычно газовой струи), а полученная при этом сила реакции используется как движущая сила, или сила тяги двигателя.

Широкое применение реактивных двигателей на летательных аппаратах самого различного назначения обуславливается следующими главными положительными свойствами этих двигателей:

- способностью создавать большие силы тяги при малых размерах и массе;
- способностью эффективно работать при больших скоростях полета, на большой высоте и под водой.

Используемые в настоящее время в технике реактивные двигатели отличаются большим разнообразием по принципу действия, конструкции и эксплуатационным свойствам. На боевых ракетах находят применение реактивные двигатели, которые отвечают ряду требований:

1. Высокие характеристики по тяге и экономичности работы, обеспечивающие требуемые скорость, высоту и дальность полета ракеты.
2. Малая масса и размеры при заданных тяговых характеристиках.
3. Возможность длительного хранения ракеты с полностью заправленной двигательной установкой.
4. Взрывопожаробезопасность в заданных условиях эксплуатации.
5. Безотказность в действии.
6. Малый объем работ при подготовке ракеты к боевому применению.
7. Возможность разработки и организации производства ракет с малыми затратами времени и средств.

Классификация реактивных двигателей проводится по следующим признакам:

1. По зависимости рабочего процесса от окружающей среды различают:

- автономные реактивные двигатели или ракетные двигатели;
- неавтономные реактивные двигатели или воздушно-реактивные двигатели.

В автономных реактивных двигателях (АРД) рабочий процесс от внешней среды не зависит. Газовая струя (отбрасываемое рабочее тело) образуется при взаимодействии горючего и окислителя, находящихся на борту ракеты.

В неавтономных реактивных двигателях рабочий процесс зависит от внешней среды. Газовая струя воздушно-реактивного двигателя (ВРД) образуется при взаимодействии атмосферного воздуха и горючего (обычно керосина), находящегося на борту ракеты. При этом основную часть отбрасываемого рабочего тела (газовой струи) составляет воздух (до 98%), сильно нагретый в результате сжигания в нем горючего. По расходу топлива современные ВРД в 10 – 15 раз экономичнее автономных двигателей, но они имеют ограничения в возможности использования на больших высотах и скоростях полета.

2. По агрегатному состоянию топлива автономные РД разделяются на:

- жидкостные ракетные двигатели (ЖРД);
- ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ);
- гибридные ракетные двигатели (ГРД).

В ЖРД компоненты топлива (окислитель и горючее) находятся в баках и подаются к камере сгорания двигателя в жидком состоянии (рис. 7.1). В РДТТ окислитель и горючее представляют единое твердое вещество, размещенное непосредственно в камере сгорания (рис. 7.2).



Рис. 7.1



Рис. 7.2

В ГРД один из компонентов топлива находится в твердом состоянии в камере сгорания, а второй – в жидком состоянии подается из бака в камеру сгорания (комбинация ЖРД и РДТТ).

3. По способу сжатия воздуха воздушно-реактивные двигатели разделяются на:

- бескомпрессорные ВРД;
- компрессорные ВРД.

Представителем бескомпрессорных ВРД является прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) (рис. 7.3). В ПВРД воздух перед

поступлением в камеру сгорания, куда впрыскивается горючее, сжимается только во входном устройстве за счет торможения набегающего потока.

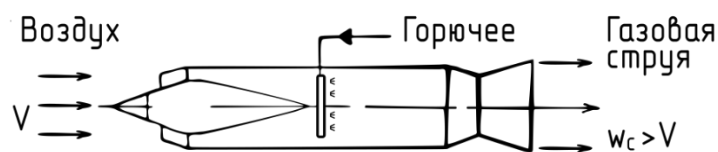


Рис. 7.3

Такой двигатель может эффективно работать только при полете с большой сверхзвуковой скоростью. На дозвуковых скоростях тяговая эффективность двигателя низкая вследствие малого давления воздуха в камере сгорания. Двигатель очень прост по устройству, но достаточно сложен в отработке.

Представителем компрессорных ВРД является турбореактивный двигатель (ТРД). В ТРД (рис. 7.4) воздух перед камерой сгорания сжимается не только за счет торможения набегающего потока во входном устройстве, но и компрессором, приводимым в действие газовой турбиной.

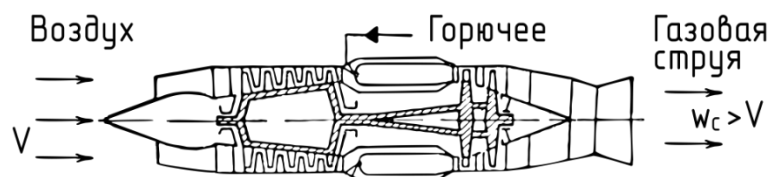


Рис. 7.4

При малых скоростях полета определяющим является сжатие воздуха в компрессоре, при больших сверхзвуковых скоростях полета – скоростное сжатие воздуха во входном устройстве. В ТРД весь газовый поток из камеры сгорания проходит через газовую турбину и отдает там часть своей энергии на обеспечение сжатия в компрессоре. Другая часть энергии газа, не использованная в турбине, преобразуется в кинетическую энергию истекающей газовой струи, создающей силу тяги двигателя.

ТРД обладает хорошими тяговыми характеристиками и высокой экономичностью при числах M полета до 2,5...3 и находит широкое применение на околозвуковых и сверхзвуковых крылатых ЛА с большой дальностью полета

7.1.2. Тяговые и массовые параметры двигательных установок ракет

Двигательная установка – это совокупность реактивного двигателя системы подачи топлива, а также других элементов ракеты, обеспечивающих обслуживание и работу реактивного двигателя. Обычно на КР используются две двигательные установки: стартовая и маршевая.

Каждая двигательная установка ракеты характеризуется рядом тяговых и массовых параметров, определяющих ее возможности и свойства. Тяговые и массовые параметры двигательной установки можно разделить на абсолютные, характеризующие ее размеры и тяговые возможности, и удельные (относительные), характеризующие уровень технического совершенства двигательной установки, ее экономичность.

Тяговые параметры ДУ характеризуют ее энергетические возможности. К ним относятся:

1. Сила тяги P , или просто тяга, – сила реакции, обусловленная истечением газовой струи из двигателя. Тяга двигателя зависит, прежде всего, от скорости истечения газовой струи и ее массового секундного расхода. У всех двигателей при заданных условиях их работы сила тяги пропорциональна секунднему расходу топлива m_T . Поэтому для определения тяги удобно пользоваться формулой

$$P = p_{уд} m_T. \quad (7.1)$$

Коэффициент пропорциональности $p_{уд}$ между секундным расходом топлива и тягой является вторым важнейшим параметром ДУ.

2. Удельная тяга $p_{уд}$ – отношение тяги ДУ к секунднему расходу топлива

$$p_{уд} = \frac{P}{m_T}. \quad (7.2)$$

Удельная тяга является характеристикой экономичности ДУ. Чем выше удельная тяга, тем меньше топлива нужно расходовать для получения заданной тяги.

3. Импульс тяги I – произведение средней тяги на время работы $t_{рД}$ двигательной установки

$$I = \int_0^{t_{рД}} P dt = P_{ср} t_{рД} \text{ Н} \cdot \text{с} \quad (7.3)$$

Полный импульс характеризует работу, которую может совершить двигательная установка во время полета ракеты. Если тяга и удельная тяга во время работы двигателя не изменяются, то полный импульс можно найти по формуле $I = p_{уд} m_T$, где $m_T = m_T t_{рД}$ – масса топлива, сжигаемого в двигательной установке.

Сила тяги, удельная тяга и полный импульс – полностью определяют энергетические возможности двигательной установки при определении летных характеристик ракеты.

Массовые параметры ДУ зависят от типа РД его тяговых параметров и уровня конструктивного совершенства ДУ. Массу двигательных установок с ЖРД и ТРД принято представлять суммой трех масс: двигателя $m_{рД}$, топлива m_T и баков $m_б$, т. е.

$$m_{ду} = m_{рД} + m_T + m_б. \quad (7.4)$$

Массу двигательных установок с РДТТ принято представлять суммой двух масс: конструкции двигательной установки $m_{рД}$ и топлива m_T . Формула для определения массы двигательной установки имеет вид

$$m_{ду} = (1 + \alpha_{рД}) m_T. \quad (7.5)$$

Здесь $\alpha_{рд} = m_{рд}/m_T$ – относительная масса конструкции двигательной установки, характеризует ее конструктивное совершенство. Параметр $\alpha_{рд}$ мало зависит от тяги. Поэтому масса двигательной установки с РДТТ, при достигнутом уровне ее конструктивного совершенства, определяется требуемым значением полного импульса и мало зависит от тяги. Эта особенность РДТТ делает его незаменимым в стартовых двигательных установках ракет, когда требуется создавать очень большие силы тяги в течение нескольких секунд полета.

7.2. Параметры рабочего процесса ракетного двигателя

Под рабочим процессом ракетного двигателя понимают процесс превращения химической энергии топлива в кинетическую энергию истекающей газовой струи. В рабочем процессе ракетного двигателя можно выделить два этапа:

1. Получение рабочего газа, имеющего высокую температуру и давление (преобразование химической энергии топлива в потенциальную энергию нагретого газа).

2. Истечение рабочего газа из двигателя (преобразование потенциальной энергии нагретого газа в кинетическую энергию газовой струи).

В этом процессе создается сила тяги двигателя, он происходит в устройстве, называемом соплом.

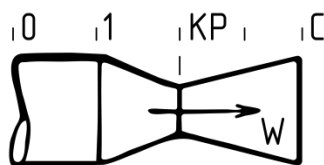


Рис. 7.5

Главными параметрами рабочего процесса в сопле являются давление, температура и скорость газа на входе и выходе.

Форму сопла, т. е. канала для разгона газа, примем, как показано на рис. 7.5. Выделим сечения:

O – в области полного торможения газа ($\omega = 0$);

I – на входе в сопло;

$КР$ – в узком месте сопла;

$С$ – на выходе из сопла;

без индекса – в произвольном месте сопла.

Площади поперечных сечений F , параметры газа в выделенных сечениях: давление p , температура T , плотность ρ , скорость ω , число M .

Параметры торможения газа (T_0, p_0, ρ_0) – это такие параметры, которые имеют место при адиабатическом торможении газа (без потерь энергии) до скорости, равной нулю. Параметры торможения в газодинамике могут

рассматриваться либо как физические параметры неподвижного газа, либо как условно доводимые параметры для любой точки движущегося газа.

T_0 – температура торможения, или полная температура газа, является мерой полной удельной энергии струи;

p_0 – давление торможения, или полное давление газа, является мерой удельной механической энергии струи.

Запишем уравнение Бернулли для сечения в области торможения газа и сечения на входе в сопло:

$$\frac{k}{k-1} RT_0 = \frac{\omega_1^2}{2} + \frac{k}{k-1} RT_1. \quad (7.6)$$

После преобразования получаем

$$T_0 = T_1 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right). \quad (7.7)$$

Получим связь между температурой и давлением газа при адиабатическом расширении (сжатии)

$$\frac{T_0}{T_1} = \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}. \quad (7.8)$$

Переходя в формуле (7.6) от температуры к давлению, получаем:

$$p_0 = p_1 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (7.9)$$

У ракетных двигателей числа M газового потока на входе в сопло малы, и поэтому температура и давление газа на входе в сопло мало отличаются от параметров торможения газа, т.е. $T_1 \approx T_0$, $p_1 \approx p_0$.

Используя аналогичным образом уравнение Бернулли для сечения в области торможения газа, для произвольно выбранного сечения получаем:

$$T = T_0 \frac{1}{1 + \frac{k-1}{2} M^2}; \quad (7.10)$$

$$p = p_0 \frac{1}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}; \quad (7.11)$$

$$\rho = \rho_0 \frac{1}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}}. \quad (7.12)$$

Таким образом, при разгоне газа в сопле параметры газа в каждом сечении зависят только от числа M в этом сечении газовой струи.

При разгоне газа в сопле в некотором сечении сопла будет достигнута скорость течения, равная местной скорости звука. Сечение газовой струи (сопла), где число M равно единице, называется критическим сечением. Параметры газа в критическом сечении называют критическими параметрами. При $M = 1$ получаем их значения:

$$T_{кр} = T_0 \frac{2}{k+1}; \quad (7.13)$$

$$p_{кр} = p_0 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad (7.14)$$

$$\rho_{кр} = \rho_0 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (7.15)$$

Значение критической скорости газа равно:

$$\omega_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT} \quad (7.16)$$

Критические параметры газа зависят только от параметров торможения газа и никак не зависят от размеров сопла.

Для газа заданного состава число M в рассматриваемом сечении зависит только от отношения площади этого сечения к площади критического сечения.

Число $M=1$ достигается в самом узком сечении сопла, т. е. критическое сечение газовой струи, самое узкое ее сечение.

При $M < 1$ для разгона газа необходимо сужать сопло.

При $M > 1$ для разгона газа необходимо расширять сопло.

Значение числа M , а следовательно «и значения температуры T/T_c , давления p/p_0 и плотности ρ/ρ_0 газа в рассматриваемом сечении F сопла зависят только от геометрического параметра $F/F_{кр}$.

Сопло, выполненное в виде сужающегося канала (рис. 7.6), называют дозвуковым соплом. Сопло, имеющее сужающийся и расширяющийся каналы (рис. 7.7), называют сверхзвуковым соплом. Дозвуковое сопло способно обеспечить разгон газа максимум до звуковой скорости, на выходе сверхзвукового сопла могут быть получены сверхзвуковые скорости газа.

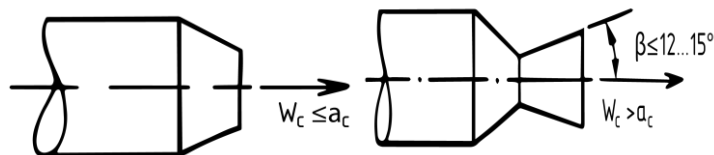


Рис. 7.6

Рис. 7.7

Параметры газа в сопле зависят от величины $F/F_{кр}$. Для выходного сечения сопла $F = F_c$, отношение $F_c = F_c/F_{кр}$ называют геометрической степенью расширения сопла.

Давление на выходе сопла p_c зависит от давления на входе в сопло p_0 и степени расширения сопла F_c . Отношение $\frac{p_0}{p}$ называют степенью расширения газа в сопле.

Для заданного газа число M_c на выходе из сопла зависит только от степени расширения газа в сопле.

Отношение

$$\left(\frac{p_0}{p_c}\right)_{кр} > \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (7.17)$$

называют критической степенью расширения газа.

Для газовых струй ракетных двигателей

$$\left(\frac{p_0}{p_c}\right)_{кр} = 1,8 \dots 1,9. \quad (7.18)$$

Скорость газа на выходе сопла

$$\omega_c = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (7.19)$$

Для увеличения скорости истечения газа необходимо:

- увеличить температуру газа на входе в сопло T_0 за счет использования топлив с высокой теплотой сгорания;
- увеличивать газовую постоянную R за счет использования топлив с малой молекулярной массой продуктов сгорания.

Контрольные вопросы:

- 1) Дайте определение реактивного двигателя и назовите классификацию реактивных двигателей.
- 2) Что такое двигательная установка и каковы ее тяговые параметры?
- 3) Что такое рабочий процесс ракетного двигателя?

ГЛАВА 8. ТВЕРДЫЕ И ЖИДКИЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

8.1. Общие сведения о ракетных топливах. Основные параметры ракетных топлив

8.1.1. Общие сведения о ракетных топливах

Ракетное топливо – это вещество или совокупность веществ являющихся источником энергии и рабочего тела для ракетного двигателя. Основными горючими элементами в ракетных топливах являются углерод (С) и водород (Н). Основным окисляющим элементом является кислород (О). В отдельных случаях в числе горючих элементов ракетных топлив используются алюминий (А1), бор (В), литий (Li), бериллий (Be). Окисляющими элементами могут быть и галоиды – фтор (F) и хлор (С1). Горючие и окисляющие элементы входят в состав ракетного топлива в виде горючих веществ и окисляющих веществ.

Горючее вещество, такое, которое требует для полного окисления своих горючих элементов окислителя извне. При этом в составе горючего вещества могут быть окислительные элементы. Например, горючее вещество этиловый спирт C_2H_5OH имеет кислород, но его недостаточно для полного окисления углерода и водорода. Одно или несколько горючих веществ образуют горючее ракетное топливо.

Окислительное вещество, такое, в котором есть избыток окисляющих элементов. Например, азотная кислота HNO_3 , перекись водорода H_2O_2 – окислительные вещества, хотя они и содержат горючий элемент – водород. Одно или несколько окислительных веществ образуют окислитель ракетного топлива.

Ракетное топливо состоит из горючего и окислителя. На ракетах находят применение в основном жидкие двухкомпонентные топлива отдельной подачи и твердые топлива.

Общие требования для всех ракетных топлив:

1. Больше значение удельной тяги двигателя при заданных условиях расширения газа.
 2. Больше значение плотности топлива, обеспечивающее уменьшение размеров топливных отсеков.
 3. Легкое и быстрое сгорание в двигателе.
 4. Химическая и физическая стойкость, обеспечивающие длительное хранение полностью снаряженной ракеты.
 5. Неагрессивность по отношению к конструкционным материалам.
 6. Нетоксичность.
 7. Пожаровзрывобезопасность при заданных условиях эксплуатации.
- Дополнительные требования к жидким ракетным топливам:

1. Малая вязкость компонентов во всем эксплуатационном диапазоне температур.

2. Малый период задержки воспламенения, т.е. легкое и безотказное воспламенение; наиболее желательно применение компонентов, самовоспламеняющихся при контакте в камере сгорания.

3. Хорошие охлаждающие свойства одного из компонентов, обеспечивающие возможность его эффективного использования для охлаждения двигателя.

Дополнительные требования к твердым ракетным топливам:

1. Высокая механическая прочность заряда твердого топлива, исключающая его разрушение при действии давления в камере сгорания двигателя, а также от перегрузок в условиях эксплуатации и полета ракеты.

2. Достаточная эластичность заряда, исключающая появление трещин от температурных напряжений в условиях хранения и полета.

3. Малая зависимость скорости горения от начальной температуры заряда.

Кроме перечисленных основных требований, необходимо отметить и такие, как небольшая стоимость топлива, несложная и безопасная технология его производства.

Вследствие сложности и диалектической противоречивости выполнение всех указанных требований не всегда возможно. В каждом конкретном случае с учетом особенностей ракеты выделяются главные требования, и именно они определяют выбор того или иного топлива.

Классификация ракетных топлив проводится по следующим основным признакам:

1. По агрегатному состоянию различают: твердые топлива; жидкие топлива; гибридные топлива.

2. Твердые топлива по составу могут быть:

- баллиститные (ракетные пороха), являющиеся твердыми растворами органических веществ;

- смесевые, являющиеся механическими смесями горючих и окислительных веществ, находящихся в различных фазах.

3. Жидкие топлива по количеству компонентов могут быть: однокомпонентные (унитарные), двухкомпонентные, трехкомпонентные.

4. Жидкие двухкомпонентные топлива по способу зажигания делят на:

- самовоспламеняющиеся, не нуждающиеся в специальных системах зажигания;

- несамовоспламеняющиеся, требующие применения систем принудительного зажигания.

5. Жидкие топлива по температуре кипения разделяются на:

- высококипящие, пригодные для длительного хранения в баках ракеты;

- низкокипящие, не пригодные для длительного хранения в баках ракеты.

6. Жидкие ракетные топлива по химической природе окислителя могут быть на основе:

- кислорода O_2 ;

- азотной кислоты HNO_3 и четырехоксида азота N_2O_4 ;

- перекиси водорода $H_2 O_2$;
- фтора и его соединений.

7. Жидкое ракетное топливо по назначению в двигательной установке может быть:

- основное, используемое в камере сгорания двигателя;
- пусковое, используемое в камере сгорания двигателя только при его запуске;
- вспомогательное, используемое для работы турбонасосного агрегата двигателя.

8.1.2. Основные параметры ракетных топлив

К основным параметрам ракетного топлива относятся: стандартная удельная тяга; плотность; коэффициент избытка окислителя; скорость горения твердого топлива.

Стандартная удельная тяга топлива $p_{уд.ст.}$ – это теоретически достижимое значение удельной тяги, получаемое расчетным путем при стандартных условиях сжигания топлива в двигателе, не имеющем потерь энергии. В качестве стандартных условий принимаются:

- полное расширение газа в сопле, т.е. $p_c = p_n$;
- степень расширения газа в сопле, $p_0 / p_c = 70$.

В этом случае формула удельной тяги имеет вид:

$$P_{удст} = \sqrt{\frac{2k}{k-1}} RT_0, \quad (8.1)$$

т.е. стандартная удельная тяга зависит только от параметров газа T_0 , R , k . Увеличение стандартной удельной тяги можно получить, главным образом, за счет увеличения температуры сгорания топлива T_0 и газовой постоянной R продуктов сгорания.

Выгоднее увеличивать газовую постоянную R , поскольку при увеличении температуры газа T_0 усложняется задача охлаждения конструкций двигателя. Температура газа T_0 зависит, прежде всего, от удельной теплоты сгорания топлива Q , характеризующей запас химической энергии одного килограмма топлива. У ракетных топлив удельная теплота сгорания примерно равна $Q = 6000...10000$ к Дж/кг. Чем больше удельная теплота сгорания топлива Q , тем выше может быть температура газа T_0 и стандартная удельная тяга топлива. Однако удельная теплота сгорания топлива не полностью определяет его тяговые возможности при использовании в ракетном двигателе.

Для получения большой скорости истечения газа, а, следовательно, и высокой удельной тяги, топливо должно обеспечивать возможно большее газообразование, т. е. возможно больший объем продуктов сгорания. Известно, что объем различных газов с массой, равной их молекулярной массе (объем моля газа), одинаков (при заданной температуре и давлении), т. е. чем меньше молекулярная масса продуктов сгорания, тем больший объем занимает каждый килограмм продуктов сгорания и больше будет скорость их истечения из сопла двигателя. В формуле (8.2) газообразование характеризуется газовой постоянной R , которая равна:

$$R = \frac{8314}{\mu} \text{ Дж/(кг К)} \quad (8.2)$$

где μ кг/к моль - молекулярная масса продуктов сгорания; 8314 (Дж/к моль-К) - универсальная газовая постоянная.

Таким образом, чем меньше молекулярная масса μ продуктов сгорания, тем больше газовая постоянная R и стандартная удельная тяга топлива. С этой точки зрения лучшими являются топлива, содержащие большой процент водорода, так как при их сгорании образуется водяной пар H_2O с молекулярной массой $\mu = 18$. Более низкими свойствами обладают топлива, содержащие повышенный процент углерода, при сгорании которого образуется углекислый газ CO_2 с молекулярной массой $\mu = 44$. Еще более низкими свойствами по газообразованию будут обладать топлива, в которых в качестве горючего используется порошок алюминия, сгорание которого сопровождается образованием окиси алюминия Al_2O_3 с молекулярной массой $\mu = 102$. В среднем для используемых в ракетах топлив $P_{уд ст} = 2200 \dots 2800$ Н тяги с/кг топл.

Плотность топлива ρ_T , при заданной его массе определяет требуемые размеры топливного отсека и массу его конструкции. Чем больше ρ_T , тем меньше может быть пассивная (не связанная в выделением энергии) масса двигательной установки.

Величина ($P_{уд ст} \rho_T$) Н тяги с/м³ топл. характеризует тяговые возможности двигательной установки заданного размера. Чем больше этот параметр, тем лучше могут быть летные характеристики крылатой ракеты заданных размеров, у которой основная часть энергетических затрат двигательной установки, связана с работой против силы лобового сопротивления.

У твердых топлив различного состава плотность лежит в пределах $\rho_T = 1550 \dots 1900$ кг/м³.

Плотность жидкого топлива ρ_T состоящего из двух компонентов, определяется из уравнения $\rho_T = m_T / V_T$, где масса топлива m_T и его объем V_T складываются соответственно из массы и объема горючего и окислителя. Формула для плотности двухкомпонентного жидкого топлива имеет вид:

$$\rho_T = \frac{1 + K_{\Pi}}{\frac{1}{\rho_{\Gamma}} + \frac{K_{\Pi}}{\rho_{\text{OK}}}}, \quad (8.3)$$

здесь:

$$\rho_{\Gamma} = \frac{m_{\Gamma}}{V_{\Gamma}} - \text{плотность горючего};$$

$$\rho_{\text{OK}} = \frac{m_{\text{OK}}}{V_{\text{OK}}} - \text{плотность окислителя};$$

$$K_{\Pi} = \frac{m_{\text{OK}}}{m_{\Gamma}} - \text{коэффициент массового соотношения окислителя и горючего}$$

в топливе.

Плотность наиболее тяжелых жидких топлив с окислителями на основе азотной кислоты и четырехокси азота не превышает $\rho_T = 1200 \dots 1360$ кг/м³. Плотность наиболее легких жидких топлив на основе кислорода и водорода всего около 350 кг/м³.

Коэффициент избытка окислителя α — это отношение действительного количества окислителя в топливе $m_{ок}$ к теоретически необходимому для полного окисления горючего, т. е. $\alpha = m_{ок} / m_{ок}^{\circ}$.

При: $\alpha = 1$ - топливо стехиометрического состава (состав смеси, в которой окислителя ровно столько, сколько необходимо для полного окисления горючего);

$\alpha > 1$ - топливо «бедное» (мало горючего);

$\alpha < 1$ - топливо «богатое» (избыток горючего).

От величины α зависит стандартная удельная тяга и плотность топлива. Вид зависимостей $R_{удст}$ и ρT от α показан на рис.8.1.

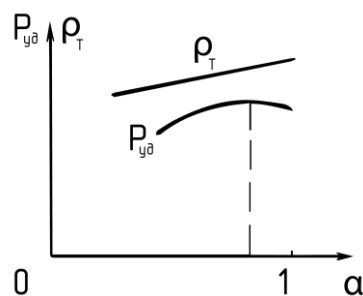


Рис. 8.1

Характерно, что график $R_{удст}(\alpha)$ имеет оптимум при $\alpha < 1$. Увеличение удельной тяги при снижении количества окислителя в сравнении с его стехиометрическим значением происходит главным образом потому, что:

- образуются продукты сгорания с меньшей молекулярной массой, а следовательно, растет газовая постоянная R ;

- уменьшаются потери энергии на диссоциацию продуктов сгорания, что способствует росту температуры газа T_0 .

Однако при уменьшении α часть горючего уносится несгоревшим. Поэтому уменьшение окислителя в топливе относительно его стехиометрического значения имеет рациональный предел. Плотность топлива ρT обычно при увеличении α возрастает, поэтому произведение $R_{удст}$ имеет оптимум по α при значении α несколько большем той величины, которая соответствует максимуму удельной тяги. Для ракетных топлив оптимальное значение коэффициента избытка окислителя примерно равно $\alpha = 0,70...0,95$.

У жидких ракетных топлив коэффициент избытка окислителя определяет требуемый коэффициент соотношения в подаче компонентов в камеру сгорания $K_n = \alpha K_n$, где $K_n = m_{ок} / m_r$ - стехиометрический коэффициент соотношения массы окислителя $m_{ок}^{\circ}$ и горючего m_r .

У топлив на основе азотной кислоты и четырехоксида азота коэффициент соотношения подачи имеет порядок $K_n = 3,5...4$.

Скорость горения твердого топлива - это линейная скорость перемещения поверхности горения внутрь заряда. Скорость горения является очень важной рабочей характеристикой твердого топлива, так как при заданных размерах топливного заряда и двигателя она определяет давление в камере сгорания двигателя, его тягу и время работы. Скорость горения твердого топлива зависит от его состава, давления в камере сгорания

двигателя и начальной температуры заряда. Эту зависимость определяют по эмпирической формуле, называемой законом скорости горения. Для многих топлив закон скорости горения в условиях, характерных для ТРДД, имеет вид:

$$u = u_1 (1 + D \Delta t_3) p_0, \quad (8.4)$$

где: u_1 , v , D – постоянные коэффициенты, зависящие от состава топлива;

$\Delta t_3 = t_3 - t_{cm}$ – отклонение начальной температуры заряда t_3 от стандартной температуры t_{CT} (обычно $t_{cm} = 20^\circ \text{C}$);

p_0 – давление в камере сгорания.

Для каждого твердого топлива параметры закона скорости горения u_1 , v , D определяются опытным путем и даются в числе основных параметров твердого топлива. По формуле (8.4) скорость горения вычисляется для заданных значений давления в камере сгорания и начальной температурой заряда. У твердых ракетных топлив различных рецептов скорость горения лежит в пределах $u = 0,1 \dots 5$ см/с.

8.2. Состав, эксплуатационные свойства и энергетические характеристики твердых ракетных топлив

8.2.1. Составы твердых топлив

Твердые ракетные топлива по своей физической структуре делятся на два класса:

- баллиститные топлива (ракетные пороха);
- смесовые топлива.

Баллиститные топлива представляют собой твердые растворы *нитратов* целлюлозы в труднолетучих растворителях. В качестве такого растворителя чаще всего используется нитроглицерин. По своей физической природе баллиститные топлива, однородные (гомогенные) вещества.

Нитраты целлюлозы являются энергетической основой топлива. Они получают при обработке целлюлозных материалов (хлопок, бумага) азотной кислотой в присутствии серной кислоты (процесс нитрации). По содержанию азота нитраты целлюлозы делятся на пироксилины и коллоксилины. Чаще используются коллоксилины. По запасу энергии нитраты целлюлозы пригодны в качестве твердых топлив, так как содержат в себе горючие элементы (углерод, водород) и активный кислород. Однако непосредственное использование нитратов целлюлозы в качестве твердых топлив невозможно, поскольку из них нельзя изготовить сплошные закономерно горящие заряды. Из-за волокнистой структуры шашки, даже сильно спрессованные, имеют пол, и горение их в камере двигателя происходит со взрывом. Чтобы можно было готовить сплошные, механически прочные заряды, нитраты целлюлозы обрабатывают труднолетучим растворителем и пластификаторами (мягчителями). В процессе обработки при сравнительно высоких температурах и давлениях получают твердые растворы или пластифицированные нитраты целлюлозы.

Хорошим растворителем и пластификатором нитратов целлюлозы является нитроглицерин.

Нитроглицерин – прозрачная без запаха жидкость, имеет горючие элементы и кислород, которого с избытком хватает для окисления горючих элементов. Теплота сгорания нитроглицерина примерно в полтора раза больше, чем у нитратов целлюлозы. Нитроглицерин является одним из наиболее мощных взрывчатых веществ, он очень чувствителен к удару и трению.

Таким образом, баллиститные топлива содержат два вещества, являющиеся в отдельности источниками энергии (нитраты целлюлозы и нитроглицерин), поэтому эти топлива называют еще двухосновными топливами. В среднем в топливе по массе нитратов целлюлозы 55...60%; нитроглицерина 25... 40%.

Чем больше содержание нитроглицерина и топливе, тем больше в нем запас энергии. Однако при большом содержании нитроглицерина (более 40...45%) топливо становится студнеподобным и не пригодным для изготовления зарядов.

Кроме указанных двух основных веществ, в состав топлива входят в небольших количествах так называемые присадки – вещества, улучшающие технологичность, стабильность и регулирующие процесс горения топлива. В качестве дополнительного пластификатора используют динитротолуол, дибутилфталат, диэтилфталат. Дополнительный пластификатор (8...11% по массе) может использоваться и как средство, регулирующее энергетические характеристики топлива. В качестве стабилизатора химической стойкости топлива наибольшее применение получили централиты (1...5% по массе), снижающие скорость разложения нитратов целлюлозы и нитроглицерина при изготовлении и хранении топлив.

В настоящее время баллиститные топлива широко используются в относительно небольших по размеру РДТТ.

К недостаткам этих топлив можно отнести:

- ограниченные возможности по улучшению энергетических характеристик и изменению скорости горения;
- сложность, взрывоопасность и пожароопасность производства, особенно для высокоэнергетических топлив;
- невозможность выполнения зарядов большого размера;
- недостаточную эластичность зарядов, исключаящую применение зарядов, скрепленных с корпусом двигателя.

Указанные недостатки в определенной мере снимаются при переходе на смесевые твердые топлива.

Смесевые топлива являются механическими смесями окислителей и горючих. Горючее одновременно выполняет функцию связующего (склеивающего) вещества. По физической структуре смесевые топлива неоднородные (гетерогенные) вещества.

В качестве окислителей в смесевых топливах чаще всего используются некоторые соли азотной и хлорной кислот, которые при термическом

разложении могут выделять свободный кислород. Находят применение перхлорат аммония NH_4ClO_4 , перхлорат калия KClO_4 , нитрат аммония NH_4O_3 .

Перхлорат аммония является основным видом окислителя для смесевых топлив, поскольку обеспечивает (наиболее высокую удельную тягу. Это белый кристаллический порошок с плотностью около 1900 кг/м^3 , может гореть и взрываться. При горении не выделяет твердых продуктов, но в продуктах горения находится агрессивный и ядовитый газ – хлористый водород, который при наличии влаги превращается в соляную кислоту.

Перхлорат калия - белый кристаллический порошок с плотностью около 2500 кг/м^3 , не горит и не взрывается. При горении в топливах выделяет твердый продукт – хлорид калия, который создает плотное дымовое облако. Хлорид калия, хотя он и испаряется при температурах горения топлива, ухудшает тепловые свойства продуктов сгорания и удельную тягу двигателя.

Нитрат аммония – белый кристаллический порошок с плотностью 1700 кг/м^3 , очень гигроскопичен, способен гореть и взрываться. При горении, выделяет большое количество только газообразных продуктов. Используется в топливах с малой скоростью горения.

В качестве горюче-связующих веществ в смесевых топливах используются различные искусственные каучуки, битумы, смолы. Находят широкое применение бутадиеновые каучуки, полисульфидные каучуки (тиоколы), полиуретановые каучуки. Неотвержденные каучуки – очень вязкие, липкие жидкости, способные воспринимать большое количество окислителя (до 90% общей массы смеси). В отвержденном состоянии они являются прочными эластичными материалами как при положительных, так и при отрицательных температурах.

Несмотря на многообразие составов, в среднем смесевые топлива содержат (по массе):

- окислителей 60 ... 80%;
- горюче - связывающих веществ 25 ... 15%;
- алюминия (в виде порошка) 10 ... 5%;
- катализаторов и присадок до 5%.

Повышение содержания окислителя увеличивает энергетические характеристики топлива, но ведет к ухудшению технологических свойств топлива и прочности заряда. Введение в топливо порошка алюминия увеличивает теплоту сгорания топлива, а, следовательно, и температуру газов, но в продуктах сгорания появляются твердые частицы, что ухудшает параметры газообразования. Поэтому увеличение содержания порошка алюминия в топливе целесообразно до определенного предела. Во многие смесевые топлива порошок алюминия не вводится вообще.

Сравнивая смесевые топлива с баллистическими, можно видеть, что по составу и количеству веществ смесевые топлива более просты. Для приготовления зарядов смесевых топлив готовят вначале легкоподвижную смесь окислителя и горюче-связующего вещества, а затем ее заливают в формы или прямо в камеру сгорания двигателя, после чего отверждают.

Производство смесевых топлив и топливных зарядов значительно проще, чем нитроцеллюлозных. В этом одно из их главных преимуществ. Кроме того, смесевые топлива дают большие возможности улучшения энергетических характеристик, получения требуемой скорости горения, изготовления зарядов нужной формы, размеров и с достаточной прочностью и эластичностью. Скорость горения смесевых топлив зависит от начальной температуры заряда в меньшей степени, чем у баллистических. Обычно энергетические возможности смесевых топлив определяются, прежде всего, окислителем, а физико-механические характеристики топлива - горюче-связующим веществом.

Эксплуатационные характеристики топлив определяются их физическими, химическими, механическими свойствами, а также чувствительностью к внешним воздействиям.

По физическим свойствам заряды твердого топлива представляют собой однородные плотные изделия. Плотность нитроглицериновых порохов составляет 1600... 1700 кг/м³, плотность смесевых топлив 1700... 1900 кг/м³. Нитроглицериновые пороха имеют обычно темно-коричневый цвет и по внешнему виду похожи на жесткое роговидное вещество. Смесевые топлива на основе каучуков подобны сильно вулканизированной резине, но менее эластичны и более хрупки. Эластичность зарядов смесевых топлив выше, чем нитроглицериновых порохов. В отличие от пороховых зарядов заряды смесевых топлив могут выполняться скрепленными с корпусом двигателя (без зазора между корпусом и зарядом).

Заряды твердого топлива имеют коэффициенты линейного термического расширения в 7...10 раз больше, чем у стали. Их теплопроводность и температуропроводность примерно в 100 раз меньше, чем у стали, т. е. это плохие проводники тепла. Поэтому в зарядах топлива могут возникать большие температурные напряжения. Способность топлив сопротивляться изменениям физических свойств во времени называют физической стабильностью. При значительных изменениях температуры физическая нестабильность твердых топлив может проявляться в нарушении сплошности зарядов и появлении трещин, что может привести к взрыву двигателя при работе.

Другим видом физической нестабильности твердых топлив является склонность отдельных составных частей топлива к выделению на поверхности заряда и улетучиванию. Сильно улетучивается нитроглицерин из нитроглицериновых порохов, особенно при повышенных температурах. Смесевые топлива не имеют летучих компонентов и по этому признаку имеют большую стабильность в условиях повышенных температур. Физическая нестабильность смесевых топлив может проявляться в продолжающейся полимеризации, а затем старении полимеров в процессе хранения. Старение полимеров проявляется в нарушении сплошности, прочности и появлении трещин.

Физическая нестабильность твердых топлив может быть связана также с их гигроскопичностью, т. е. свойством впитывать в себя и удерживать

некоторое количество влаги. Гигроскопичность нитроцеллюлозных порохов невысокая. Более гигроскопичны некоторые смесевые топлива. Сильное увлажнение топлива недопустимо, поэтому их хранят в водонепроницаемой укупорке, а двигатели твердого топлива герметизируют при хранении.

Под химическими свойствами топлив понимают их токсичность, способность взаимодействовать с конструкционными материалами, способность сохранять свой химический состав неизменным при длительном хранении, т. е. химическую стойкость топлива. Химической стойкостью, как правило, определяется срок служебного обращения топлива.

Твердые ракетные топлива не взаимодействуют с конструкционными материалами и нетоксичны для человека. Нитроцеллюлозные пороха из-за летучести нитроглицерина могут вызывать кратковременные не очень сильные головные боли, но воздействие нитроглицерина на человеческий организм не является опасным.

Химическая стойкость топлив связана с теми медленными самопроизвольными процессами разложения, которые происходят внутри топлива при хранении. У нитроглицериновых порохов эти процессы обусловлены медленным распадом нитратов целлюлозы и нитроглицерина. Процесс химического разложения порохов тормозится стабилизаторами химической стойкости, вступающими в химическую реакцию с продуктами распада и замедляющими ее. При этом стабилизатор химической стойкости расходуется, поэтому одним из методов оценки химической стойкости является определение оставшегося количества стабилизатора. В присутствии стабилизатора химической стойкости разложение нитроцеллюлозных порохов идет очень медленно, служебная пригодность их сохраняется в течение 15 – 20 лет.

Химическая стойкость смесевых топлив имеет другую природу. Полимерные соединения смесевых топлив могут взаимодействовать с кислородом воздуха и разрушаться (стареть). Одновременно различные промежуточные продукты реакции могут реагировать с окислителем и тем самым снижать химическую стойкость топлива. Химическая стойкость смесевых топлив пока изучена недостаточно полно.

Механические свойства твердых топлив определяют их способность не разрушаться и сохранять заданную форму в условиях действия эксплуатационных и полетных перегрузок. Механические свойства топлив оцениваются допустимыми напряжениями на сжатие, растяжение и ударной вязкостью. Эти параметры у топлив в десятки раз меньше, чем у конструкционных материалов, но достаточны для того, чтобы обеспечить прочность зарядов, рационально выполненных и правильно закрепленных в двигателе. Механические свойства топлив существенно зависят от температуры. При отрицательных температурах повышается хрупкость (уменьшается ударная вязкость) многих твердых топлив. При повышенных положительных температурах нитроцеллюлозные пороха и битумные

смесевые топлива размягчаются и ухудшают свою прочность. Ухудшение механических свойств топлив с изменением температуры вызывает необходимость ограничения допустимого температурного диапазона их использования.

Чувствительность к внешним воздействиям характеризует степень безопасности твердых топлив в условиях эксплуатации. Дело в том, что твердые ракетные топлива являются взрывчатыми веществами, способными к взрывчатому превращению в форме горения, а в некоторых случаях и в форме детонации.

В нормальных условиях хранения и в двигателе процесс горения не носит взрывной характер и не может начаться сам по себе, необходим достаточно мощный тепловой импульс, сопровождающийся значительным повышением давления. Поджечь большой заряд твердого топлива на открытом воздухе – непростая задача. Горение твердых топлив в закрытых объемах, а также горение зарядов с трещинами в двигателях может принимать взрывную форму. Связано это с тем, что скорость горения твердых топлив увеличивается с ростом давления.

Важным для условий эксплуатации является и тот факт, что продукты сгорания твердого топлива в закрытых объемах могут взрываться при попадании туда кислорода воздуха. Физически это связано с избытком горючих элементов в топливе и продуктах сгорания.

Чувствительность твердых топлив к удару зависит от многих факторов. Следует иметь в виду, что в некоторых случаях чувствительность к удару твердых топлив больше, чем у бризантного взрывчатого вещества – тротила. Особенно чувствительны к удару топлива с большой теплотой сгорания. Поэтому обращение с зарядами твердого топлива и снаряженными двигателями твердого топлива должно быть аккуратным, не допускающим резких ударов и падений.

Энергетические характеристики оценивают возможности топлива как источника энергии для движения ракет. Наиболее важной энергетической характеристикой топлива является стандартная удельная тяга $p_{уд. ст.}$ Н·с/кг, характеризующая энергетические возможности двигательной установки с заданной массой топлива. Другой важной энергетической характеристикой топлива является произведение стандартной тяги на плотность топлива. Параметр $R_{уд ст. p_T}$ Н тяги·с/(м³ топл) характеризует энергетические возможности двигательной установки с заданным объемом топлива.

Важным достоинством твердых топлив, особенно смесевых, является высокая плотность. Поэтому параметр $R_{уд ст. p_T}$ для твердых топлив имеет достаточно высокие значения. Увеличение параметра $R_{уд ст. p_T}$ важно для крылатых ракет, у которых основные энергетические затраты маршевой двигательной установки связаны с преодолением силы лобового сопротивления и в меньшей степени с работой против силы тяжести и разгоном ракеты. Дело в том, что основную долю лобового сопротивления ракеты обычно дает так называемое вредное сопротивление, зависящее от

формы и размеров ракеты и не зависящее от ее массы. Индуктивное сопротивление, связанное с необходимостью создания подъемной силы и зависящее от массы ракеты, обычно невелико, особенно при полете на малой высоте с большой скоростью. Поэтому важным направлением совершенствования твердых топлив служит повышение их плотности.

Введение очень тонких порошков алюминия, бериллия в смесевые топлива заметно повышает их энергетические возможности, но связано с увеличением температуры горения и необходимостью усиления теплозащитных покрытий стенок двигателя.

Важным параметром твердых топлив является скорость горения. Величина скорости горения в ряде случаев лимитирует тяговые возможности двигателя при заданной его компоновке и размерах. Наибольший диапазон скоростей горения дают смесевые топлива. Характерно, что существенное увеличение либо уменьшение скорости горения относительно средних значений $u = 1... 2$ см/с сопровождается обычно заметным ухудшением удельной тяги топлива. Наиболее высокую удельную тягу при средней скорости горения имеют топлива на основе перхлората аммония. Применение в качестве окислителя нитрата аммония позволяет снизить скорость горения до $0,1... 0,3$ см/с и температуру горения до 1800 К (все это облегчает создание РДТТ с большим временем работы), но одновременно снижается удельная тяга до $P_{уд ст.p_T} = 2000$ Н·с/кг.

Смесевые топлива, использующие в качестве окислителя перхлорат калия, могут иметь как большие (до $4...6$ см/с), так и малые скорости горения, но удельная тяга у них меньше, чем у топлив с перхлоратом аммония.

8.3. Состав, эксплуатационные свойства и энергетические характеристики жидких ракетных топлив

8.3.1. Состав и эксплуатационные свойства жидких топлив

В современных ЖРД используются главным образом двухкомпонентные топлива раздельной подачи.

По химической природе окислителя различают топлива на основе:

- жидкого кислорода O_2 ;
- азотной кислоты HNO_3 и четырехокси азота N_2O_4 ;
- перекиси водорода H_2O_2 ;
- фтора F и его соединений (трифторида хлора ClF_3 , фтористого кислорода OF_2 и др.).

Высококипящими и стабильными в условиях длительного хранения в баках ракеты являются окислители на основе азотной кислоты и четырехокси азота. Топлива с этими окислителями обычно самовоспламеняющиеся, имеют относительно высокую плотность и удельную тягу.

В качестве горючих находят применение вещества, в которых горючими элементами являются углерод и водород. В зависимости от состава различают горючие:

- углеводородные (керосин, бензин);
- кислородно-углеводородные (этиловый спирт);
- азотно-углеводородные (ксилидин, триэтиламин, анилин);
- азотно-водородные (аммиак, гидразин, несимметричный диметилгидразин);
- борводородные (пентаборан, диборан).

Рассмотрим основные свойства некоторых окислителей и горючих, получивших широкое применение.

Окислитель азотнокислотный (АК) – это смесь технической азотной кислоты HNO_3 с четырехокисью азота N_2O_4 . Процентное содержание четырехокси азота указывается цифрами в названии окислителя (АК-20, АК-27). Чистая азотная кислота содержит 76% кислорода, что делает ее мощным окислителем. Однако азотная кислота склонна к разложению с образованием воды, окиси азота и газообразного кислорода. Это вызывает необходимость периодического стравливания давления из емкостей, где она хранится. Кроме того, азотная кислота обладает большой коррозионной активностью по отношению к конструкционным материалам. Введение в азотную кислоту четырехокси азота повышает ее стабильность при хранении, снижает коррозионное действие и температуру замерзания окислителя, увеличивает его плотность и активность в реакции горения топлива. Однако с увеличением добавки N_2O_4 снижается температура кипения окислителя, что несколько ухудшает его эксплуатационные свойства. Плотность ρ , температура замерзания t_z и температура кипения t_k равны:

– для HNO_3 $\rho = 1510 \text{ кг/м}^3$, $t_z = -42^\circ \text{C}$, $t_k = 86^\circ \text{C}$;

– для АК-27 $\rho = 1610 \text{ кг/м}^3$, $t_z = -63^\circ \text{C}$, $t_k = 42^\circ \text{C}$;

С целью снижения коррозионной активности азотнокислотных окислителей в них вводят ингибирующие добавки. Такими добавками могут быть ортофосфорная кислота, йод и другие вещества. Эти добавки вводятся в очень малых количествах и на энергетические характеристики топлива практически не влияют.

В контакте с окислителями на основе азотной кислоты надежно работают конструкции, выполненные из алюминия и его сплавов, хромоникелевых и нержавеющей сталей, титана и его сплавов. Смеси азотной кислоты с четырехокисью азота обладают хорошими охлаждающими свойствами и могут использоваться в качестве жидкости, охлаждающей стенки двигателя при работе.

Азотнокислотные окислители представляют собой легкоподвижные тяжелые жидкости красно-бурого цвета, сильно дымящие на воздухе и имеющие резкий раздражающий запах. Окислители очень токсичны. Вдыхание паров окислителя может вызывать отравление со смертельным исходом, попадание окислителя на кожу вызывает сильные плохо

заживающие ожоги. Работа с окислителем разрешается только в защитном обмундировании и в специальном противогазе.

Окислитель азоттетроксидный (четыреокись азота), более активный, чем смеси азотной кислоты и четырехокси азота. В сравниваемых условиях при использовании этого окислителя удельная тяга может увеличиваться на 4 - 5%. Четыреокись азота N_2O_4 имеет плотность 1450 кг/м^3 , температуру замерзания — 11°C , температуру кипения 21°C , малоагрессивна по отношению к конструкционным материалам. Это легкоподвижная, тяжелая, сильно летучая жидкость от светло-желтого до красно-бурого цвета (в зависимости от температуры и степени диссоциации). По токсичности четырехокись азота примерно такая же, как и азотная кислота. Несколько более вредное ее действие объясняется отчасти большей упругостью ее паров, что приводит к большему насыщению ими воздуха. Работа с окислителем разрешается только в защитном обмундировании и в специальном противогазе. Высокая температура замерзания и низкая температура кипения окислителя затрудняют эксплуатацию ракет. Применение четырехокси азота возможно в термостатированных ракетах с ампулизированными баками.

Горючее керосин – легкая фракция нефти. Имеет большую теплоту сгорания, дешев в производстве, нетоксичен, обладает хорошими эксплуатационными свойствами. Плотность керосина около $800...840 \text{ кг/м}^3$, температура замерзания – 60°C , температура начала кипения $150...190^\circ\text{C}$. Основной недостаток керосина как горючего для ЖРД в том, что он не самовоспламеняется в контакте с азотной кислотой и четырехокисью азота. Поэтому в двигателе необходимо иметь отдельное пусковое горючее. Керосин марок Т-1, ТС-1, Т-6, Т-7 широко используется в качестве горючего в воздушно-реактивных двигателях.

Горючее ТГ-02 (тонка) является смесью 50% ксилидина и 50% триэтиламина. Это амины, производные аммиака NH_3 . Характерным свойством горючего ТГ-02 (и всех аминов) является самовоспламенение при контакте с азотной кислотой и четырехокисью азота. Использование самовоспламеняющихся компонентов топлива позволяет упростить конструкцию двигательной установки, повысить надежность ее запуска и работы. Горючее ТГ-02 – легкоподвижная маслянистая жидкость желто-коричневого цвета с характерным острым запахом. Плотность горючего около 840 кг/м^3 , температура замерзания – 88°C , температура начала кипения 87°C . Теплота сгорания примерно такая же, как и у керосина. Попадание в горючее воды ухудшает его воспламенительные свойства.

В отличие от керосина, горючее ТГ-02 является ядовитым веществом, вызывая при контактах с ним постепенное отравление организма как от попадания на кожу, так и от вдыхания паров.

Горючее НДМГ или несимметричный диметилгидразин (*гентил*), является производным аммиака. НДМГ в контакте с азотной кислотой и четырехокисью азота самовоспламеняется и в сравнении с керосином и ТГ-02 дает большую удельную тягу. НДМГ – бесцветная, прозрачная жидкость, хорошо смешивается с водой. Плотность горючего около 780 кг/м^3 ,

температура замерзания – 57°С, температура кипения 63° С. Характерная особенность НДМГ – высокая химическая активность в реакциях с кислородом воздуха, поэтому он очень легко воспламеняется на воздухе, пожароопасен. Вследствие химической активности НДМГ при хранении не должен соприкасаться с воздухом. Лучше всего хранить его под небольшим давлением нейтрального газа, например азота. По отношению к конструкционным материалам коррозионно пассивен.

НДМГ является высокотоксичным веществом, обращение с которым требует крайней осторожности. Он обладает резким специфическим запахом, обнаруживающимся даже при очень малых концентрациях. Опасно как вдыхание паров, так и попадание НДМГ на кожу, хотя раздражения кожи может и не быть. Токсичность НДМГ в два раза превышает токсичность азотной кислоты. Используется обычно в ампулизованных баках.

Горючее пентаборан (B_5H_9) в контакте с азотной кислотой и четырехокисью азота самовоспламеняется и дает большую удельную тягу, чем рассмотренные ранее горючие.

Пентаборан – жидкость, имеющая плотность около 720 кг/м³, температуру замерзания – 47°С, температуру кипения 58°С. Характерной особенностью пентаборана является большая теплота сгорания (примерно на 54% выше, чем у керосина) и высокая скорость горения в камере двигателя. Пентаборан рассматривается и как ценное горючее для воздушно-реактивных двигателей.

Существенными недостатками пентаборана являются очень высокая токсичность и недостаточная термическая стабильность. Пары пентаборана в четыре – пять раз токсичнее паров азотной кислоты. При нагревании пентаборан разлагается, иногда разложение может заканчиваться взрывом. Может использоваться в баках с предварительной заправкой и герметизацией.

Энергетические возможности жидких ракетных топлив, как и твердых, характеризуются прежде всего величиной стандартной удельной тяги руд. ст.. Важной энергетической характеристикой жидкого топлива является также произведение $R_{уд ст.рТ}$ Н·с/м³, чем больше этот параметр, тем меньше при прочих равных условиях могут быть размеры и масса топливных баков.

Жидкие топлива, пригодные для длительного хранения, имеют более высокие удельные тяги в сравнении с твердыми топливами. Наиболее мощным топливом (по величине $R_{уд ст}$) является топливо, состоящее из четырехокси азота и пентаборана. Однако плотность этого топлива существенно меньше, чем у топлива на основе окислителя АК и горючего ТГ-02. За счет более высокой плотности топливо на основе окислителя АК и горючего ТГ-02 обеспечивает наибольшее значение параметра $R_{уд ст.рТ}$. Коэффициент соотношения подачи компонентов для этого топлива $K_{II} = 4,1$, т. е. на каждый килограмм горючего подается около четырех килограммов окислителя. Высокая плотность окислителя на основе азотной кислоты и четырехокси азота является важным фактором увеличения энергетических возможностей топлива при заданном его объеме.

Замена горючего ТГ-02 на керосин не ухудшает энергетических возможностей топлива, но, к сожалению, керосин не самовоспламеняется при контакте с азотной кислотой.

Применение в качестве окислителя жидкого кислорода, когда это, возможно, позволяет заметно увеличить удельную тягу двигателя. В этом окислителе нет балластных элементов, он целиком участвует в реакции горения. Топливо, состоящее из жидкого кислорода и НДМГ, а также топливо на основе жидкого кислорода и жидкого водорода широко используются в двигательных установках ракет – носителей космических аппаратов. Жидкие водород и кислород обеспечивают наиболее высокую удельную тягу среди химических топлив, получивших практическое применение. Это топливо дает самое высокое газообразование, но в то же время имеет самую низкую плотность.

Самым мощным химическим топливом является топливо с жидким водородом и фтором, однако это топливо практического применения пока не получило вследствие целого ряда трудностей, связанных с очень неблагоприятными физико-химическими свойствами фтора.

Контрольные вопросы:

- 1) Дайте определение ракетному топливу и требования, предъявляемые к нему.
- 2) Назовите классификацию ракетных топлив.
- 3) Что относится к параметрам ракетного топлива?
- 4) Что собой представляет твердое ракетное топливо и как оно используется для полета ракеты?
- 5) Что собой представляет жидкое ракетное топливо и как оно используется для полета ракеты?

ГЛАВА 9.

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С РДТТ

9.1. Общие сведения о РДТТ. Форма зарядов твердого топлива

9.1.1. Общие сведения о РДТТ

Схема РДТТ и его основные элементы показаны на рис. 9.1.

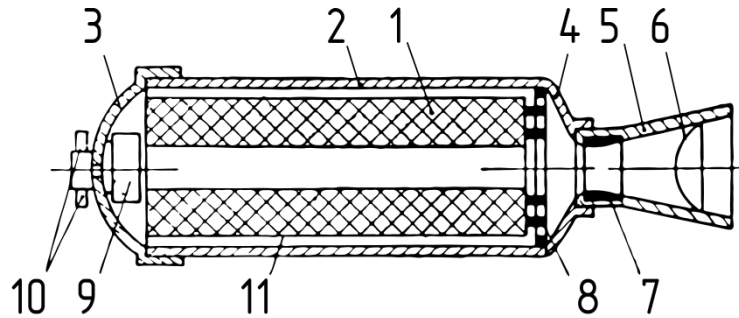


Рис. 9.1

Основными элементами РДТТ являются: заряд твердого топлива 1, корпус двигателя (камеры сгорания) 2, переднее днище 3, заднее днище 4, сопло 5, герметизирующая диафрагма сопла 6, сменный вкладыш сопла 7, диафрагма камеры сгорания 8, воспламенитель из зернистого пороха 9, блок пиропатронов запуска 10, внутреннее теплозащитное покрытие камеры сгорания.

Работа РДТТ начинается с подачи электрического напряжения на мостики накаливания пиропатронов запуска (для запуска достаточно одного пиропатрона, для надежности используются два пиропатрона). При срабатывании пиропатрона поток нагретых газов с горячими твердыми частицами («луч огня») попадает на воспламенитель. Пробивается алюминиевый футляр воспламенителя и поджигается находящийся в нем зернистый (дымный) ружейный порох. Вследствие большой поверхности горения зернистого пороха происходит его быстрое воспламенение и сгорание. Давление и температура пороховых газов в камере сгорания двигателя быстро возрастают. При давлении в несколько десятков атмосфер, созданном в результате горения воспламенителя, происходит воспламенение открытой поверхности F_g заряда твердого топлива. Газообразование и давление в камере сгорания увеличиваются, давлением газа выбивается герметизирующая диафрагма сопла, начинается истечение газа из сопла. Через десятые доли секунды с момента исключения пиропатронов двигатель выходит на установившийся режим работы, при котором приход газов от горячей поверхности заряда твердого топлива равен расходу газа через сопло. При горении заряда диафрагма камеры сгорания исключает осевое смещение заряда и попадание кусков топлива. Характер изменения силы тяги двигателя

по времени зависит от закона изменения площади поверхности горения E_T заряда. У заряда в виде одноканальной шашки, горящей по внутренней и наружной боковой поверхности, площадь F_T не меняется, соответственно не меняется и тяга двигателя. Здесь имеется в виду, что скорость горения твердого топлива, т. е. линейная скорость перемещения поверхности горения внутрь заряда, остается постоянной по длине заряда и по времени работы двигателя.

Для обеспечения такого горения твердого топлива необходимо иметь достаточные проходные сечения для газа внутри и снаружи шашки. Дело в том, что при большой (превышающей некоторое «пороговое» значение) скорости движения газа около горячей поверхности твердого топлива (при малых проходных сечениях для газа) начинает существенно проявляться эффект «раздувания», сопровождающийся местным увеличением скорости горения. Горение с эффектом «раздувания», т. е. зависимостью скорости горения топлива от скорости движения газа к соплу, называют эрозионным горением. Обычно эрозионное горение стремятся исключить правильным выбором проходных сечений для газа, обтекающего наружную и внутреннюю поверхности горящего заряда (прежде всего в начале горения).

РДТТ, используемые на КР, работают до полного выгорания топливного заряда и не регулируются при работе. Используется только предстартовая температурная регулировка сопла.

Температурная регулировка сопла РДТТ обусловлена зависимостью его тяговых параметров от начальной температуры заряда. Чем больше температура заряда, тем быстрее идет горение топлива, тем выше равновесное давление в камере сгорания и сила тяги двигателя. Одновременно в этих условиях уменьшается время работы двигателя. В некоторых случаях отклонение начальной температуры заряда на $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ приводит к изменению тяги (и времени работы) двигателя на 30%.

Разброс давления в камере сгорания вызывает необходимость усиления, а, следовательно, и утяжеления конструкции двигателя. Разброс тяги и времени работы двигателя ведет в ряде случаев к недопустимому разбросу летных характеристик ракет. Указанные обстоятельства и приводят к необходимости

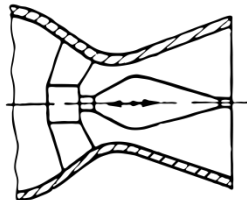


Рис. 9.2

предстартовой температурной регулировки критического сечения сопла РДТТ. Температурная регулировка критического сечения сопла РДТТ выполняется применением комплекта сменных вкладышей разного диаметра или подвижным центральным телом («грушей») внутри сопла. Схема регулировки критического сечения сопла осевым смещением центрального тела показана на рис. 9.2. Осевое смещение центрального тела вдоль резьбового стержня

устанавливается по специальному графику (таблице) в зависимости от начальной температуры заряда.

«Настройкой» критического сечения сопла в зависимости от начальной температуры заряда нельзя обеспечить расчетные значения одновременно по давлению в камере сгорания, тяге и времени работы двигателя. Единственным возможным способом температурной «настройки» РДТТ, при котором одновременно обеспечивается постоянство давления, тяги и времени работы, является предстартовое термостатирование ракеты. В термостатированных РДТТ (ракета в контейнере с микроклиматом) элементы предстартовой температурной регулировки критического сечения сопла могут отсутствовать, однако в конструкции сопла могут быть сменные вкладыши для согласования критического сечения сопла с параметрами партии топлива.

Достоинства РДТТ:

1. Простота конструкции и эксплуатации, обусловленные принципом его устройства и работы.

2. Высокая боеготовность, надежность и безотказность действия двигателя.

3. Возможность создания большой тяги в короткий промежуток времени при небольших размерах двигателя. РДТТ незаменимы как стартовые двигатели ракет, их размеры и масса зависят в основном от требуемого импульса, а не от силы тяги.

Недостатки РДТТ:

1. Невысокие энергетические характеристики твердых топлив и низкая экономичность двигателя. Удельная тяга РДТТ ниже, чем у других типов реактивных двигателей.

2. Взрывоопасность двигателя. Горение зарядов с трещинами и в закрытых объемах может принимать взрывной характер. Твердые топлива являются взрывчатыми веществами, весьма чувствительными к удару.

3. Зависимость тяги и времени работы двигателя от начальной температуры заряда, вызывающая необходимость термостатирования двигателя или температурной регулировки сопла.

4. Сложность регулирования тяги и выключения двигателя.

Несмотря на отмеченные недостатки, РДТТ нашли широкое применение в ракетной технике. На КР РДТТ используются в качестве стартовых, маршевых и двухрежимных (стартово-маршевых) двигателей.

9.1.2. Форма зарядов твердого топлива

Тяговые возможности РДТТ зависят от формы заряда твердого топлива. Используемые формы зарядов многообразны.

Классификация зарядов может производиться по следующим признакам:

1. По используемой поверхности горения различают: заряды с торцевым горением, заряды с боковым горением и заряды с боковым и торцевым горением.

2. По мерам ограничения поверхности горения могут быть: бронированные заряды, часть поверхности которых покрыта негорящим составом, и небронированные заряды, горящие по всей поверхности.

3. По характеру изменения поверхности горения во времени различают: заряды с прогрессивным горением, увеличивающие поверхность горения, заряды с дегрессивным горением, уменьшающие поверхность горения, и заряды с постоянной поверхностью горения.

4. По количеству топливных шашек различают: одношашечные заряды и многошашечные заряды.

5. По способу размещения в камере сгорания могут быть заряды, свободно вложенные в камеру сгорания, и заряды, скрепленные внешней поверхностью с корпусом камеры сгорания.

Параметры заряда, характеризующие его основные свойства, следующие (рис.9.3):

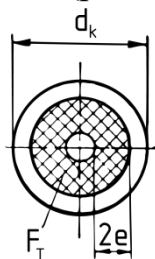


Рис 9.3

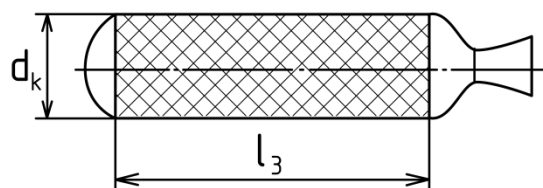


Рис. 9.4

z – число шашек;

F_T – площадь горящей поверхности;

$\varepsilon = \frac{F_T}{F_K}$ – относительная плотность заряжения;

$\bar{e} = \frac{e}{d_k}$ – относительная толщина сгорающего свода.

Здесь F_T – площадь торца заряда;

$F_K = \frac{\pi d_k^2}{4}$ – площадь поперечного сечения камеры сгорания;

$e = u \cdot t_{PD}$ – толщина сгорающего свода заряда;

d_k – внутренний диаметр камеры сгорания.

Указанные параметры заряда существенно влияют на тяговые, массовые и геометрические характеристики РДТТ. Рассмотрим характерные особенности зарядов двигателей КР.

Заряды маршевых двигателей КР должны создавать относительно небольшую и примерно постоянную тягу в течение достаточно большого времени работы (нескольких минут). Этим требованиям хорошо отвечают заряды с торцевым («сигаретным») горением с одного торца (рис 9.4).

Заряд не имеет поверхности горения, омываемой продуктами сгорания, что способствует стабилизации продуктов сгорания и обеспечивается высокая

плотность заряжения камеры сгорания. Существенным недостатком заряда с торцевым горением является то обстоятельство, что при выгорании заряда открывается доступ горючим продуктам сгорания топлива к стенкам камеры. К концу работы двигателя почти вся внутренняя поверхность камеры омывается горячими газами. Наиболее сильно нагреваются участки камеры, расположенные у входной части сопла. У заряда с одноторцевым горением при выгорании перемещается ЦМ. Перемещение ЦМ топлива может вызывать большое изменение центровки ракеты. Последний недостаток менее выражен в РДТТ с удлинительной газовой трубой (рис. 9.5).



Рис. 9.5

В этом случае топливный заряд размещается в районе ЦМ ракеты, сопло выносится в хвостовую часть ракеты, газоводная труба снабжается хорошей теплоизоляцией. Возможным способом уменьшения смещения центра массы ракеты при выгорании топлива является применение заряда с двухторцевым горением полузарядов равной длины (рис. 9.6).

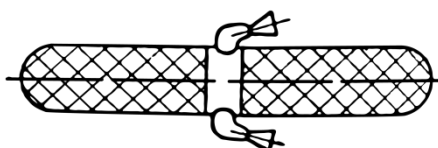


Рис. 9.6

Если у заряда с двухторцевым горением длина полузарядов неодинаковая, то двигатель будет иметь два режима тяги. Такой двигатель может использоваться для ускоренного разгона ракеты после старта (горят два торца заряда) и маршевого полета (горит один торец заряда).

Заряды стартовых двигателей КР должны создавать большую и примерно постоянную силу тяги в течение нескольких секунд полета. Этим требованиям хорошо отвечают многоторцевые заряды из одноканальных цилиндрических шашек, горящих по боковой поверхности (рис. 9.7).

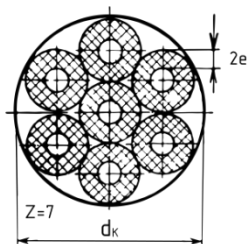


Рис. 9.7

Обычно заряды свободно вложены в камеру сгорания, торцы шашек могут быть бронированными или без бронировки. В первом случае при работе двигателя $F_T = \text{const}$, во втором случае поверхность горения несколько уменьшается за счет уменьшения площади торцов шашки при горении.

При заданных размерах камеры сгорания с ростом количества шашек увеличивается поверхность горения, а также и тяга двигателя, но одновременно уменьшается толщина сгорающего свода шашки e , а значит и время работы двигателя. Чаще всего используются заряды с числом шашек $z = 1, 7, 13, 19$. В зависимости от количества шашек в заряде меняется соотношение длины и диаметра двигателя, т. е. его удлинение. Чем больше число шашек в заряде, тем меньше при прочих равных условиях удлинение двигателя.

Стартовые двигатели малого удлинения ($z = 13, 19$) используются при размещении соосно с корпусом ракеты («тандемная» схема). Стартовые двигатели большого удлинения ($z = 1$) удобны при боковом размещении на корпусе ракеты («пакетная» схема). Стартовые двигатели среднего удлинения ($z = 7$) хорошо komponуются в хвостовой части под корпусом ракеты.

Вследствие малого времени горения зарядов СД стенки камеры сгорания не нуждаются в теплозащитном покрытии. При работе СД элементы его конструкции нагреваются за счет аккумуляции тепла (теплоотвод в окружающую среду мал). Однако за время работы конструкция не успевает прогреться до температур, при которых заметно ухудшаются ее механические характеристики.

Контрольные вопросы:

- 1) Назовите устройство ракетного двигателя твердого топлива.
- 2) Какой принцип работы ракетного двигателя твердого топлива?
- 3) Назовите достоинства и недостатки ракетного двигателя твердого топлива.
- 4) Какие формы зарядов твердого топлива используют в ракетном двигателе твердого топлива?

ГЛАВА 10. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С ЖРД

10.1. Общие сведения о ЖРД. Камера ЖРД

10.1.1. Общие сведения о ЖРД

В современных двигательных установках ракет с ЖРД используются, как правило, двухкомпонентные топлива раздельной подачи, состоящие из жидкого горючего и жидкого окислителя, пригодных для длительного хранения. Компоненты топлива заправляются в топливные баки, откуда при работе специальной системой подачи подаются в камеру ЖРД, где происходит их сжигание, и образующиеся газообразные продукты сгорания истекают из реактивного сопла, создавая силу тяги.

К достоинствам ЖРД относятся:

1. Более высокая удельная тяга двухкомпонентных жидких топлив раздельной подачи.
2. Возможность регулирования и стабилизации режима работы, простота выключения и обеспечения (при необходимости) многократных пусков.
3. Меньшая относительная масса конструкции маршевых двигательных установок, обусловленная прежде всего тем, что на высокое давление рассчитывается только малая по размерам камера двигателя, снабженная к тому же легкой и эффективной системой жидкостного охлаждения компонентом топлива.

4. Меньшая взрывоопасность.

Недостатками ЖРД являются:

1. Сложность конструкции.
2. Высокая пожароопасность и токсичность компонентов топлива.
3. Сложность эксплуатации ракет, связанная с проверкой двигательной установки и заправкой ее компонентами топлива.
4. Высокая опасность, прежде всего в корабельных условиях, повреждений корпуса ракеты, вызывающих течь или парение компонентов топлива.

Поиски решений, объединяющих в себе основные преимущества ЖРД с достоинствами РДТТ, привели к разработке ЖРД с предварительной заправкой и герметизацией топливных баков. Заправленная двигательная установка представляет собой как бы ампулу с топливом, вследствие чего такие двигательные установки с ЖРД называют ампульными.

В двигательной установке с ЖРД можно выделить три основных элемента: камеру ЖРД, топливные баки, систему подачи топлива.

В камере ЖРД обеспечивается:

- распыл, смешение и сжигание компонентов топлива;
- расширение и разгон продуктов сгорания, в результате чего создается сила тяги.

Камера современного ЖРД представляет собой единую тонкостенную паяносварную конструкцию, в которой выделяются (рис. 10.1): смесительная головка камеры с форсунками окислителя и горючего 1, камера сгорания 2, сопло 3, тракт охлаждения 4.

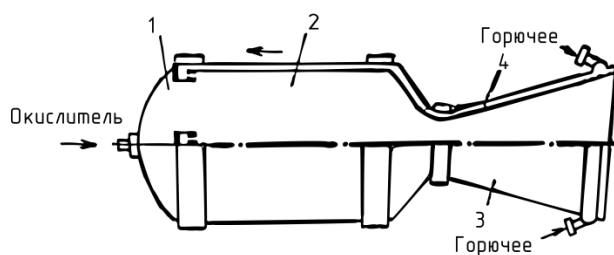


Рис. 10.1

Смесительная головка камеры обеспечивает подачу компонентов топлива в камеру сгорания, их распыл и смешение (рис.10.2). Головка камеры имеет две полости: окислителя и горючего. В одну полость компонент поступает прямо из входного патрубка, а в другую – через рубашку охлаждения. Из полостей окислителя и горючего компоненты через форсунки подаются в камеру сгорания. Форсунки размещаются на минимально допустимом расстоянии друг от друга для того, чтобы обеспечить возможно большую пропускную способность головки. Пропускная способность головки, качество распыла и смешения компонентов зависят от типа форсунок. Используются форсунки струйные и центробежные.

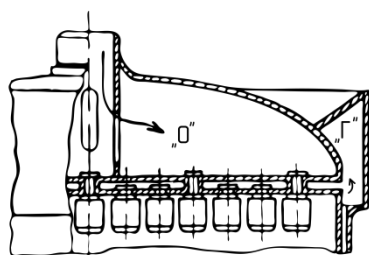


Рис. 10.2

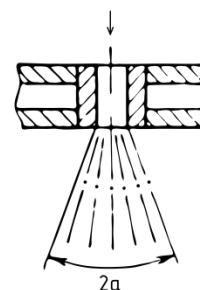


Рис.10.3

Струйные форсунки (рис. 10.3) представляют собою сверления в головке двигателя малого диаметра (0,8. 2,5 мм). Такие форсунки просты по устройству, занимают мало места на поверхности головки, обеспечивают большую пропускную способность головки. Недостатком струйных форсунок является относительно большая дальнобойность и малый угол распыливания $2\alpha = 10...20^\circ$.

Центробежными форсунками называются форсунки, в которых искусственно создается закрутка подаваемой струи жидкости. Различают форсунки с завихрителем (или шнековые) и форсунки тангенциальные. В центробежной форсунке с завихрителем (рис.10.4) закрутка жидкости создается специальным завихрителем (шнеком), который имеет винтовую нарезку по наружной поверхности.

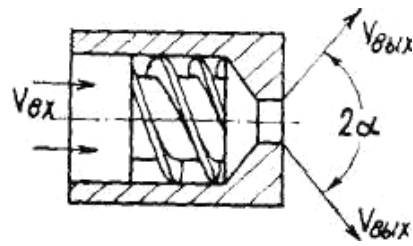


Рис. 10.4

В центробежной тангенциальной форсунке (рис.10.5) жидкость входит в полость форсунки (вихревую камеру) через одно или несколько входных отверстий, оси которых перпендикулярны оси форсунки, но не пересекаются с ней.

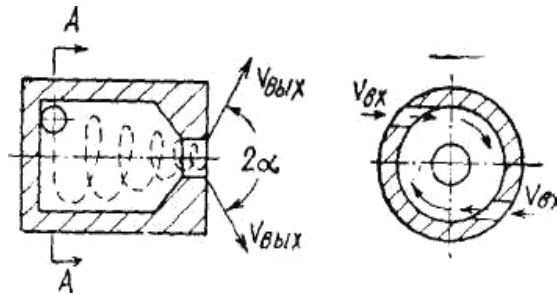


Рис. 10.5

В центробежных форсунках топливо получает закрутку относительно продольной оси сопла форсунки. Поэтому после выхода жидкости из сопла форсунки под действием центробежных сил образуется тонкая конусообразная пелена жидкости.

Центробежные форсунки имеют сравнительно короткий и широкий конус распыла (угол распыливания $2\alpha = 60^\circ \dots 120^\circ$). Все это позволяет сократить протяженность зон распыливания при смешивании компонентов топлива в камере сгорания. Основной недостаток центробежных форсунок - конструктивная сложность и меньшая пропускная способность по сравнению со струйными форсунками. Наряду с рассмотренными однокомпонентными форсунками используются двухкомпонентные центробежные форсунки. Для самовоспламеняющихся компонентов применяют двухкомпонентные форсунки с внешним смешением (рис.10.6).

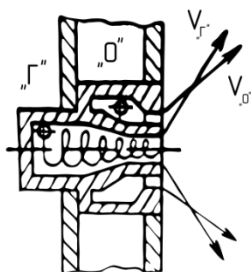


Рис. 10.6

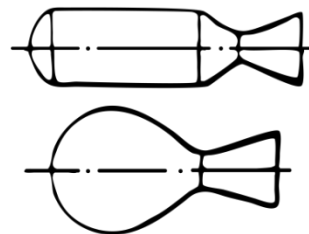


Рис. 10.7

Такая форсунка по существу является блоком двух однокомпонентных форсунок, обеспечивающим перемешивание компонентов в заданном соотношении непосредственно у головки двигателя. Пропускная способность таких форсунок выше, а размеры камеры сгорания меньше, чем в случае применения однокомпонентных форсунок. Однако сложность конструкции и

теплонапряженность головки двигателя увеличиваются. Для обеспечения необходимой тонкости распыла компонентов топлива перепад давления на форсунках должен быть $(8...15) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$.

Камера сгорания обеспечивает протекание процессов смесеобразования и горения компонентов топлива. Наиболее распространены цилиндрические камеры сгорания (рис. 10.7). Их преимущество - простота изготовления. Простая форма облегчает применение двустенных легких конструкций, обеспечивающих условия охлаждения камеры сгорания. Недостаток цилиндрических камер сгорания по сравнению с шарообразными (или грушевидными) - большая поверхность охлаждения.

Условно в камере сгорания двигателя можно выделить три зоны: распыления, испарения и горения компонентов топлива. Для качественного протекания этих процессов необходимо достаточное время пребывания топлива в камере сгорания или достаточный объем камеры сгорания. Обычно требуемый объем камеры сгорания определяется по условному времени τ пребывания топлива и продукта сгорания в камере.

$$\tau = \frac{V_K}{V_{ГС}} \quad (10.1)$$

Здесь V_K - объем камеры сгорания;

$V_{ГС}$ - секундный объем продуктов сгорания.

$\tau = 0,002 \dots 0,005 \text{ с}$.

Поскольку

$$V_{ГС} = \frac{m_T}{\rho_0}, \quad (10.2)$$

где ρ_0 - плотность газа в камере сгорания, равная

$$\rho_0 = \frac{p_0}{RT_0}. \quad (10.3)$$

С учетом формул (10.1), (10.2), (10.3) получаем

$$V_K = \tau m_T \frac{RT_0}{p_0}. \quad (10.4)$$

Здесь m_T - секундный расход топлива;

p_0, T_0, R - параметры газа в камере сгорания.

Для заданного вида топлива (известны T_0, R) требуемый объем камеры сгорания определяется секундным расходом компонентов m_T и давлением в камере сгорания p_0 . Важным геометрическим параметром камеры сгорания является площадь ее поперечного сечения F_C , точнее, отношение этой площади к площади критического сечения сопла $F_{КР}$. От величины отношения $F_C / F_{КР}$ зависит скорость потока газа в камере сгорания, потери давления и удельной тяги двигателя. Обычно у двигателей $F_C / F_{КР} = 3...5$. Меньшие значения этого параметра ведут к снижению удельной тяги, большие - к утяжелению камеры двигателя. Поскольку поперечные размеры головки и камеры сгорания одинаковые, площадь поперечного сечения камеры сгорания может лимитироваться пропускной способностью головки.

У современных ЖРД параметры газа в камере сгорания могут достигать значений $p_0 = (160...200) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$, $T_0 = 3500... 4000 \text{ К}$.

Сопло обеспечивает расширение (истечение) продуктов сгорания топлива и создание силы тяги. У ЖРД всегда степень расширения газа в сопле превышает критическое значение. Поэтому сопла ЖРД, сверхзвуковые. Используются конические и профилированные сопла (рис. 10.8)

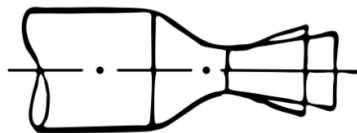


Рис. 10.8

Конические сопла имеют сверхзвуковую часть в виде конуса, с прямой образующей. Они наиболее просты в изготовлении.

Профилированные сопла имеют образующую сверхзвуковой части, выполненную по кривой, совпадающей с линией тока газа. Профилирование контура сопла позволяет выполнить его более коротким (при том же геометрическом расширении) и легким при одновременном уменьшении потерь, вызванных радиальным растеканием газа на выходе из сопла и трением о стенки сопла.

Конструктивно сопло выполняется в едином неразъемном блоке с камерой сгорания.

Тракт охлаждения обеспечивает наружное охлаждение стенки камеры сгорания и сопла одним из компонентов топлива. Для этого впаивают гофр, который образует каналы для прохода охлаждающего компонента и повышает возможности двустенной конструкции воспринимать действие сил давления газа в камере сгорания и избыточного давления охлаждающего компонента (рис.10.9).

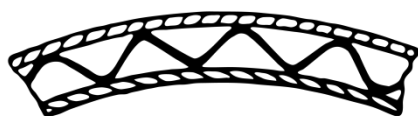


Рис. 10.9

Припой предварительно наносится на гофр, внутреннюю поверхность стенки тракта охлаждения и наружную поверхность стенки камеры сгорания. Собранный конструкцией нагревается в печи и охлаждается. Впаянный гофр образует каналы для прохода охлаждающего компонента и повышает возможности двустенной конструкции воспринимать действие сил давления газа в камере сгорания и избыточного давления охлаждающего компонента.

Нагрев компонента в тракте охлаждения происходит в среднем на 100... 110°C. Тепло, воспринятое компонентом, возвращается в камеру сгорания. Однако величина отводимого теплопотока при наружном охлаждении ограничена свойствами компонентов топлива и величиной поверхности камеры двигателя. Обеспечить надежную работу стенки камеры сгорания и

сопла только наружным охлаждением не всегда удастся. Для исключения прогара стенки камеры сгорания и сопла, кроме наружного охлаждения используется также внутреннее охлаждение.

Внутреннее охлаждение осуществляется подачей на внутреннюю стенку камеры сгорания одного из компонентов (обычно горючего) для создания жидкой и парообразной пленки между горячими газами и внутренней стенкой камеры. Этот защитный слой может создаваться за счет:

— установки в головке камеры дополнительных форсунок горючего около внутренней стенки;

— дополнительного впрыска компонента из тракта охлаждения через отверстия в стенке камеры сгорания, расположенные на некотором расстоянии от головки.

Устройство промежуточных поясов внутреннего охлаждения позволяет поддерживать защитный пристеночный парообразный слой по всей длине камеры сгорания и в сопле. Внутреннее охлаждение, в отличие от наружного регенеративного охлаждения, сопряжено с потерями энергии, поскольку часть топлива не полностью участвует в процессе горения. Поэтому внутреннее охлаждение применяется только при необходимости как подсобное к наружному.

10.2. Топливные баки. Системы подачи топлива

Топливные баки служат для заправки компонентов топлива, хранения и бесперебойной подачи их в камеру ЖРД при работе. Топливные баки могут быть несущие (часть конструкции корпуса ракеты) и ненесущие («вложенные» внутрь корпуса).

При работе ЖРД в воздушных (газовых) подушках топливных баков создается избыточное давление $p_{над}$, называемое давлением наддува. Наддув баков обеспечивает работу системы подачи топлива.

Обеспечение бесперебойной подачи компонентов в двигатель в условиях полета ракеты – довольно сложная задача.

Система подачи топлива обеспечивает:

- подачу компонентов топлива из баков в камеру двигателя;
- запуск и выключение двигателя;
- стабилизацию режима работы двигателя.

В двигательных установках ракет находят применение вытеснительная и насосная системы подачи топлива. Тип системы подачи существенно влияет на тяговые, массовые и эксплуатационные характеристики двигательной установки.

Вытеснительная система подачи используется в ДУ с небольшими запасами топлива. В этом случае компоненты вытесняются из баков в камеру двигателя сжатым газом.

По типу источника сжатого газа различают вытеснительные системы, имеющие воздушный аккумулятор давления (ВАД), твердотопливный газогенератор (ТГГ), жидкостный газогенератор (ЖГГ). Простой по

устройству и надежной в действии является вытеснительная система, имеющая ВАД или газобаллонная (рис.10.10).

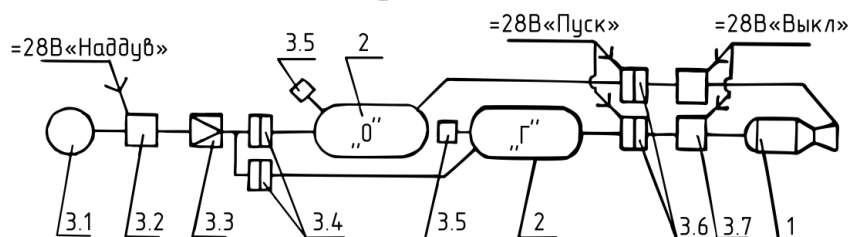


Рис. 10.10

Основные элементы: камера ЖРД 1, топливные баки 2, система подачи 3, включающая ВАД 3.1, пусковой клапан 3.2, воздушный редуктор давления 3.3, разделительные мембраны свободного прорыва 3.4, сигнализаторы давления наддува 3.5, пусковые клапаны (мембраны принудительного прорыва) 3.6, отсечные клапаны (при необходимости) 3.7.

Наддув баков начинается по команде на запуск ДУ подачей электрического напряжения на пусковой клапан (электромагнитный или пиротехнический). При этом воздух из ВАД с начальным давлением $(250...350) \cdot 10^5 \text{Н/м}^2$ подается на редуктор давления. Редуктор давления снижает давление до величины $p_{\text{НАД}} = (20 \dots 40) \cdot 10^5 \text{Н/м}^2$ и поддерживает его постоянным при работе. Давлением воздуха прорываются разделительные мембраны свободного прорыва, происходит наддув воздушных подушек топливных баков. Время, затрачиваемое на наддув баков до требуемого давления, зависит от объема баков и может составлять несколько секунд.

Запуск камеры осуществляется после того, как выполнен наддув баков (замкнулись электрические контакты сигнализаторов давления наддува либо истекло заданное время с момента начала наддува). Для запуска камеры подается электрическое напряжение на пусковые клапаны (пиропатроны мембран принудительного прорыва), пусковые клапаны открываются, компоненты топлива поступают в камеру двигателя, распыляются, смешиваются и самовоспламеняются. Двигатель за доли секунды выходит на режим полной тяги.

При работе ДУ давление в воздушном аккумуляторе снижается, а давление наддува баков, давление в камере сгорания и тяга двигателя остаются примерно постоянными.

При выключении ДУ подается электрическое напряжение на отсечные клапаны, перекрывающие подачу компонентов в камеру двигателя. Если отсечных клапанов нет, то двигатель работает до израсходования одного из компонентов. После прекращения горения топлива давление в камере сгорания падает, происходит "продувка" двигателя воздухом системы наддува баков.

Из всех элементов вытеснительной газобаллонной системы наибольшие размеры имеет ВАД.

Достоинства вытеснительной системы:

1. Простота устройства и надежность действия.

2. Возможность простого осуществления многократных пусков и выключений двигателя.

Недостатки вытеснительной системы:

1. Большая относительная масса топливных баков, работающих с большим давлением наддува (баки высокого давления).

2. Большая относительная масса средств подачи, увеличивающаяся с ростом давления в камере сгорания и запаса топлива.

Заметное улучшение массовых характеристик вытеснительной системы подачи, за счет снижения массы средств подачи, достигается при использовании для наддува топливных баков горячих газов. Горячие газы могут быть получены сжиганием заряда твердого топлива (ТГГ) или сжиганием двухкомпонентного жидкого топлива (ЖГГ). Использование горячего газа вместо холодного сжатого воздуха выгодно по двум главным причинам:

- уменьшается требуемая масса газа, необходимая для наддува баков;
- уменьшаются объемы ТГГ и ЖГГ.

Вытеснительные системы подачи используются на ракетах с небольшой дальностью полета.

В **насосных системах подачи** компоненты топлива подаются в камеру двигателя с помощью центробежных насосов, которые вращаются одноступенчатой газовой турбиной. Давление наддува баков в этом случае небольшое и составляет $p_{НАД} = (3 \dots 5) \cdot 10^5 \text{Н/м}^2$. Блок из двух центробежных насосов и газовой турбины, объединенных на одном валу, называют турбо-насосным агрегатом (ТНА). Две схемы компоновки ТНА показаны на рис.10.11.



Рис. 10.11

Жидкостный газогенератор ТНА по существу представляет собой малоразмерную камеру ЖРД, газовая струя которой направляется на лопатки активной газовой турбины. Особенность рабочего процесса газогенератора состоит в том, что допустимая температура газа для лопаток турбины обычно не превышает 1100... 1200К. Такую низкую температуру можно получить лишь при значительном избытке одного из компонентов топлива. Для того чтобы иметь не агрессивную (восстановительную) среду, на лопатках турбины создается обычно избыток горючего.

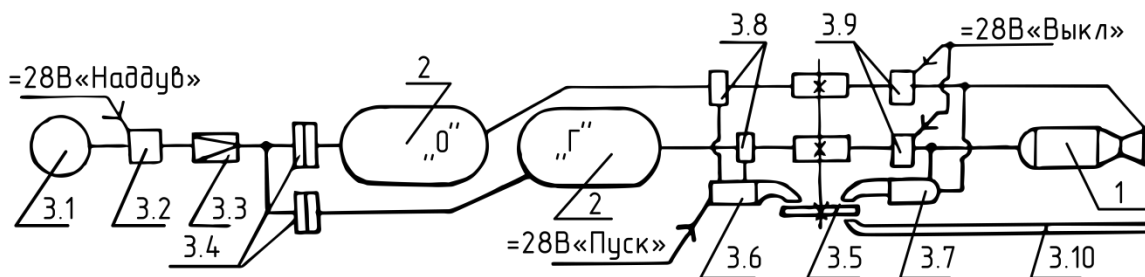


Рис. 10.12

На рис. 10.12 показана схема двигательной установки с насосной системой подачи, основными элементами которой являются камера ЖРД 1, топливные баки 2, насосная система подачи: 3, включающая ВАД 3.1, пусковой клапан 3.2, воздушный редуктор давления 3.3, разделительные мембраны принудительного прорыва 3.4, ТНА 3.5, пороховой стартер 3.6, жидкостный газогенератор 3.7, кружковые клапаны 3.8, отсечные клапаны 3.9, выхлопную трубу ТНА 3.10.

Запуск двигательной установки можно разделить на два этапа: наддув баков и запуск ТНА и камеры ЖРД.

Наддув баков начинается с момента подачи электрического напряжения на пусковой клапан и происходит так же, как и в случае вытеснительной системы подачи, только давление наддува составляет $(3...5) \cdot 10^5$ Н/м² и мембраны 3.4 прорываются принудительно.

Запуск ТНА и камеры ЖРД осуществляется после наддува баков подачей электрического напряжения на пиропатроны порохового стартера ТНА. При срабатывании пиропатронов поджигается воспламенитель из зернистого пороха и заряд твердого топлива. Газы от горящего заряда твердого топлива под давлением поступают к пусковым клапанам на магистралях окислителя и горючего, открывая их, компоненты топлива заливают центробежные насосы.

Одновременно газы от горящего заряда твердого топлива истекают через сопло стартера на лопатки газовой турбины ТНА. Турбина раскручивает насосы, компоненты топлива под давлением поступают в жидкостной газогенератор ТНА и в основную камеру ЖРД, где происходит их самовоспламенение и горение. К моменту выгорания шашки стартера жидкостный газогенератор ТНА и камера ЖРД выходят на рабочий режим.

При выключении ДУ подается электрическое напряжение на отсечные клапаны, перекрывающие подачу компонентов в камеру двигателя и жидкостный газогенератор. ДУ прекращает работу, в топливных баках остается давление наддува, если отсечных клапанов нет, то ДУ прекращает работу при израсходовании одного из компонентов. Воздух из системы наддува стравливается в атмосферу.

Достоинство насосной системы подачи:

1. Малая относительная масса топливных баков и средств подачи топлива.

Недостатки:

1. Большая сложность и меньшая пригодность для двигательных установок многократного включения.

Насосная система подачи нашла самое широкое распространение в двигательных установках ракет, имеющих большие запасы топлива.

В системе стабилизации режима работы ДУ с насосной подачей топлива решаются обычно три основные задачи:

- стабилизация давления в камере сгорания ЖИД;
- стабилизация коэффициента соотношения подачи компонентов топлива в камеру ЖРД;
- стабилизация коэффициента соотношения подачи компонентов топлива в газогенератор ТНА.

Контрольные вопросы:

- 1) Назовите устройство жидкостного ракетного двигателя.
- 2) Какой принцип работы жидкостного ракетного двигателя?
- 3) Назовите достоинства и недостатки жидкостного ракетного двигателя.
- 4) Какие системы подачи топлива используются в жидкостном ракетном двигателе и что они обеспечивают?

ГЛАВА 11.

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С ТРД

11.1. Общие сведения

Двигательные установки с ТРД широко используются на современных околозвуковых и сверхзвуковых крылатых летательных аппаратах самого различного назначения. В отличие от автономных ракетных двигателей, в рабочем процессе ТРД в качестве отбрасываемого рабочего тела и источника кислорода для окисления горючего - керосина используется атмосферный воздух. В результате этого экономичность полета крылатых ЛА в плотных слоях атмосферы резко возрастает, соответственно улучшаются их летные, массовые и геометрические характеристики. Преимущества ТРД перед автономными ракетными двигателями особенно возрастают при увеличении дальности, скорости и снижении высоты полета крылатых ЛА. Для сверхзвуковых низколетящих ЛА с большой дальностью полета ТРД практически незаменимы.

Двигательные установки с ТРД хорошо отработаны в авиации, имеют высокую надежность действия, накоплен большой опыт их применения. Использование ТРД на КР, в частности, на ракетах «Гарпун», «Томагавк», доказывает, что ТРД может разрабатываться и в варианте одноразового запуска. Ракеты могут использоваться с разных носителей: самолетов, надводных кораблей и подводных лодок в подводном положении.

Состав элементов ДУ с ТРД включает: входное устройство, собственно турбореактивный двигатель, топливную систему ракеты. Во входном устройстве и двигателе происходит сжатие воздушной струи, нагрев ее за счет сжигания горючего и разгон в реактивном сопле с целью создания силы тяги. Топливная система ракеты обеспечивает хранение и подачу горючего к двигателю. Основным и наиболее сложным элементом ДУ по конструкции и принципу действия является турбореактивный двигатель. У сверхзвуковых ДУ достаточно сложным по принципу действия является и сверхзвуковое входное устройство. Конструктивно входное устройство выполняется обычно как часть планера ракеты, но в рабочем процессе оно неразрывно взаимосвязано с двигателем.

Схема ТРД со сверхзвуковым входным устройством 1 показана на рис. 11.1. Основными элементами ТРД являются: компрессор 2, камера сгорания 3, газовая турбина 4, сопло 5, агрегаты систем, обеспечивающих работу двигателя. Внутренний канал входного устройства и кольцевой канал внутри двигателя, где протекают все газодинамические процессы, называют газоздушным трактом двигателя. На рис. 11.1 выделены характерные сечения в газоздушном тракте двигателя. Обозначены сечения: H — в невозмущенном потоке, H' — на входе во входное устройство, B — на входе в компрессор, K — на выходе компрессора, G — на выходе камеры сгорания и

входе в турбину, T — на выходе газовой турбины и входе в сопло, K_p - в критическом сечении сопла, C — в выходном сечении сопла.

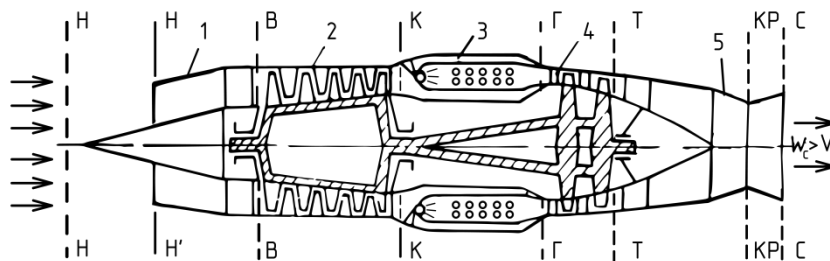


Рис. 11.1.

Параметры воздуха (газа) в характерных сечениях будем снабжать индексами этих сечений, параметры *заторможенного* воздуха (газа) будем отличать звездочкой. Например, T_T^* , P_T^* — температура и давление заторможенного газа на входе в турбину, $T_B^* = T_H^*$, P_B^* — температура и давление заторможенного воздуха на входе в компрессор и т. п.

Принцип действия ТРД выглядит следующим образом. В полете воздушная струя попадает во входное устройство и там затормаживается, давление воздуха возрастает. Дальнейшее сжатие воздуха происходит в компрессоре, который приводится в действие газовой турбиной. Сжатый воздух из компрессора поступает в камеру сгорания, и там происходит сжигание горючего (топлива). Горячий и сжатый газ проходит через газовую турбину, отдает там часть своей энергии и тем самым поддерживает заданную частоту вращения роторов турбины и компрессора. За турбиной газ имеет еще высокое давление P_T^* , температуру T_T^* и может разогнаться в сопле. Иначе, говоря, турбокомпрессор с камерой сгорания является своеобразным газогенератором, обеспечивающим работу сопла. Создание силы тяги за счет расширения газа в сопле происходит по тем же законам, что и у ЖРД и РДТТ.

Тяговые и массовые параметры современных ТРД в стендовых условиях ($M = 0$, $H = 0$) составляют: тяга $(0,1 \dots 15) \cdot 10^4$ Н, удельная тяга по топливу $\rho_{уд} = 25000 \dots 45000$ Н·с/кг топл. удельная масса двигателя $\gamma_{трд} = 0,015 \dots 0,025$ кг/Н.

С ростом скорости полета на заданной высоте удельная тяга несколько снижается, снижается и удельная масса двигателя, поскольку увеличивается сила тяги.

Достоинствами ТРД являются:

1. Высокая экономичность;
2. Взрывобезопасность;
3. Нетоксичность и невысокая пожароопасность топлива.
4. Возможность проверки с горячим запуском перед стартом.

Недостатками ТРД являются:

1. Большая сложность конструкции и стоимость.
2. Относительно большая удельная масса двигателя (прежде всего на большой высоте).

3. Ограниченные возможности работы по высоте и скорости полета ($H < 25 \dots 30$ км, $M < 3,5 \dots 4$).

4. Относительно большое время запуска.

11.2. Устройство и принцип действия основных элементов ТРД

Входное устройство обеспечивает подвод воздуха к компрессору и предварительное сжатие воздуха в полете за счет торможения воздушного потока (если скорость полета превышает скорость воздуха на входе в компрессор, т. е. больше $180 \dots 240$ м/с). Составными частями входного устройства являются воздухозаборник или входной диффузор, и расположенный за ним канал подвода воздуха к двигателю. Воздухозаборники подразделяются: по месту расположения — на лобовые и боковые, по форме поперечного сечения — на осесимметричные, полукруглые и плоские, по скорости потока — на дозвуковые и сверхзвуковые по наличию средств регулирования — на нерегулируемые и регулируемые.

Компрессор обеспечивает сжатие воздуха и подачу его в камеру сгорания. Эффективность работы компрессора определяется степенью повышения давления воздуха $\pi_k^* = p_k^*/p_v^*$; коэффициентом полезного действия η_k^* и производительностью, т. е. секундным расходом воздуха, отнесенным к единице площади поперечного сечения проточной части. В ТРД находят применение центробежные одноступенчатые компрессоры и многоступенчатые осевые компрессоры. Одноступенчатый центробежный компрессор наиболее прост по устройству и надежен в работе. Однако он имеет большие поперечные параметры и небольшую степень повышения давления $\pi_k^* = 3,0 \dots 4,5$, поскольку используется одна ступень сжатия.

У современных ТРД чаще всего используются многоступенчатые осевые компрессоры, к достоинствам которых относятся: - возможность получения высоких степеней повышения давления (π_k^* до $10 \dots 15$);

- высокий коэффициент полезного действия ($\eta_k^* = 0,80 \dots 0,85$);
- высокая производительность при небольшом диаметре. Главными недостатками осевых компрессоров являются:
 - малая степень повышения давления в одной ступени ($\pi_k^* = 1,2 \dots 1,4$), вызывающая необходимость увеличения числа ступеней;
 - узкий диапазон устойчивой работы многоступенчатого компрессора и связанная с этим необходимость применения устройств для его регулирования.

Камера сгорания служит для образования топливовоздушной смеси и сжигания ее, а также для подвода горячего газа к турбине. В современных ТРД широкое распространение получили так называемые кольцевые камеры сгорания.

Газовая турбина служит для вращения компрессора. В ТРД нашли применение осевые одноступенчатые (иногда двухступенчатые) газовые турбины. Своим большим развитием ТРД и все газотурбинные двигатели

обязаны особенностям газовой турбины и прежде всего большой ее мощности при малых размерах.

Эффективность действия газовой турбины и тяговые возможности ТРД увеличиваются при повышении температуры газа перед турбиной.

Сопло служит для расширения газа, вытекающего из турбины, и создания силы тяги. Такая возможность появляется потому, что благодаря подводу тепла к сжатому воздуху работа расширения газа в двигателе значительно превышает работу, потребную на сжатие воздуха компрессоре.

Обычно у ТРД располагаемая степень расширения газа в сопле превышает критическое значение, но она существенно меньше, чем у РДТТ и ЖРД. При работе ТРД на максимальном режиме и полете с дозвуковыми и небольшими сверхзвуковыми скоростями располагаемая (при $p_c - p_n$) степень расширения газа в сопле составляет $\pi_c = p_T^*/p_n = 2...3$. Поэтому для дозвуковых и околозвуковых ТРД используются дозвуковые (сужающиеся) сопла. Число M на выходе сопла равно $M_c = 1$. При полете с большими сверхзвуковыми скоростями ($M = 2,5...3$) растет степень повышения давления воздуха в воздухозаборнике, располагаемая степень расширения газа в сопле увеличивается до $p_T^*/p_n = 15...30$. Поэтому для сверхзвуковых ТРД целесообразно применение сверхзвуковых сопел. Однако сверхзвуковые сопла с фиксированным расширением, рассчитанным на большое значение p_T^*/p_n , плохо работают в условиях перерасширения (при малых p_T^*/p_n). Это обстоятельство ограничивает возможности применения сверхзвуковых нерегулируемых сопел на ТРД. Для сверхзвуковых ТРД, у которых располагаемая степень расширения газа в сопле изменяется в широких пределах, могут использоваться так называемые саморегулирующиеся сопла.

Кроме рассмотренных основных элементов ТРД, образующих его газоздушный тракт, в состав двигателя входит ряд систем, обеспечивающих его работу. Основными системами являются масляная, топливная, системы регулирования и запуска.

Масляная система (система смазки) ТРД выполняет следующие основные функции:

- обеспечивает подачу требуемого количества масла к трущимся парам на всех режимах работы двигателя;
- охлаждает подшипниковые опоры ротора двигателя и отводит тепло во внешнюю среду;
- выравнивает давление во внутренних полостях двигателя с атмосферным (суфлирует двигатель);
- освобождает масло от вспенивающего воздуха и твердых частиц;
- выдает сигнал «Давления масла нет» на пульт управления при неисправной работе во время запуска и проверки двигателя.

Системы смазки ТРД по способу использования масла могут быть разомкнутые, циркуляционные и комбинированные. В разомкнутой системе масло подается на смазываемые поверхности и затем выбрасывается в газовую струю двигателя. Системы просты, но требуют большого расхода масла. В

циркуляционной системе масло движется по замкнутому контуру и может использоваться длительное время. Количество масла, требуемое на компенсацию потерь, невелико. В комбинированной системе большинство трущихся пар смазываются по циркуляционной системе, а наиболее нагретые, подшипниковые опоры ротора — по разомкнутой системе. Такие системы могут использоваться в сверхзвуковых ТРД, у которых при смазке горячих опор ротора под действием высокой температуры в масле образуются отложения делающие его непригодным для повторного использования.

Топливная система выполняет следующие основные функции:

- обеспечивает подачу и распыл топлива через основные (рабочие) форсунки камеры сгорания дополнительно через пусковые форсунки воспламенителей при запуске ТРД;
- регулирует подачу топлива к рабочим форсункам в соответствии с заданными законами на всех режимах работы двигателя;
- быстро и полностью прекращает подачу топлива к рабочим форсункам при остановке двигателя;
- обеспечивает очистку топлива от загрязняющих частиц;
- используется для охлаждения масла в системе смазки (в ряде случаев и воздуха, отбираемого от компрессора), а также как источник рабочей жидкости (топлива) под давлением для работы различных гидромеханизмов в автоматике двигателя.

В соответствии с функциональным назначением в составе элементов топливной системы ТРД можно выделить основную топливную систему, пусковую топливную систему, систему регулирования.

Важнейшей задачей топливной системы является регулирование подачи топлива к рабочим форсункам по заданным законам на всех режимах работы двигателя.

ТРД в отличие от РДТТ и ЖРД — многорежимный двигатель. Тяга двигателя может регулироваться в широких пределах изменением частоты вращения n ротора турбокомпрессора и площади критического сечения сопла $F_{кр}$. У двигателей упрощенной конструкции сопло нерегулируемое ($F_{кр} = const$), изменяется только частота вращения ротора n . Различают режимы работы ТРД установившиеся и неустойчивые. При установившемся режиме работы располагаемая мощность турбины N_m равна мощности, требуемой для вращения компрессора N_k , частота вращения $n = const$. При неустойчивом или переходном режиме происходит при $N_m > N_k$ разгон ротора, при $N_m < N_k$ — его торможение.

Система регулирования ТРД должна обеспечивать:

- дистанционное управление режимами работы двигателя, а также контроль частоты вращения и температуры газа при проверке ракеты перед стартом;
- стабилизацию задаваемых режимов работы;
- ограничение заброса температуры газа и частоты вращения на переходных режимах при разгоне ротора;

- стабилизацию частоты вращения ротора в полете в соответствии с заданным законом регулирования двигателя.

Запуском двигателя называется неустановившийся режим перехода двигателя из нерабочего состояния на минимальный устойчивый режим работы. Обычно это режим малого газа, но может быть и «верхний» режим (у ТРД с узким диапазоном регулирования).

В процессе запуска для начальной раскрутки ротора двигателя и розжига камеры сгорания применяется специальная система запуска. По функциональному назначению в составе системы запуска выделяются:

- стартерное устройство, обеспечивающее раскрутку ротора двигателя;
- пусковая топливная система, обеспечивающая подачу пускового топлива к пусковым форсункам воспламенителей камеры сгорания;
- электрическая система зажигания, обеспечивающая воспламенение пускового топлива;
- автоматическая электросистема программного управления запуском.

Стартерное устройство, пусковая топливная система, электрическая система зажигания смонтированы обычно на ТРД, электроавтоматическая система программного управления — вне ракеты.

Стартерное устройство может выполняться на основе электростартера или турбостартера. Пусковая топливная система является частью топливной системы двигателя. В пусковой топливной системе чаще всего используется основное топливо — керосин, в некоторых ТРД пусковая система имеет пусковое топливо — бензин, хранящийся в отдельном пусковом бачке. Системы на бензине имеют лучшие пусковые характеристики при низких температурах, но менее удобны и более пожароопасны при эксплуатации. Для подачи основного топлива к пусковым форсункам используется либо основной насос топливной системы с приводом от ротора двигателя, либо отдельный пусковой насос с электроприводом.

Процесс запуска различных ТРД, отличаясь некоторыми особенностями, в основном протекает аналогично. По команде "на запуск" автоматическая электросистема программного управления открывает перекрывной кран топливной системы, стоп-кран ТНР, устанавливает управляющий валик (рычаг) ТНР в положение, соответствующее режиму «малый газ». После выполнения этих операций подается напряжение питания на электростартер, пусковой топливную систему и систему зажигания. При этом подключение электростартера осуществляется поэтапно в несколько ступеней. Вначале для исключения сильного удара и механической передаче и большого броска электрического тока последовательно с электростартером включено балластное сопротивление. В течение 2...4 с разгона это сопротивление выключается. На 8...10 с отключается шунтовая обмотка возбуждения электростартера, и он продолжает работать как серийный электродвигатель с «мягкой» механической характеристикой: частота вращения интенсивно растет по мере уменьшения момента сопротивления вращению.

Дроссельные характеристики ТРД — это зависимости тяги и удельного расхода топлива от частоты, вращения ротора.

Высотно-скоростными характеристиками ТРД называют зависимости тяги и удельного расхода топлива от числа M (скорости) и высоты полета. Строятся они обычно для режима полного газа при заданном законе регулирования.

Контрольные вопросы:

- 1) Назовите устройство турбореактивного двигателя.
- 2) Какой принцип работы турбореактивного двигателя?
- 3) Назовите достоинства и недостатки турбореактивного двигателя.
- 4) Какие системы подачи топлива используются в турбореактивном двигателе и что они обеспечивают?

ГЛАВА 12. БОЕВЫЕ ЧАСТИ РАКЕТ

12.1. Общие сведения о взрыве и взрывчатых веществах

12.1.1. Общие сведения о взрыве

Взрывом называется очень быстрое проявление механической работы, вызываемое внезапным расширением газов или паров. Самым существенным признаком взрыва является резкий скачок давления в среде, окружающей место взрыва. Это служит непосредственной причиной разрушительного действия взрыва. Взрывы могут быть вызваны различными физическими и химическими явлениями. Примерами взрывов, вызванных физическими явлениями, могут быть: взрыв баллона со сжатым газом или парового котла; взрывы, возникающие при мощных искровых разрядах в воздухе и при пропускании электрического тока большого напряжения через тонкие металлические нити; атомные взрывы, обусловленные реакциями деления или синтеза ядер. Химическую реакцию, сопровождающуюся взрывом, называют взрывчатым превращением. Вещества, способные к взрывчатым превращениям, называют взрывчатыми веществами (ВВ). Реакция взрывчатого превращения характеризуется тремя обязательными факторами:

- выделением тепла (экзотермичностью);
- большой скоростью процесса;
- образованием газообразных (парообразных) продуктов реакции.

Только одновременное сочетание указанных трех факторов приводит к взрывному превращению.

Выделение тепла является первым необходимым условием, без которого возникновение взрывчатого процесса вообще невозможно. Чем больше теплота реакции, тем сильнее может быть разрушительное действие взрыва. Теплота реакции, или теплота сгорания ВВ, является одним из основных показателей его мощности. Для современных ВВ, нашедших широкое применение в военном деле, теплота сгорания лежит в пределах от 3700 до 7500 кДж/кг.

Большая скорость процесса – наиболее характерный признак взрыва, резко отличающий его от других химических реакций с выделением тепла. Взрывчатое превращение обычных ВВ происходит за сотысячные, и даже миллионные доли секунды. Взрывные процессы протекают столь быстро, что можно считать, что вся энергия практически успевает выделиться в объеме, занятом самим ВВ. О быстроте протекания процессов взрывчатого превращения принято судить по линейной скорости распространения взрыва по заряду ВВ. Максимальная скорость распространения взрыва для современных ВВ составляет 7000...8000 м/с.

Образование газообразных продуктов реакции, находящихся в начальный момент в чрезвычайно сжатом состоянии, обеспечивает быстрый переход потенциальной энергии ВВ в механическую работу. В среднем на

одну единицу объема обычного ВВ образуется около 1000 единиц объема газообразных продуктов (если их объем привести к нормальным физическим условиям). Поскольку «к концу взрывчатого превращения газообразные продукты занимают объем, практически равный объему ВВ, их начальное давление оказывается очень высоким и достигает сотен тысяч атмосфер.

12.1.2. Основные виды взрывчатых превращений. Детонация

По характеру и скорости своего распространения взрывчатые превращения делят на два основных вида: **горение** и **взрыв**.

При **горении** передача энергии от прореагировавшего слоя ВВ к еще не прореагировавшему слою происходит в форме тепла за счет процессов теплопередачи. Горение протекает сравнительно медленно и с переменной скоростью от долей сантиметра до нескольких метров в секунду. Скорость горения увеличивается с ростом давления, но всегда остается меньше скорости распространения звука в данном веществе.

При **взрыве** передача энергии от одного слоя ВВ к другому осуществляется волной давления, которая носит характер ударной волны. Сильная волна давления, распространяющаяся по упругой среде, всегда принимает форму ударной волны. В ударной волне невозмущенная часть среды отделяется от возмущенной части среды очень тонким слоем, равным примерно длине свободного пробега молекул. Этот слой называют фронтом ударной волны. Скорость распространения ударной волны, т.е. скорость перемещения ее фронта, всегда больше скорости звука в данном веществе и для твердых тел составляет несколько километров в секунду. Ударная волна, вызванная в инертной упругой среде (воздух, вода, металл и т.д.), по мере своего движения затухает и переходит в звуковую волну.

При быстром и сильном сжатии слоя ВВ волной давления происходит нагрев ВВ до высокой температуры и очень быстрая химическая реакция разложения ВВ в рассматриваемом слое с выделением большого количества энергии и образованием газообразных продуктов. Образующиеся газообразные продукты производят резкий удар по следующему слою ВВ. Этот слой, в свою очередь, сжимается, и в нем начинается реакция взрывчатого превращения. Таким образом, процесс взрывчатого превращения распространяется по заряду ВВ как совокупность последовательных явлений: механических (удар), физических (нагрев) и химических (реакция разложения). Скорость распространения такого процесса по ВВ определяется скоростью ударной волны в данном ВВ и может быть равна $D = 7000 \dots 8000 \text{ м/с}$.

Схематичное пояснение указанного процесса приведено на рис. 12.1. Ударная волна, движущаяся по ВВ, имеет резко очерченный фронт, на котором происходит сильное повышение давления и температуры.

Непосредственно за фронтом волны происходит превращение ВВ в газообразные продукты и выделение энергии.

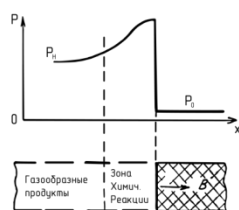


Рис. 12.1

Продукты взрыва не удаляются из зоны реакции, а движутся в направлении процесса вслед за ударной волной. Благодаря выделению энергии в процессе химической реакции и постоянному ее восполнению скорость распространения ударной волны во взрывчатом веществе может оставаться постоянной.

Взрыв, в котором ударная волна движется по ВВ с максимально возможной постоянной скоростью, называют детонацией. Ударную волну, движущуюся по ВВ с постоянной скоростью, называют детонационной волной; скорость движения детонационной волны называют скоростью детонации ВВ. Скорость детонации является определенной константой и одной из важнейших характеристик ВВ. Детонация представляет собой наиболее совершенную форму взрыва, при которой достигается наибольшее разрушительное действие.

Чтобы вызвать взрывчатое превращение, необходимо на взрывчатое вещество оказать определенное внешнее воздействие. Внешнее воздействие, от которого происходит взрывчатое превращение ВВ, называют начальным, или инициирующим, импульсом. В зависимости от природы ВВ его взрывчатое превращение можно вызвать различным инициирующим импульсом:

- тепловым (нагрев, луч огня);
- механическим (удар, трение, прострел пулей);
- взрывным (сжатие ударной волной от взрыва другого ВВ).

12.1.3. Классификация и требования к взрывчатым веществам

Для того чтобы взрыв заряда ВВ принял стационарную (детонационную) форму, необходимо сообщить ВВ достаточный по мощности инициирующий импульс. Кроме того, размеры заряда должны быть не меньше определенной для каждого ВВ величины, иначе взрыв может не успеть принять форму детонации. Если исключить эти частные случаи, то можно говорить о двух основных видах взрывчатого превращения: горении и детонации.

Классификация ВВ по области применения:

- инициирующие ВВ;
- бризантные ВВ;
- пороха и ракетные топлива;
- пиротехнические составы.

Основная форма взрывчатого превращения инициирующих и бризантных ВВ - детонация. Основная (штатная) форма взрывчатого превращения порохов, ракетных топлив и пиротехнических составов – горение. У ракет пороха и ракетные топлива используются в двигательных установках, а пиротехнические составы – в снаряжении различных пироклапанов, разрывных болтов, пиропатронов и т.д. Следует иметь в виду, что при определенных нештатных условиях и эти ВВ способны к детонации, что может вызывать тяжелые последствия.

Основными требованиями к ВВ являются:

1. Достаточное содержание энергии в единице объема, т.е. большая теплота взрыва, скорость детонации, плотность и высокое газообразование.

2. Рациональные пределы чувствительности к внешним воздействиям, обеспечивающие, с одной стороны, безопасность в служебном обращении, а с другой стороны – легкость возбуждения взрыва.

3. Достаточная физическая и химическая стойкость в условиях длительного хранения (до десяти и более лет).

4. Хорошая сырьевая база, безопасность и экономичность промышленного производства.

5. Хорошие технологические свойства при изготовлении зарядов требуемых форм и размеров.

12.1.4. Иницирующие и бризантные взрывчатые вещества

Иницирующие ВВ применяются для возбуждения детонации в зарядах, выполненных из менее чувствительных, но более мощных бризантных ВВ. Иницирующие ВВ называют также первичными ВВ. Отличительными свойствами инициирующих ВВ являются:

- способность взрываться в форме детонации под влиянием незначительных тепловых или механических внешних воздействий;

- малое время нарастания скорости взрывчатого превращения до максимума и поэтому способность к полной детонации даже в очень малых зарядах.

По мощности инициирующие ВВ значительно уступают бризантным ВВ, так как удельная теплота сгорания и скорость детонации у них значительно ниже.

Наибольшее практическое применение получили следующие инициирующие ВВ: **гремучая ртуть, азид свинца, ТНРС**. Высокая чувствительность инициирующих ВВ не позволяет перевозить и использовать их в чистом виде. Поэтому получение инициирующих ВВ и снаряжение ими средств инициирования производится на одном и том же предприятии.

Средства инициирования - это изделия, действие которых вызывается простым начальным импульсом (удар, накол, нагрев, луч огня) и используется для «взрыва зарядов ВВ. По виду вызываемого взрывчатого превращения средства инициирования делятся на две группы:

- средства воспламенения;
- средства детонирования.

Средства воспламенения имеют назначение дать луч огня для возбуждения лучевых капсулей-детонаторов, воспламенения пороховых и пиротехнических зарядов. В снаряжении ракет используются:

- капсули-воспламенители накольного действия;
- электровоспламенители.

Средства детонирования имеют назначение дать мощный взрывной (ударный) импульс, необходимый для вызова детонации заряда бризантного ВВ, большей частью через промежуточный детонатор из бризантного ВВ, реже - непосредственно. В снаряжении ракет используются:

- капсули-детонаторы накольного действия;
- капсули-детонаторы лучевого действия;
- электродетонаторы (соединение электровоспламенителя и лучевого капсуля-детонатора).

Навески инициирующих ВВ в средствах инициирования составляют доли грамма. **Основные параметры инициирующих ВВ** и средств инициирования, определяющие их функциональную пригодность, характеризуют чувствительность и инициирующую способность ВВ.

Чувствительность инициирующего ВВ к тепловому импульсу чаще всего характеризуется температурой вспышки. Температуру вспышки определяют как наименьшую температуру, до которой необходимо нагреть ВВ, чтобы вызвать взрывчатое превращение. Чувствительность инициирующих ВВ к удару определяют на специальном копре и характеризуют верхним и нижним пределами.

Верхний предел чувствительности - это минимальная высота, при падении груза с которой обеспечивается 100% взрывов.

Нижний предел чувствительности - это максимальная высота, при падении с которой не получается ни одного взрыва.

Верхний предел служит условной мерой безотказности действия инициирующего ВВ и изделий, содержащих его. Нижний предел служит условной мерой безопасности при обращении с инициирующим ВВ и изделиями из него. Параметры, характеризующие чувствительность инициирующих ВВ, приведены в табл. 12.1.

Таблица 12.1

Инициирующее ВВ	Температура вспышки. °С	Пределы, см (масса груза 0,6 кг)	
		верхний	нижний
Гремучая ртуть	175... 180	8,5	5,5
Азид свинца	330... 340	25	7
ТНРС	270... 275	50	14

Иницирующая способность ВВ характеризуется массой минимального заряда иницирующего ВВ, обеспечивающего незатухающую детонацию заданного бризантного (вторичного) ВВ. Такой заряд называют предельным зарядом иницирующего ВВ по отношению к заданному вторичному ВВ. Чем выше иницирующая способность ВВ, тем меньшие его навески могут использоваться в элементах взрывательных устройств. Предельные заряды иницирующих ВВ по отношению к бризантным ВВ (масса 0,5 г) приведены в табл. 5.2.

Таблица 5.2

Бризантное ВВ	Предельные иницирующие заряды, г	
	гремучая ртуть	азид свинца
Тротил	0,36	0,09
Тетрил	0,29	0,025
Гексоген	0,19	0,05
ТЭН	0,17	0,01 ...0,02

Гремучая ртуть – белый или серый кристаллический порошок. Плотность запрессованной гремучей ртути 3...4 г/см³, скорость детонации 5000...5600 м/с (зависит от плотности запрессовки). Имеет высокую чувствительность к удару, нагреву, лучу огня (табл. 1.1). Обладает хорошей иницирующей способностью, предельный заряд для тротила 0,36 г. Вода уменьшает чувствительность гремучей ртути к внешним воздействиям. При содержании 30% воды гремучая ртуть не загорается от луча огня. Гремучая ртуть активно реагирует с некоторыми металлами, если они используются в качестве оболочки. В контакте с железом гремучая ртуть разлагается с коррозией железа. Алюминиевая оболочка в присутствии влаги разрушается, а за счет теплоты реакции может возникнуть взрыв, поэтому составы, содержащие гремучую ртуть, не должны соприкасаться с алюминием. В присутствии влаги гремучая ртуть медленно реагирует с медью, причем образуется весьма чувствительная гремучая медь. Чтобы избежать этого, медные оболочки защищают лакировкой или никелевым покрытием. С никелем гремучая ртуть не реагирует. Применяется для изготовления ударных и накольных составов, для снаряжения капсулей-воспламенителей и капсулей-детонаторов.

Азид свинца – белый кристаллический порошок, негигроскопичный. Плотность прессованного азид свинца 3...3,5 г/см³. Скорость детонации 4500... 5000 м/с. По сравнению с гремучей ртутью азид свинца менее чувствителен (в 2...3 раза) и к удару, и к лучу пламени, но имеет в несколько раз (5... 10) большую иницирующую способность. Азид свинца при увлажненности не теряет чувствительности к механическим воздействиям. Он легко взаимодействует с медью, образуя очень чувствительные к внешним воздействиям соли меди. С алюминием азид свинца не реагирует, поэтому его

прессуют в алюминиевые оболочки. С целью повышения чувствительности к удару или лучу пламени в азидных капсюлях-детонаторах поверх слоя азид свинца могут запрессовываться специальные воспламенительные составы, более чувствительные к соответствующему импульсу. Азид свинца используется в капсюлях-детонаторах. В капсюлях-воспламенителях не применяется из-за способности детонировать и в очень малых количествах.

ТНРС (тринитрорезорцинат свинца, или стифиат свинца – мелкокристаллический порошок желтого цвета, малогигроскопичен, не взаимодействует с металлами, может быть помещен в любую металлическую оболочку. Плотность прессованного ТНРС 2.9 г/см^3 , скорость детонации $\sim 5000 \text{ м/с}$. Чувствительность ТНРС к удару в шесть раз меньше, чем у гремучей ртути, и в два раза меньше, чем у азид свинца. Он значительно чувствительнее азид свинца к тепловому импульсу. От луча огня, даже от искры, ТНРС безотказно воспламеняется и детонирует, давая при этом сильное пламя. Иницирующая способность ТНРС низкая, даже 2 г ТНРС не могут вызвать детонацию тротила. Малая иницирующая способность не позволяет применять ТНРС как самостоятельное иницирующее ВВ. Обычно ТНРС используется в комбинации с азидом свинца как добавка, облегчающая возбуждение детонации азид свинца от теплового импульса (луча огня). Способность ТНРС давать сильное пламя используется в снаряжении капсюлей-воспламенителей и в составах пиропатронов.

12.1.5. Бризантные взрывчатые вещества

Бризантные ВВ применяются в качестве основных разрывных зарядов боевых частей. Основным видом взрывчатого превращения бризантных ВВ является детонация, протекающая со скоростью до $7000...8000 \text{ м/с}$. Вследствие этого взрыв бризантных ВВ сопровождается дроблением твердых сред, прилегающих к зарядам, отсюда и происходит название «бризантные», т.е. дробящие. Отличительными свойствами бризантных ВВ являются:

- меньшая, чем у других ВВ, чувствительность к внешним воздействиям, от простых начальных импульсов (удар, накол, луч огня);
- в обычных условиях применения они не детонируют;
- большие энергетические характеристики, обеспечивающие сильное разрушительное действие;
- необходимость применения специальных средств детонирования (иницирующих ВВ) для возбуждения взрыва.

Детонация бризантных ВВ возбуждается обычно с помощью капсюля-детонатора, однако для некоторых зарядов бризантных ВВ даже взрывного импульса от капсюля-детонатора недостаточно. Чтобы вызвать детонацию таких зарядов бризантных ВВ, во взрывательном устройстве применяют капсюль-детонатор совместно с детонатором, изготовленным из бризантного ВВ, более чувствительного, чем ВВ основного разрывного заряда. У зарядов больших размеров применяют также дополнительные детонаторы (из более чувствительного бризантного ВВ), устанавливаемые внутри основного

разрывного заряда. Схема возбуждения взрыва большого заряда ВВ от накольного капсюля-воспламенителя (КВ), с помощью капсюля-детонатора (КД), детонатора (Д) и дополнительного детонатора (ДД) показана на рис. 12.2. В снаряжении боевых частей ракет наибольшее применение нашли следующие бризантные ВВ: **тротил**, **тетрил**, **гексоген**. Тротил и гексоген чаще всего используются в смесях различного состава.

Основные параметры бризантных ВВ, определяющие их функциональные возможности, это удельная теплота сгорания, скорость детонации и плотность. Чем выше эти параметры, тем большая мощность взрыва от единицы объема заряда боевой части.

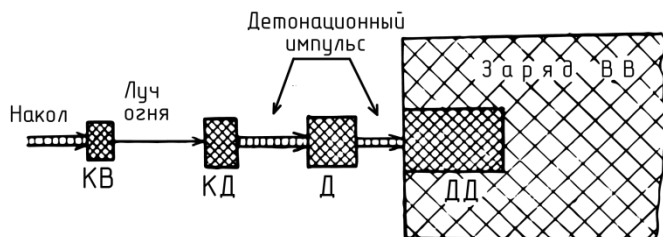


Рис. 12.2

Важными параметрами являются также параметры, характеризующие чувствительность бризантного ВВ к внешним воздействиям и восприимчивость к детонации. Чувствительность бризантных ВВ к удару определяют испытанием на копре. По навеске в 0,05 г ВВ наносится удар груза, падающего с определенной высоты (обычно груз 10 кг, высота 25 см). Условной мерой чувствительности бризантного ВВ считают процент взрывов, или отношение числа опытов, закончившихся взрывом, к числу всех проведенных опытов.

Восприимчивость к детонации характеризуют массой минимального заряда заданного инициирующего ВВ, обеспечивающего незатухающую детонацию рассматриваемого бризантного ВВ в определенных условиях. Таким образом, восприимчивость бризантного ВВ к детонации характеризуется предельным зарядом инициирующего ВВ, указанным ранее.

Тротил – тринитротолуол, иногда его называют сокращенно ТНТ. Тротил – кристаллическое вещество желтого цвета. Плотность литого тротила 1,55... 1,59 г/см³, прессованного – до 1,6 г/см³. Взрывчато-энергетические характеристики тротила достаточно высокие: теплота сгорания 4200 кДж/кг, скорость детонации 7000 м/с, чувствительность к механическим воздействиям низкая – 4...8% взрывов на копре по стандартной пробе, чувствительность к детонации – удовлетворительная. Температура затвердевания (плавления) тротила около 80°С, температура, при которой начинается заметное разложение тротила, 150°С, поэтому заряды из тротила можно получать методом заливки. Температура вспышки тротила около 290°С, он с трудом зажигается от спички: зажечь его труднее, чем бумагу или керосин. Воспламенившись на воздухе, тротил горит спокойно сильно коптящим

пламенем. Небольшое количество горящего тротила можно потушить водой, но горение в замкнутом объеме может перейти во взрыв. Тротил малоигроскопичен и практически не растворим в воде. При длительном пребывании в воде сохраняет способность взрываться, не снижая своих взрывчато-энергетических характеристик. В химическом отношении малоактивен, с металлами не взаимодействует. Хорошо растворяется в спирте, бензине, ацетоне, серной и азотной кислотах. Щелочи, а в присутствии влаги и аммиак, образуют с тротилом более чувствительные, чем сам тротил, соединения. Тротил ядовит, и при работе с ним необходимо соблюдать меры предосторожности. Удачное сочетание достаточно высоких взрывчато-энергетических характеристик с малой чувствительностью, хорошей химической стойкостью и инертностью, способность плавиться при низкой температуре без разложения явились причинами длительного применения тротила в качестве основного бризантного ВВ для самых различных боеприпасов. В боевых частях ракет тротил является одним из основных компонентов заряда, представляющего обычно смесь (сплав на основе тротила) двух или нескольких бризантных ВВ.

Тетрил – кристаллическое вещество светло-желтого цвета, прессуется до плотности 1,60... 1,65 г/см³. По взрывчато-энергетическим характеристикам превосходит тротил, теплота сгорания 4600 кДж/кг, скорость детонации 7700 м/с, чувствительность к удару выше, чем у тротила (процент взрывов 50...60%), восприимчивость к детонации также выше, чем у тротила. Температура затвердевания (плавления) тетрила около 128°С, температура вспышки 195°С. При плавлении тетрил разлагается, поэтому для снаряжения методом заливки непригоден. Тетрил неигроскопичен и не растворим в воде, с металлами не взаимодействует, хорошо растворяется в ацетоне, дихлорэтаноле. Область применения тетрила ограничивается, главным образом, средствами передачи детонации, где удачно используются его повышенная восприимчивость к детонации и достаточно большая мощность. Прессованные тетриловые шашки используются в детонаторах и передаточных зарядах взрывательных устройств, в дополнительных детонаторах зарядов боевых частей.

Гексоген – одно из наиболее мощных ВВ. По взрывчато-энергетическим характеристикам превосходит тротил и тетрил. Теплота сгорания 5500 кДж/кг, скорость детонации 8300 м/с. обладает высокой восприимчивостью к детонации и повышенной чувствительностью к удару (70... 80% взрывов при стандартной пробе на копре). Гексоген имеет вид мелкокристаллического белого порошка и плохо прессуется. Плавится гексоген с разложением при высокой температуре (230°С), температура вспышки 220°С, снаряжать гексоген методом заливки невозможно. Гексоген неигроскопичен и не растворим в воде, с металлами не взаимодействует, хорошо растворяется в ацетоне. Обычно гексоген используется с небольшим содержанием флегматизатора (воск, парафин), который снижает чувствительность гексогена к внешним воздействиям и улучшает его прессуемость, но как инертная добавка уменьшает мощность. Флегматизированным гексоген находит

применение для изготовления детонаторов и вторичных зарядов капсулей-детонаторов. В зарядах боевых частей ракет гексоген используется в сплавах с тротилом.

Октоген – является аналогом гексогена. По сравнению с гексогеном октоген имеет некоторые преимущества: большую плотность ($1,84 \text{ г/см}^3$) и скорость детонации (9100 м/с). Октоген более стоек к нагреванию, что позволяет увеличить термостабильность зарядов. Октоген находит применение для изготовления детонаторов и вторичных зарядов капсулей-детонаторов. Широкое применение октогена ограничено сложностью его производства.

Тэн – мощное взрывчатое вещество, несколько превосходящее гексоген по энергетическим характеристикам. Теплота сгорания 5900 кДж/кг , скорость детонации 8400 м/с , восприимчивость к детонации несколько выше, чем у гексогена. По чувствительности к удару тэн относится к числу наиболее чувствительных из применяемых бризантных ВВ (100% взрывов при стандартных испытаниях на копре). В замкнутом объеме может детонировать от луча огня. Тэн – белое кристаллическое вещество, хорошо прессуется до плотности $1,6 \text{ г/см}^3$. Плавится при температуре 140°C с разложением, температура вспышки 220°C . Негигроскопичен и не растворим в воде, с металлами не взаимодействует, хорошо растворяется в ацетоне. Применяется, главным образом, флегматизированный тэн для изготовления детонаторов и в качестве вторичных зарядов в снаряжении капсулей-детонаторов. В качестве зарядов боеприпасов находят применение смеси тэна с тротилом.

Смеси бризантных ВВ позволяют, комбинируя соотношения компонентов, получить заряды с необходимыми для практического использования свойствами. Например, такие мощные ВВ, как гексоген и тэн, при плавлении разлагаются. Применяя смесь этих ВВ с тротилом, плавящимся при температуре 80°C , можно изготавливать мощные заряды методом заливки, что весьма важно при снаряжении крупных боевых частей. С помощью смесей ВВ можно достичь требуемой мощности заряда, регулируя теплоту сгорания и скорость детонации.

Смесь ТГ содержит тротил и гексоген. Гексоген в смеси составляет $20 - 80\%$. Используются смеси ТГ 20/80, ТГ 50/50, ТГ 80/20. Цифры указывают содержание в смеси тротила и гексогена. Повышение содержания гексогена в смеси увеличивает мощность ВВ, особенно бризантное (дробящее) действие, однако возрастает чувствительность ВВ к внешним воздействиям.

Смесь ТГА, кроме тротила и гексогена, содержит алюминиевую пудру. Алюминиевая пудра увеличивает теплоту сгорания ВВ. Введение $17 - 20\%$ алюминиевой пудры увеличивает фугасность заряда на $35 - 80\%$. Для улучшения технологических свойств смеси и снижения ее чувствительности может использоваться флегматизатор (например, головакс) в количестве нескольких процентов. Кроме указанных, в снаряжении боеприпасов находят применение и другие бризантные ВВ и их смеси, имеющие примерно такие же характеристики по мощности и чувствительности, но различающиеся по технологии промышленного производства и сырьевой базе. В частности, в

США для снаряжения боеприпасов используются бризантные ВВ: эднa, дина, смеси тротила с тэном, называемые пентолитом, смеси тротила с порошком алюминия, называемые тритоналом, смеси тротила с октогеном, называемые октолом.

12.1.6. Меры безопасности при обращении с ВВ

Взрывчатые вещества входят в снаряжение ряда элементов ракет. Все элементы ракет, содержащие ВВ, называют взрывоопасными. Нарушение правил эксплуатации ракет, снаряженных взрывоопасными элементами, недопустимо, так как может привести к тяжелым последствиям.

Главными факторами, способными вызвать несанкционированное срабатывание взрывоопасных элементов при эксплуатации, являются:

- взрыв других боеприпасов;
- механические повреждения оболочки заряда ВВ, обусловленные падением, пробитием осколками и другими причинами;
- большие ударные перегрузки, вызывающие резкое повышение давления на ВВ (внутри целой оболочки);
- нагрев ВВ до температуры вспышки в условиях пожара или по другим причинам;
- прохождение электрического тока больше допустимой величины в запальных электроцепях средств воспламенения и детонации, обусловленное повреждением электроцепей или нарушением правил их проверок.

Наиболее чувствительными ко всем видам внешних воздействий являются воспламенители и первичные детонаторы взрывателей, снаряженные иницирующими ВВ. Следует считать, что при нештатных механических и тепловых воздействиях они срабатывают, поэтому в конструкциях взрывателей всегда есть предохранительные устройства, исключающие передачу иницирующего импульса на разрывной заряд БЧ при несвоевременном срабатывании средств иницирования (масса зарядов иницирующих ВВ мала).

Взрывоопасные элементы, содержащие бризантные ВВ, менее чувствительны к внешним воздействиям, но они имеют обычно заряды ВВ большой массы, что усугубляет тяжесть возможных последствий от несанкционированного срабатывания. Главными причинами таких срабатываний являются механические повреждения оболочки заряда и его нагрев.

Механические повреждения оболочки заряда ВВ, сопровождающиеся ее пробитием, приводят к сильному и резкому сжатию ВВ и вызывают его местную вспышку. Образующиеся при вспышке газы разрывают оболочку в зоне повреждения, разрушают и выбрасывают куски ВВ. Результатом такого местного неполного взрыва может быть частичное разрушение заряда и его возгорание. Горение бризантного ВВ, вызванное местной вспышкой, может протекать медленно, однако при больших массах ВВ горение может вызвать взрыв.

Тушить горящее бризантное ВВ закрытием доступа воздуха с помощью матов, песка или герметизацией отсека недопустимо, поскольку горение будет продолжаться (внутри ВВ есть кислород) и перейдет во взрыв. Лучшим средством тушения горящего ВВ является вода, которая забирает много тепла из очага горения на свое нагревание и испарение и тем самым срывает горение.

Нагрев заряда бризантного ВВ от внешних источников тепла (при пожаре) до температуры вспышки приводит к его воспламенению. Горение ВВ в замкнутых объемах и в больших количествах самоускоряется и приводит к взрыву. Поэтому при пожаре взрывоопасные элементы необходимо удалять от очага пожара и охлаждать их всеми возможными средствами.

12.2. Поражающее действие взрыва заряда ВВ

Основными поражающими факторами при взрыве заряда ВВ являются:

- продукты детонации ВВ;
- ударная волна в окружающей среде.

В зависимости от особенностей проявления поражающих факторов принято различать три вида действия взрыва: бризантное, кумулятивное, фугасное.

12.2.1. Бризантное действие взрыва. Параметры детонационной волны

Бризантное действие обусловлено динамическим ударом продуктов детонации, находящихся под очень высоким давлением, и наблюдается в непосредственной близости от заряда ВВ. Бризантное действие взрыва проявляется в форме дробления, измельчения или пробивания среды, соприкасающейся с зарядом ВВ. Максимальное бризантное действие проявляется при непосредственном контакте заряда ВВ с преградой, расположенной перпендикулярно к направлению распространения детонационной волны. На бризантном эффекте основано применение ВВ в осколочных боевых частях ракет, бронепробивное и откольное действие продуктов детонации в боевых частях других типов.

Бризантность ВВ, т.е. способность к местному разрушительному действию, зависит от параметров детонационной волны. Распространение детонационной волны складывается из движения фронта ударной волны, зоны химической реакции и продуктов детонации (рис. 12.3).

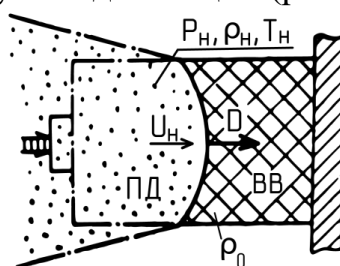


Рис. 12.3

Основными параметрами детонационной волны являются:

D – скорость перемещения;

p_n, ρ_n, T_n – давление, плотность и температура продуктов детонации за зоной химической реакции;

u_n — скорость продуктов детонации за фронтом волны.

Если известны начальная плотность ВВ ρ_0 и скорость детонации D , то приближенно параметры детонационной волны можно определить по следующим простым формулам:

- детонационное давление $p_n = \frac{\rho_0 D^2}{4}$;

- плотность продуктов детонации $\rho_n = \frac{4}{3} \rho_0$;

- скорость движения продуктов детонации $u_n = \frac{1}{4} D$.

Если для тротила принять $\rho_0 = 1600 \text{ кг/м}^3$, $D = 7000 \text{ м/с}$, то получаем: $p_n = 200000 \cdot 105 \text{ Н/м}^2$, $\rho_n = 2140 \text{ кг/м}^3$, $u_n = 1750 \text{ м/с}$. Температура продуктов детонации составляет при этом $T_n = 4000 \text{ К}$. Таким образом, за фронтом детонационной волны продукты детонации имеют давление порядка $p_n = 200000 \cdot 105 \text{ Н/м}^2$, сжаты до плотности, большей, чем у исходного твердого ВВ, и движутся в направлении распространения детонационной волны со скоростью около 2 км/с. Если при своем движении детонационная волна с такими параметрами «натывается» на преграду (см. рис. 12.3), то силовое воздействие на нее оказывается чрезвычайно большим и проявляется в осколочном, бронебойном и откольном (откол и разлёт внешних слоев преграды) действии взрыва. Поскольку энергетические возможности детонационной волны определяются скоростью детонации и плотностью ВВ, бризантное действие ВВ зависит прежде всего от этих двух параметров. Для увеличения бризантного действия заряда ВВ необходимо увеличить его плотность и применять ВВ с большой скоростью детонации. В частности, в смесях ТГ для зарядов осколочных боевых частей целесообразно увеличивать процентное содержание гексогена, поскольку он имеет большую скорость детонации, чем тротил. При разрушении преграды ударом продуктов детонации, кроме давления продуктов детонации p_n , большое значение имеет и время их действия. Характеристикой, учитывающей одновременно и величину сил давления, и время их действия, является импульс сил давления. Величина импульса сил давления на торце заряда площадью F при длине заряда l и отсутствии бокового разлета продуктов детонации равна

$$I = \frac{8}{270} \rho_0 l F D = \frac{8}{270} m_{\text{ВВ}} D, \quad (12.1)$$

где $m_{\text{ВВ}} = \rho_0 l F$ - масса заряда.

Таким образом, бризантное действие взрыва заряда ВВ, при прочих равных условиях, прямо пропорционально массе заряда ВВ и скорости детонации.

12.2.2 Кумулятивное действие взрыва

Кумулятивное действие взрыва – это результат направленного действия продуктов детонации. Наиболее характерная форма кумулятивного действия взрыва – бронепробивание.

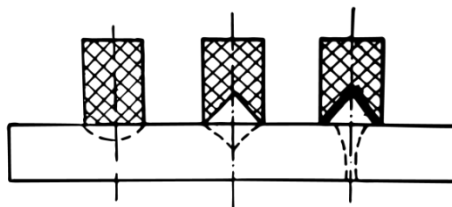


Рис. 12.4

Кумулятивный эффект (суммирование, увеличение бризантного действия в одном направлении) наблюдается у зарядов, имеющих специальную кумулятивную выемку (рис. 12.4). Экспериментально было установлено, что если поверхность кумулятивной выемки покрыть металлической облицовкой, то кумулятивное действие взрыва во много раз увеличивается. В частности, если на бронеплиту толщиной 200 мм установить заряды ВВ в виде шашки высотой 180 мм и диаметром 65 мм (масса шашки 1 кг) без выемки, с выемкой без облицовки и с выемкой и стальной облицовкой толщиной 2 мм, то результаты будут следующие. В первом случае на бронеплите остается вмятина, во втором – кратер глубиной 20 мм, в третьем – сквозная пробоина малого диаметра. Приведенный пример показывает, что приданием заряду определенной формы, в частности использованием конической или сферической выемки, можно создать условия, при которых часть энергии взрыва заряда сосредотачивается (кумулируется) в узкой зоне пространства (по направлению оси выемки), вследствие чего происходит местное резкое повышение действия взрыва. Рассмотрим физическую картину кумулятивного эффекта у зарядов без облицовки кумулятивной выемки и с облицовкой. Заряд без облицовки кумулятивной выемки инициируется с заднего торца (рис. 12.5), продукты детонации после истечения через поверхность выемки (примерно

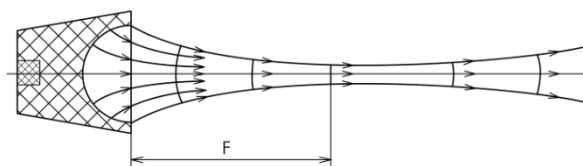


Рис. 12.5

по нормали к ней) отклоняются от первоначального направления, образуя поток, сходящийся вдоль оси выемки, или кумулятивную струю. Плотность и скорость продуктов детонации в кумулятивной струе больше, чем у продуктов детонации, разлетающихся в других направлениях. Скорость движения

кумулятивной струи вблизи заряда оказывается больше скорости детонации ВВ и достигает 10000 м/с при давлении до $100000 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$. На некотором расстоянии F от основания кумулятивной выемки происходит наибольшее уплотнение кумулятивной струи. Это место называют кумулятивным фокусом. На расстоянии F обеспечивается наибольшее бронепробивное действие кумулятивной струи. На расстояниях, превышающих фокусное, кумулятивная струя быстро вырождается вследствие радиального разлета сжатых до большого давления продуктов детонации. При заданном профиле выемки и свойствах ВВ фокусное расстояние F может быть изменено введением внутрь заряда (рис. 12.6) специально подобранных «линз» из инертного материала (либо другого ВВ). Такие «линзы» позволяют управлять процессом распространения детонации по заряду, формой фронта детонационной волны, обеспечивая, в частности, одновременный подход детонационной волны к поверхности выемки.

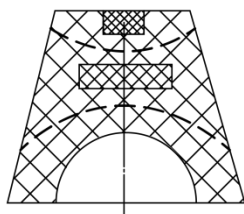


Рис. 12.6

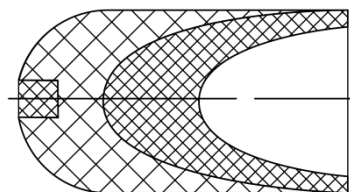


Рис. 12.7

Кумулятивную струю образуют продукты детонации не всего заряда, а только части его, прилегающей к кумулятивной выемке и называемой активной частью кумулятивного заряда (заштрихованная часть на рис. 12.7). Активная часть кумулятивного заряда обычно невелика и может составлять 10-20% от всего объема заряда. Для увеличения активной части кумулятивного заряда необходимо увеличивать диаметр основания кумулятивной выемки. Объем активной части кумулятивного заряда пропорционален кубу диаметра основания кумулятивной выемки, поэтому кумулятивную выемку лучше делать по всему диаметру торца заряда. Заряд с металлической облицовкой кумулятивной выемки дает очень резкое усиление кумулятивного эффекта. Несмотря на это обстоятельство, в данном случае сохраняются те физические особенности, которые характерны для взрыва кумулятивного заряда без облицовки, однако картина рассматриваемого явления при этом существенно меняется.

В результате экспериментальных и теоретических исследований было установлено, что усиление кумулятивного эффекта при наличии облицовки связано с весьма сильным и своеобразным перераспределением энергии между продуктами взрыва, материалом металлической облицовки и переходом части металла в кумулятивную струю. Основная часть энергии активной части кумулятивного заряда «перекачивается» в металл облицовки так, что оказывается сконцентрированной в его тонком слое, который и образует кумулятивную струю. Вследствие этого достигается значительно большая плотность энергии в струе, чем при подрыве заряда без облицовки.

Максимальное «уплотнение», определяемое отношением диаметра выемки к диаметру струи, для заряда без облицовки равно 4 - 5. Для заряда с металлической облицовкой выемки «уплотнение» значительно больше, так как диаметр кумулятивной струи много меньше, чем у зарядов без выемки. Общая картина формирования (кумулятивной струи у заряда с металлической облицовкой представляется так. При подрыве (рис. 5.8) заряда 1 продуктами детонации производится очень быстрое обжатие металлической облицовки 2 кумулятивной выемки.

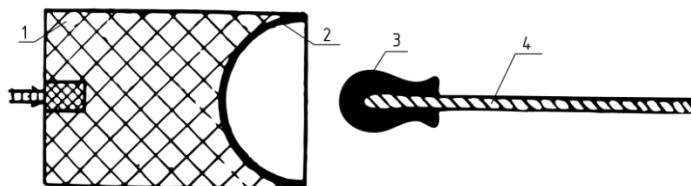


Рис. 12.8

При этом скорость радиальной деформации облицовки может составлять 1 ...2,5 км/с. В результате столь быстрого обжатия облицовка превращается в компактную монолитную массу – пест 3. При обжатии облицовки толщина ее увеличивается, а энергия концентрируется в основном в ее внутреннем слое, который начинает течь, образуя кумулятивную струю 4. Струя образуется исключительно за счет течения металла, прилегающего к внутренней поверхности облицовки. Масса металла, переходящего в струю, в среднем составляет 6 – 20% массы облицовки. Формирование и движение кумулятивной струи можно разбить на две стадии.

Первая стадия характеризует формирование струи в процессе обжатия облицовки. В это время пест и струя составляют единое целое, хотя их движение совершается с различными скоростями. Скорость головной части струи достигает 10... 12 км/с, пест движется сравнительно медленно (со скоростью 0,5...1 км/с).

Вторая стадия характеризуется тем, что струя отрывается от песта и уходит вперед. Наиболее эффективное действие кумулятивного заряда достигается в том случае, когда струя отрывается уже после того, как прекратится подача металла из песта, который до определенного момента времени является своеобразным резервуаром, поддерживающим питание струи. В этом плане существенное влияние на условия формирования струи и на бронепробивное действие заряда оказывают пластичность материала облицовки и ее толщина. Наилучшее бронепробивное действие достигается при использовании облицовок из меди и мягкой стали.

Кумулятивное действие взрыва заряда ВВ используется, прежде всего, для бронепробивания. Кумулятивная струя, ударяясь о броню, создает высокие напряжения, при которых металл сжимается и течет подобно жидкости (пробоина «промывается», но не «прожигается»). В броне мгновенно образуется узкое отверстие, через которое струя проникает во

внутренние объемы цели, вызывая пожары, взрыв боеприпасов, значительные механические повреждения. Вред кумулятивного действия заряда ВВ зависит от следующих факторов:

1. Характеристик, определяющих бризантность ВВ (скорость детонации, плотность заряда).

2. Характеристик, определяющих равномерность фронта детонационной волны и равномерное обжатие облицовки (точность инициирования, точность геометрических размеров заряда, однородность заряда).

3. Характеристик пластичности и однородности материала кумулятивной выемки.

С целью повышения бризантности ВВ для кумулятивных зарядов используются смеси ТГ с большим содержанием гексогена. При некоторых технологических способах получения заряда, например при вибрационном литье сплава тротила, с мелкими зернами гексогена, удается получить заряды с содержанием гексогена до 70 ...90%, имеющие плотность 1,77... 1,78 г/см³, скорость детонации 8400.... 8450 м/с, отклонения в скорости детонации 0,1 ...0,3%, пористость 1 ...2%.

Улучшение только характеристик бризантности ВВ не всегда достаточно для совершенствования кумулятивного заряда. Значение повышения качества выполнения самого заряда становится особенно заметным, если необходимо пробивать преграду, имеющую несколько стенок (переборок). Если кумулятивная струя, прежде чем войти в жизненно важные места цели, должна пробить последовательно несколько преград, то отдельные части кумулятивной струи должны лететь точно друг за другом, не рассеиваясь в поперечном направлении. Главной предпосылкой получения такой струи является равномерность детонационного фронта, которая может быть достигнута только в точно выполненном однородном заряде. Кроме всего этого одновременно с кумулятивным наблюдается обычное бризантное и фугасное действие взрыва, в кумулятивную струю уходит только относительно небольшая часть энергии заряда ВВ.

12.2.3. Фугасное действие взрыва. Параметры ударной волны в воздухе и воде

Фугасное действие взрыва обусловлено расширением продуктов детонации до сравнительно невысоких давлений и прохождением ударной волны в окружающей среде. Проявляется фугасное действие в форме раскалывания и отбрасывания среды, в которой происходит взрыв.

Рассмотрим физическую картину явлений, сопровождающих расширение продуктов детонации в воздухе и воде. Из опыта известно, что действие взрыва компактного заряда ВВ произвольной формы на расстояниях, превышающих его характерный размер, эквивалентно действию взрыва сферического заряда той же массы. Поэтому будем рассматривать взрыв сферического заряда с радиусом

$$r_0 = \sqrt{\frac{3m_{\text{вв}}}{4\pi\rho_0}}; \quad (12.2)$$

где $m_{\text{вв}}$, ρ_0 – масса и плотность заряда.

Связь между $m_{\text{вв}}$ и r_0 при $\rho_0 = 1600\text{кг/м}^3$ показана на графике рис. 12.9.

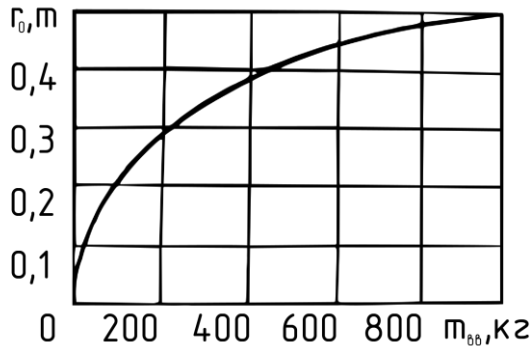


Рис. 12.9

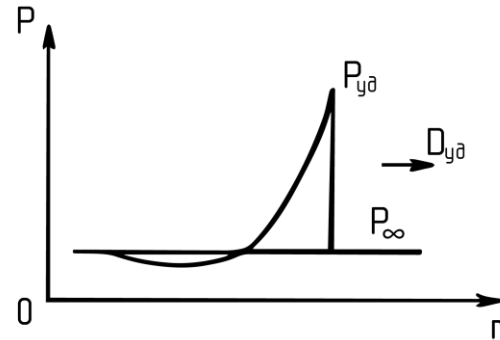


Рис. 12.10

Взрыв в воздухе сопровождается взаимодействием продуктов детонации с окружающей воздушной средой. Сильно сжатые и нагретые продукты детонации, расширяясь, оказывают сильное динамическое воздействие на воздушную среду. При этом в воздухе образуется ударная волна большой интенсивности, особенно вблизи заряда. В отличие от звуковых (акустических) волн давления, ударные волны характеризуются следующими особенностями:

- скорость распространения ударных волн всегда больше скорости звука в невозмущенной среде;
- во фронте ударной волны параметры состояния и движения среды изменяются скачком;
- за фронтом ударной волны движется в ту же сторону поток среды;
- скорость ударной волны зависит от ее интенсивности;
- ударная волна не имеет периодического характера, а распространяется в виде одиночного скачка уплотнения.

Типичный характер изменения давления в среде при прохождении ударной волны показан на рис. 12.10. Вслед за фронтом ударной волны проходит зона сжатия среды, в которой давление много выше давления в невозмущенной среде p_∞ . Уплотнение среды в ударной волне связано с перемещением частиц среды из слоев, лежащих за зоной сжатия, поэтому за зоной сжатия образуется зона разрежения, в которой давление меньше начального p_∞ .

Основными параметрами ударной волны являются:

$p_{\text{уд}}$ – давление на фронте;

I – импульс давления в зоне сжатия;

$D_{\text{уд}}$ – скорость движения фронта волны;

$u_{\text{уд}}$ – скорость потока среды за фронтом волны;

$\rho_{\text{уд}}$, $T_{\text{уд}}$ – плотность и температура воздуха в ударной волне.

Для количественной ориентировки в табл. 12.3 приведены параметры плоских ударных волн в воздухе.

Таблица 12.3

$\frac{p_{уд}}{p_{\infty}}$	$D_{уд}, \text{ м/с}$	$u_{уд}, \text{ м/с}$	$\frac{\rho_{уд}}{\rho_{\infty}}$	$T_{уд}, \text{ К}$
2	452	175	1,63	336
10	978	725	3.88	725
100	3020	2590	7,06	3860
500	6570	5980	10,40	12200
1000	9210	8.560	10,40	14000

Из приведенных данных видно, что параметры ударной волны зависят от ее интенсивности, характеризуемой отношением давления на ее фронте руд к давлению невозмущенной среды p_0 . При взрыве заряда обычного бризантного ВВ в воздухе на высоте $H=0$ вблизи очага взрыва давление на фронте ударной волны составляет около $p_{уд} = 1000 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$. При этом воздух будет уплотнен примерно в 10 раз, фронт волны будет двигаться со скоростью около 9,2 км/с, а поток среды за фронтом – со скоростью около 8,5 км/с. Вблизи очага взрыва фронт разлета продуктов детонации совмещен с фронтом воздушной ударной волны, так как они двигаются примерно с равной скоростью. Но плотность продуктов детонации в этой зоне примерно в 20 раз превосходит плотность воздуха на фронте ударной волны, поэтому динамическое воздействие продуктов детонации на преграду значительно превосходит действие воздушной ударной волны.

Расчет показывает, что продукты взрыва обычных ВВ при расширении до атмосферного давления при $H = 0$ увеличивают свой объем (в сравнении с объемом заряда) примерно в 1000 – 1600 раз. Соответственно, когда радиус облака продуктов детонации достигает 10 – 12 радиусов заряда, давление в нем становится близким к атмосферному. Примерно к этому моменту воздушная ударная волна отрывается от поверхности облака газов и распространяется далее в окружающей среде. Таким образом, разрушительное действие взрыва на малых расстояниях (до $r \sim 10r_0$) вызывается главным образом продуктами детонации, а на больших расстояниях от заряда ($r > 10r_0$) - воздушной ударной волной. Расчеты показывают, что на расстоянии $r = 10 r_0$ от очага взрыва обычного ВВ давление на фронте ударной волны уменьшается примерно в 20 раз. Далее давление падает примерно обратно пропорционально r^2 , что на расстоянии $r = 25r_0$ дает $p_{уд}/p_{\infty} = 10$. Дальнейшее падение давления в ударной волне будет менее интенсивным, а сама ударная волна уже не будет сильной. Поэтому если основным разрушающим фактором является давление на фронте волны, то расстояние $r_{пр} = 25...50r_0$ можно считать предельным в смысле сильного воздействия на среду, окружающую место взрыва. Поскольку радиус заряда r_0 пропорционален корню кубическому из массы заряда, при прочих равных условиях радиус поражения ударной волной также пропорционален корню кубическому из массы заряда. Таким образом,

для увеличения радиуса фугасного действия заряда в два раза необходимо увеличить массу заряда ВВ в восемь раз. Это обстоятельство ограничивает возможности применения боевых частей ракет чисто фугасного действия.

При взрыве на большой высоте радиус поражения ударной волной сокращается вследствие понижения атмосферного давления p_∞ , а, следовательно, и давления $p_{\text{вод}}$, на фронте ударной волны. Так, например, на высоте $H = 20$ км атмосферное давление p_∞ примерно в 18 раз меньше, чем на уровне моря. Соответственно радиус эффективного фугасного действия заряда резко сокращается и практически ограничивается радиусом действия продуктов детонации.

Взрыв в воде, так же как и взрыв в воздухе, сопровождается расширением продуктов детонации и образованием ударной волны в воде. В целом физическая картина этих явлений такая же, как и в воздухе, однако значительно большая плотность и меньшая сжимаемость воды порождают ряд особенностей процессов:

1. При взрыве заряда продукты детонации на внешней границе заряда начинают взаимодействовать со средой, окружающей заряд. Если среда достаточно плотная (вода), то граница раздела между продуктами детонации и средой начинает медленно двигаться от заряда. Продукты детонации, имея более высокую скорость и набега на границу раздела со средой, будут сжиматься. Давление продуктов детонации у границы раздела будет в первые моменты времени после окончания детонации возрастать. Лишь по истечении некоторого времени давление продуктов детонации начнет падать вследствие увеличения объема, занимаемого ими. Если плотность среды небольшая (воздух), то граница раздела между продуктами детонации и средой движется с большой скоростью, давление продуктов детонации с самого начала процесса падает.

По указанной физической причине начальное давление на фронте ударной волны в воде (при взрыве обычных ВВ) примерно в 150 раз больше, чем в воздухе.

2. Вследствие малой сжимаемости воды ее температура увеличивается весьма мало и, следовательно, тепловые потери энергии уменьшаются. Доля энергии, которая «полезно» тратится на механическую работу (а не на тепло), несколько больше, чем в воздухе. Общее действие ударной волны в воде оказывается несколько более сильным, чем в воздухе.

3. Давление в ударной волне, распространяющейся в воде, падает быстрее, чем в воздухе. На расстоянии $10 r_0$ от очага взрыва давление в ударной волне составляет $\sim 0,01$ начального значения, на больших расстояниях давление в ударной волне снижается примерно пропорционально r_3 . В результате, несмотря на большую величину начального давления в ударной волне, существенной разницы в значении $p_{\text{ул}}/p_\infty$ в воздухе и в воде на больших расстояниях от места взрыва нет.

4. Расширение продуктов детонации (газового пузыря) в воде происходит более медленно, чем в воздухе. Предельный радиус объема, занимаемого

продуктами детонации, зависит от давления на глубине взрыва p_{∞} . На малой глубине радиус газового объема равен примерно $10...12 r_0$ (как в воздухе), на глубине 100 м – уменьшается примерно в 2,16 раза ($\sqrt[3]{10}$). Образовавшийся газовый пузырь вследствие упругости газа и инерционности воды в конце процесса расширения совершает несколько пульсаций объема (давление в пузыре сравнивается с давлением воды в колебательном процессе). При каждой пульсации формируется ударная волна в воде. На первую пульсацию (расширение-сжатие) приходится – 59% запасенной энергии, на вторую ~ 20%, на третью – 7%. В разрушительном действии определяющей является ударная волна от первого расширения (пульсации) газового пузыря.

5. Наиболее сильное разрушительное действие в воде, так же как и в воздухе, проявляется в объеме, занимаемом продуктами взрыва. За пределами этого объема разрушительное действие существенно определяется не только избыточным давлением на фронте ударной волны, но и движением масс воды за фронтом волны. Этим обстоятельством объясняется большая эффективность неконтактного действия подводного взрыва по кораблям.

При контактном взрыве у борта корабля продукты детонации быстро разрушают обшивку корпуса и расширяются внутрь отсека, получается малая по площади, но глубокая (внутри корабля) пробоина. При неконтактном взрыве на «корпус корабля действует избыточное давление на фронте ударной волны и скоростной напор движущейся воды. Общее время действия взрыва увеличивается, вследствие сильного сотрясения корпуса выходят из строя механизмы и приборы, образуется большая по площади пробоина, хотя и не всегда глубокая. Заделать такую пробоину значительно труднее, чем в первом случае. В целом эффективность фугасного действия заряда ВВ при неконтактном подрыве у подводной части борта корабля существенно выше, чем в случае неконтактного взрыва у надводной части корабля.

12.3. Принципы устройства и действия боевых частей КР

12.3.1. Общие сведения

Боевые части КР, предназначенных для поражения таких «точечных» целей, как корабли, отдельные береговые сооружения, срабатывают при прямом попадании в цель. Поражающее действие БЧ зависит, прежде всего, от ее мощности, характеристик уязвимости цели и точности наведения ракеты в жизненно важные места цели. Очевидно, что эффективное поражение и, в частности, потопление небронированных кораблей может достигаться БЧ меньшей мощности, чем в том случае, когда корабль имеет бронирование. Совершенствование систем управления ракет, позволяющее с более высокой вероятностью вывести ракету в требуемое место цели, например в район ватерлинии, в центральной части корабля, также позволяет снизить требования к мощности БЧ.

Мощность БЧ КР определяется, при прочих равных условиях, главным образом массой заряда ВВ. Увеличение массы заряда ВВ, а, следовательно, и

массы БЧ наиболее простой, но не всегда рациональный путь повышения поражающего действия КР. Дело в том, что на каждый килограмм массы БЧ, в зависимости от максимальной дальности и скорости полета, приходится от 3 до 10 килограммов стартовой массы КР. Поэтому необходимо увеличивать поражающее действие БЧ, прежде всего за счет более эффективного использования ее энергии. Если считать, что цель и характеристики ее уязвимости заданы, ошибки наведения известны, параметры взрывательного устройства оптимальным образом согласованы с БЧ, то поражающее действие БЧ определяют два основных фактора: энергетические параметры ВВ, используемого в заряде БЧ, тип и масса БЧ.

Энергетические параметры бризантных ВВ, используемых в снаряжении ракет, лежат в достаточно узком диапазоне и в процессе совершенствования ракет меняются несущественно. По типу и массе БЧ возможно большее разнообразие. В зависимости от типа БЧ меняется характер использования ее энергии и коэффициент наполнения ее взрывчатым веществом

$$a_{ВВ} = \frac{m_{ВВ}}{m_{БЧ}}, \quad (5.3)$$

где $m_{ВВ}$ - масса заряда взрывчатого вещества;
 $m_{БЧ}$ - масса БЧ.

12.3.2. Типы боевых частей

БЧ, предназначенные для подрыва при ударе о преграду, можно разделить на две группы:

- срабатывающие за преградой, или проникающие;
- срабатывающие перед преградой, или непроникающие.

Проникающие боевые части при ударе ракеты о преграду должны, разрушаясь, в целом виде проникать за преграду во внутренние помещения цели и там взрываться. В этом случае для пробития преграды используется кинетическая энергия БЧ. Энергия ВВ используется для разрушений внутри цели. Корпус проникающей БЧ должен быть достаточно прочным, рассчитанным на большие осевые перегрузки, возникающие при пробитии преграды. Поскольку в момент удара о преграду конструкция ракеты разрушается, взрывательное устройство должно быть смонтировано внутри БЧ и должно обеспечивать подрыв заряда за преградой. Иными словами, по конструкции проникающая БЧ может быть похожа на полубронебойный артиллерийский снаряд, «вложенный» внутрь ракеты и имеющий ударный взрыватель замедленного действия (рис. 12.11).

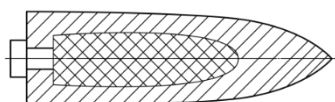


Рис. 12.11

БЧ, проникающая по внутренним помещениям корабля в состоянии, годном к взрыву, способна вызвать значительно большее поражение, чем при наружном взрыве. При взрыве внутри корабля вся энергия ВВ выделяется в ограниченном объеме у жизненно важных частей корабля: погребов с боеприпасами, топливных цистерн, энергетических установок, постов управления. В результате наложения отраженных ударных волн, а также осколочного действия радиус зоны поражения оказывается большим, чем при наружном взрыве такого же количества ВВ.

Однако при одной и той же общей массе проникающей и непроникающей БЧ масса заряда ВВ проникающей БЧ меньше за счет большей массы прочного и тяжелого корпуса. Необходимость использования прочного корпуса ведет к снижению коэффициента наполнения БЧ взрывчатым веществом. Значение $a_{ВВ}$ может снижаться до 0,3 ... 0,4. Поэтому при попадании ракеты в надстройки, при взрыве БЧ над палубой поражающее действие проникающей БЧ может быть меньше поражающего действия непроникающей БЧ такой же массы, но с большим коэффициентом наполнения ВВ.

Непроникающие боевые части подрываются перед преградой до разрушения конструкции ракеты. В этом случае при встрече ракеты с целью (бортом корабля, надстройками) уже в начале процесса деформации элементов ракеты, первыми натолкнувшись на преграду, происходит срабатывание взрывательного устройства и подрыв заряда БЧ. До подрыва конструкция БЧ не испытывает больших перегрузок, она может быть легкой, коэффициент наполнения БЧ взрывчатым веществом $a_{ВВ}$ может достигать до 0,8 ... 0,9. Однако значительная часть энергии взрывчатого вещества в этом случае расходуется на пробивание преграды и рассеивается в окружающей среде, в то время как у проникающей БЧ вся энергия ВВ «вносится» во внутренние помещения цели. Поскольку конструкция ракеты разрушается взрывом перед преградой, достаточно большой запас кинетической энергии ракеты не используется целенаправленно для пробивания преграды.

Несмотря на отмеченные недостатки, непроникающие БЧ нашли широкое распространение, обусловленное простотой устройства боевого снаряжения и достаточно высокой эффективностью его действия по кораблям различных типов при попадании, как в борт, так и в палубу и надстройки корабля. В зависимости от основного вида поражающего действия ВВ принято различать непроникающие БЧ: фугасного действия, фугасно-направленного действия, фугасно-кумулятивного действия. Конструктивно эти БЧ могут выполняться в виде отсека корпуса ракеты, заполненного взрывчатым веществом (по несущей схеме), либо в виде металлического футляра с зарядом ВВ, вкладываемого внутрь отсека корпуса ракеты и не участвующего в восприятии нагрузок, действующих на корпус. В первом случае массовые характеристики ракеты могут быть лучше, но при эксплуатации ракеты без боевого снаряжения необходим специальный технологический отсек (фальшотсек), что усложняет применение ракеты.

БЧ фугасного действия состоит (рис. 12.12) из тонкостенного металлического корпуса 1, заполненного зарядом взрывчатого вещества 2.

Инициирование заряда производится от взрывателя 4 через дополнительный детонатор 3. При размещении дополнительного детонатора в центральном осевом канале заряда создается детонационная волна, расходящаяся в осевом и радиальном направлениях. Такая БЧ не обладает существенно выраженной направленностью действия и не всегда достаточно эффективна при взрыве на внешнем контуре корабля.

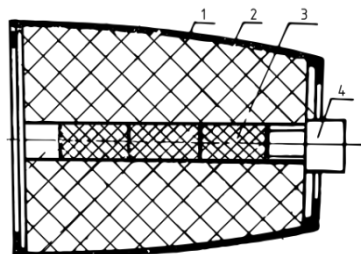


Рис. 12.12

БЧ фугасно-направленного действия отличается от фугасной БЧ тем, что поражающее действие продуктов детонации усиливается по направлению продольной оси ракеты. Достигается это инициированием заряда со стороны заднего торца БЧ одновременно в нескольких точках или применением специальных линз (деревянных) внутри разрывного заряда при одноточечном инициировании.

В одном и другом случае задача состоит в том, чтобы детонационная волна перемещалась от заднего торца к переднему и имела не сферическую форму, как при обычном одноточечном инициировании, а плоскую или вогнутую форму (рис. 12.13).

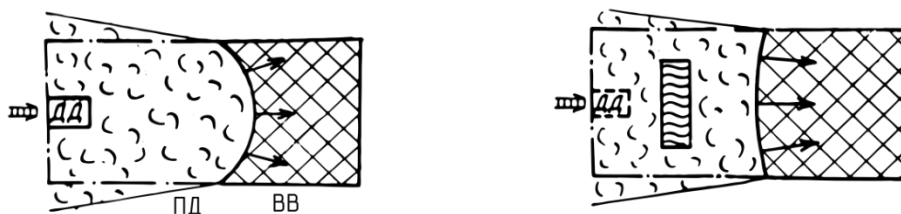


Рис. 12.13

Схема БЧ с одновременным инициированием заряда в четырех точках заднего торца показана на рис. 12.4. С корпусом 1, заполненным зарядом 2, скреплен детонационный блок 5, во внутренних каналах которой размещены элементы детонирующей цепи: центральная шашка 3.1, передаточные заряды 3.2, дополнительные детонаторы 3.3. При срабатывании детонатора взрывателя 5 возбуждается детонация в центральной шашке 3.1. Через передаточные заряды 3.2 равной длины детонационные импульсы передаются на дополнительные детонаторы 3.3 разрывного заряда. Деревянная подушка 4 смягчает возможный удар по заряду ВВ через стенку детонационного блока при срабатывании центральной шашки 3.1. Инициирование разрывного заряда происходит одновременно в четырех точках, что обеспечивает требуемую форму детона-

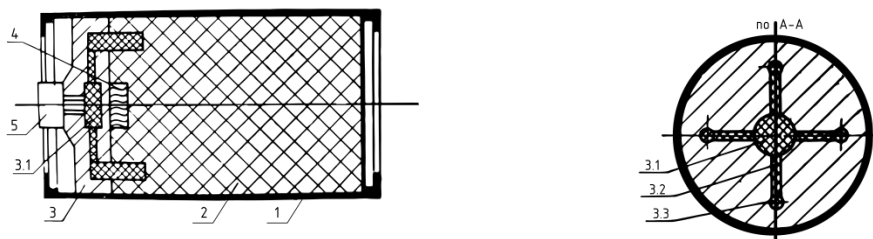


Рис. 12.14

ционной волны (вогнутостью вперед) и усиливает направленное вперед бризантное и фугасное действие взрыва.

В сравнении с фугасной БЧ боевая часть фугасно-направленного действия дает большее поражение расположенных впереди преград.

БЧ фугасно-кумулятивного действия отличается от БЧ фугасно-направленного действия наличием кумулятивной выемки на переднем торце заряда. По принципу инициирования заряда с заднего торца и конструкции существенных различий нет.

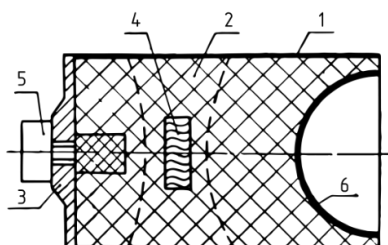


Рис. 12.15

На рис. 5.15 показана схема БЧ фугасно-кумулятивного действия с деревянной линзой 4, обеспечивающей изменение формы детонационной волны при инициировании заряда от одного дополнительного детонатора 3.

Наличие кумулятивной выемки с металлической облицовкой 6 позволяет «перекачать» часть энергии заряда в кумулятивную струю, за счет чего усиливается поражающее действие БЧ по бронированным преградам, погребам с боеприпасами, топливным цистернам и другим частям корабля.

Контрольные вопросы:

- 1) Что такое взрыв?
- 2) Какие факторы приводят к взрыву?
- 3) Какие вы знаете виды взрывчатых превращений?
- 4) Назовите классификацию взрывчатых веществ.
- 5) Что такое инициирующие взрывчатые вещества и как они используются?
- 6) Что такое бризантные взрывчатые вещества и как они используются?
- 7) Какие существуют виды действия взрыва?
- 8) Назовите виды боевых частей ракеты.

ГЛАВА 13. ВЗРЫВАТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА РАКЕТ

13.1. Общие сведения о взрывательных устройствах ракет

Взрывательное устройство (ВУ) предназначается для возбуждения взрыва разрывного заряда БЧ в оптимальный момент времени, при котором обеспечивается наибольшее поражающее действие по цели. Применение в боеприпасах специальных устройств для возбуждения взрыва разрывного заряда связано, прежде всего, с тем, что современные боеприпасы снаряжаются бризантными взрывчатыми веществами, малочувствительными к внешним воздействиям (удару, нагреву и т.п.), но обладающими большой мощностью взрыва. Низкая чувствительность зарядов боевых частей к внешним воздействиям является одним из основных средств обеспечения взрывобезопасности ракет в условиях эксплуатации.

Чувствительность применяемых на практике бризантных взрывчатых веществ такова, что нельзя гарантировать их взрыв даже при ударе боеприпаса, имеющего сверхзвуковую скорость полета, о такие прочные преграды, как броня или бетон. Они надежно взрываются лишь под воздействием взрыва вспомогательного заряда, сообщаемого им мощный взрывной импульс. Для того чтобы ВУ соответствовало своему функциональному назначению, оно должно отвечать определенным требованиям. Главные из этих требований:

1. Безотказность действия у цели при всех условиях боевого применения.
2. Взрывобезопасность боевого снаряжения во всех условиях эксплуатации ракеты, включая возможные нештатные и аварийные ситуации.
3. Способность обеспечивать оптимальный момент срабатывания у цели, при котором подрыв БЧ наиболее эффективен.
4. Помехоустойчивость, исключающая срабатывание в полете до сближения с целью и несрабатывание у цели.
5. Способность сохранять неизменными боевые свойства при длительном хранении.
6. Возможность дистанционного контроля исправности и безопасности ВУ.

Несмотря на многообразие возможных конструкций ВУ, в их составе по функциональному назначению всегда могут быть выделены одни и те же элементы:

- огневая, или детонационная цепь, для возбуждения взрыва заряда БЧ;
- контактные или неконтактные датчики цели, определяющие оптимальный момент подрыва БЧ;
- запальная (боевая) электроцепь (либо ударное устройство) для возбуждения взрыва огневой цепи ВУ;
- предохранительные устройства, исключающие возможность срабатывания ВУ до старта ракеты и на начальном участке траектории полета;

- устройства дальнего взведения, обеспечивающие выключение предохранительных устройств или взведение ВУ (в несколько ступеней) при нормальном полете ракеты;

- электроцепь дистанционного контроля безопасности ВУ.

Кроме того, в составе ВУ может быть устройство самоликвидации для подрыва ракеты в полете при промахе. Такое разделение ВУ по функциональным элементам удобно для изучения принципов их построения и действия, хотя может не совпадать с разделением на конструктивные узлы и блоки. Возможный вариант разделения ВУ на блоки показан на рис. 13.1. Выделены неконтактный датчик цели 1, контактный датчик цели 2, внешние датчики устройства дальнего взведения 3, взрыватель 4, блок коммутации 5, соединительные электрические кабели со штепсельными разъемами 6.

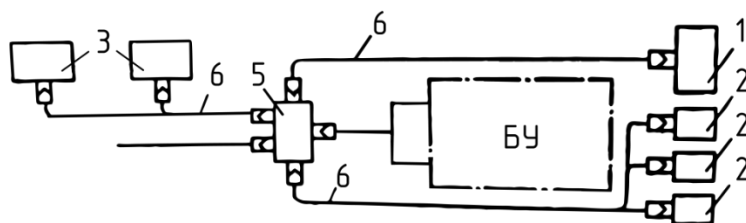


Рис. 13.1

Разнообразие конструкций ВУ приводит к различиям в названиях их конструктивных элементов (блоков, узлов, механизмов), используемых в описаниях. Например, блок 4, смонтированный непосредственно на БЧ и используемый для ее подрыва, называют предохранительно-исполнительным механизмом (для ЗУР), в других случаях – предохранительно-детонирующим устройством, детонаторным блоком, взрывателем. Иногда для краткости все взрывательное устройство называют просто взрывателем. Мы будем использовать термины, указанные к рис. 13.1.

Классификация взрывательных устройств проводится по следующим основным признакам:

1. По способу действия у цели различают:

- ударные (контактные) ВУ, срабатывающие при ударе о преграду;
- неконтактные ВУ, срабатывающие в заданной области пространства у цели;
- дистанционные ВУ, срабатывающие по истечении заданного времени с момента выстрела;
- командные ВУ, срабатывающие по команде, подаваемой с поста управления;
- комбинированные ВУ, обеспечивающие несколько способов действия, например контактный подрыв при, прямом попадании в цель и неконтактный (или командный) подрыв при наличии промаха.

Чаще всего на КР используются ударные ВУ, на ЗУР – неконтактные и комбинированные ВУ, по принципу дистанционных ВУ обеспечивается самоликвидация ЗУР.

2. По принципу возбуждения огневой цели различают:

- механические ВУ, срабатывающие от накола капсуля-воспламенителя или капсуля-детонатора жалом специального ударного устройства;
- электрические ВУ (ЭВУ), срабатывающие от нагрева электрическим током мостика накаливания в электровоспламенителе или в электродетонаторе;
- электромеханические ВУ (ЭМВУ), срабатывающие от накола жалом и от нагрева электрическим током средств инициирования.

Наиболее удобны для применения на ракетах электрические и электромеханические ВУ.

3. По степени безопасности огневой цепи различают.

- ВУ предохранительного типа, у которых до момента окончательного взведения капсуль-детонатор (электродетонатор) механически изолирован от детонатора;
- ВУ полупредохранительного типа, у которых до момента окончательного взведения капсуль-воспламенитель (электро-воспламенитель) механически изолирован от капсуля-детонатора;
- ВУ непредохранительного типа, у которых в огневой цепи нет предохранительных элементов.

В ракетах используются, как правило, ВУ предохранительного типа, имеющие наиболее сложную, но и наиболее безопасную конструкцию огневой цепи. Несанкционированный подрыв до взведения наиболее чувствительных к внешним воздействиям инициирующих ВВ в элементах огневой цепи не ведет к срабатыванию детонатора и БЧ.

4. По времени срабатывания различают:

- ударные ВУ мгновенного действия, обеспечивающие подрыв БЧ перед преградой;
- ударные ВУ замедленного действия, обеспечивающие подрыв БЧ за преградой.

У ракет с непроникающими БЧ используются ударные ВУ мгновенного действия, для подрыва проникающих БЧ могут использоваться ударные ВУ замедленного действия.

5. По принципу действия механической части контактного датчика цели различают:

- ударные ВУ реакционного типа, у которых датчик срабатывает (сдвигается, сминается) непосредственно от сил реакции преграды;
- ударные ВУ инерционного типа, у которых датчик срабатывает от сил инерции, действующих на его подвижные элементы при торможении ракеты в момент встречи с преградой.

Контактные датчики реакционного типа имеют очень малое время срабатывания, но должны устанавливаться на лобовых поверхностях ракеты. Контактные датчики инерционного типа имеют большее время срабатывания, но допускают установку в любом месте внутри ракеты.

6. По принципу действия электрической части контактного датчика цели различают:

- ударные ВУ с датчиками замыкания;
- ударные ВУ с генераторными датчиками,

В первом случае для срабатывания запальной электроцепи необходим источник электропитания (бортовая сеть, предварительно заряженный конденсатор), во втором случае источником электрического импульса является сам контактный датчик.

7. По виду энергии, используемой в неконтактном ВУ (неконтактном датчике цели), различают ВУ: радиотехнические, оптические (тепловые), магнитные, акустические.

На ЗУР чаще всего используются радиотехнические и оптические ВУ.

13.2. Принципы построения основных элементов взрывательных устройств

13.2.1. Огневая цепь

Огневая цепь ВУ обеспечивает инициирование разрывного заряда БЧ (обычно через дополнительные детонаторы заряда). Для увеличения безопасности ВУ огневая цепь выполняется так, чтобы потребные количества инициирующих ВВ, чувствительных к внешним воздействиям, были минимальны. В состав огневой цепи входят (рис. 13.2):

- средства воспламенения, дающие луч пламени: накольный капсюль-воспламенитель (КВ), электровоспламенитель (ЭВ);
- пороховой замедлитель (ЗМ), обеспечивающий требуемое замедление в передаче луча пламени (только у ВУ замедленного действия);

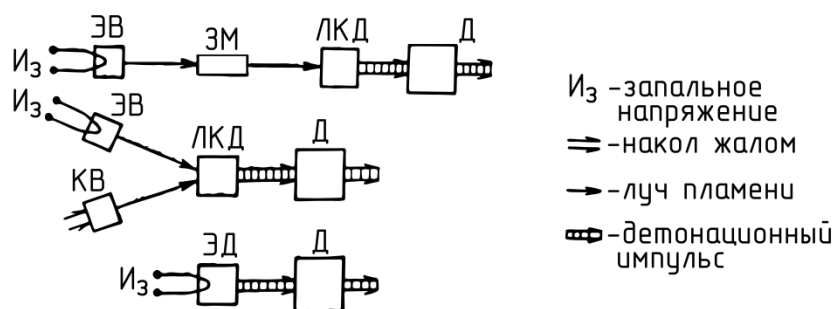


Рис. 13.2

- средства детонации, дающие детонационный импульс: лучевой капсюль-детонатор (ЛКД), накольный капсюль-детонатор, электродетонатор (ЭД), детонатор (Д).

Рассмотрим краткую характеристику элементов огневой цепи.

Капсюль-воспламенитель служит для создания луча пламени на капсюль-детонатор или на пороховой замедлитель огневой цепи при наколе жалом ударника. Капсюль-воспламенитель накольного действия (рис. 13.3) состоит из колпачка 1, заряда 2 и фольгового покрытия 3. Заряд выполняется из специального ударного состава, обладающего хорошей чувствительностью

к наколу (без детонации) и дающего луч пламени высокой жгучести (с твер-

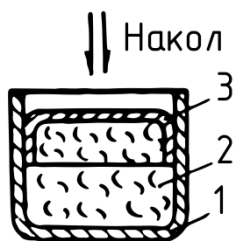


Рис. 13.3

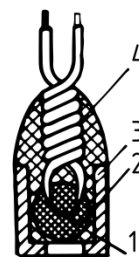


Рис. 13.4

дыми частицами). Масса заряда составляет доли грамма (0,1...0,2 г) и представляет собой смесь малых количеств гремучей ртути (в малых количествах гремучая ртуть не детонирует), бертолетовой соли и антимония. В этом составе гремучая ртуть служит для воспламенения (при наколе) горючего вещества-антимонии, бертолетовая соль является окислителем, отдающим кислород для горения.

Электровоспламенитель служит для создания луча пламени в огневой цепи взрывателя при подаче на него электрического импульса. Электровоспламенитель представляет собой (рис. 13.4) припаянный к двум проводникам мостик накаливания 1 из тонкой проволоочки с высоким удельным сопротивлением электрическому току, окруженный каплей инициирующего ВВ 2, чувствительного к нагреву. Используются в основном ТНРС или специальные пиротехнические составы, масса капли составляет сотые доли грамма. Для удобства обращения и защиты от внешних воздействий мостик с каплей воспламенительного состава помещается в гильзу 3, закрытую мастикой 4. Линейные размеры электровоспламенителей не превышают 1 см.

При подключении к достаточно мощному источнику тока при нагреве мостика накаливания срабатывает воспламенительный состав, образуя луч пламени. Обычно мостик накаливания выполняется так, чтобы его исправность можно было безопасно проверить малыми токами (до 0,01 ...0,02 А). Для защиты мостика накаливания от токов наводки (рисунок 13.5) вход мостика накаливания шунтируется резистором R и конденсатором C. Резистор обеспечивает защиту от статического электричества (накапливающийся заряд стекает через него). Конденсатор обеспечивает защиту от импульсных токов, обусловленных действием электромагнитных полей на носителе оружия.

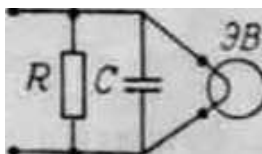


Рис. 13.5

Капсюль-детонатор служит для создания детонационного импульса, возбуждающего взрыв бризантного ВВ в детонаторе взрывателя. Различают капсюли-детонаторы лучевого и накольного действия. И те, и другие могут быть простые и комбинированные. Простыми капсюлями-детонаторами называют такие, которые снаряжены только иницирующими ВВ. Комбинированными называют капсюли-детонаторы, заряд которых состоит из иницирующих ВВ и бризантного ВВ. При этом часть заряда, состоящую только из иницирующих ВВ, называют первичным зарядом, другую часть, состоящую из бризантного ВВ, называют вторичным зарядом. Комбинированные капсюли-детонаторы обладают более сильным иницирующим действием и менее опасны в обращении.

На рис. 13.6 показано устройство комбинированного капсюля-детонатора лучевого действия. Капсюль-детонатор состоит из колпачка 1, чашечки 2 с отверстием, прикрытым кружком из шелковой ткани 3, первичного заряда 4 и 5 и вторичного заряда 6. Первичный заряд имеет навеску 4 из ТНРС, чувствительного к лучу огня, но обладающего малой иницирующей способностью, и навеску азиды свинца 5, имеющей высокую иницирующую способность. Вторичный заряд выполняется из бризантного ВВ тетрила, ТЭНа, гексогена или октогена. Капсюль-детонатор накольного действия отличается от лучевого устройством чашечки (отверстие прикрыто фольгой) и снаряжением первичного заряда. В навеске 4 (рис.13.6) вместо ТНРС исполь-

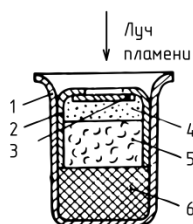


Рис. 13.6

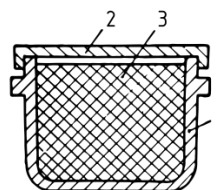


Рис. 13.7

зуется специальный ударный состав, азид свинца. Масса заряда капсюля-детонатора составляет десятые доли грамма (0,2... 0,4 г), линейные размеры не превышают 1 см.

Электродетонатор, так же как и капсюль-детонатор, служит для возбуждения взрыва бризантного ВВ в детонаторе, но срабатывает от импульса электрического тока. Электродетонатор представляет собой электровоспламенитель и лучевой капсюль-детонатор, объединенные в одном корпусе. Первичный заряд электродетонатора в этом случае состоит из ТНРС и азиды свинца, вторичный заряд выполняется из тетрила, гексогена, ТЭНа или октогена. Могут использоваться также первичные заряды из одного азиды свинца.

Детонатор служит для усиления взрывного импульса капсюля-детонатора (электродетонатора) и возбуждения взрыва разрывного заряда боевой части. Возможный вид детонатора показан на рисунке 13.7. В алюминиевом стакане 1, закрытом крышкой 2, находится заряд бризантного ВВ 3. Для снаряжения детонаторов могут использоваться тетрил, ТЭН,

гексоген, октоген. Масса заряда не превышает 10... 15 г. В условиях служебного обращения (до взведения взрывателя на траектории) детонатор изолирован от капсуля-детонатора (электродетонатора) с помощью предохранительного устройства.

Все элементы огневой цепи размещаются внутри взрывателя в единой конструкции с устройствами предохранения и взведения.

13.2.2. Датчики цели и боевые электроцепи

Датчики цели и боевая электроцепь обеспечивают возбуждение взрыва в огневой цепи электрического ВУ при встрече ракеты с целью. В составе ВУ может быть несколько боевых электроцепей с датчиками цели различного принципа действия. Боевая электроцепь может срабатывать от:

- системы контактных датчиков замыкания, подключающих электродетонатор к источнику питания в момент удара о преграду;
- системы контактных генераторных датчиков, вырабатывающих импульс напряжения на электродетонатор в момент удара о преграду;
- исполнительного каскада неконтактного датчика цели, выдающего электрический импульс на электродетонатор при пролете ракеты около цели;
- устройства самоликвидации, подключающего электродетонатор к источнику питания при истечении заданного времени полета.

Боевая электроцепь с датчиками замыкания показана на рис. 13.8. В боевую электроцепь входят источник питания $C_{ЗАП}$, датчики замыкания (ДЗ), предохранительный выключатель (ПВ), замыкающий контакты с момента взведения взрывателя, мостик накаливания электродетонатора (ЭД). Кроме того, в цепях датчиков замыкания имеются плавкие предохранители (Пр), с помощью которых отключаются неисправные датчики перед взведением взрывателя.

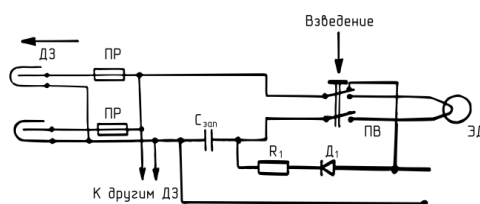


Рис. 13.8

В качестве источника питания в запальной цепи показан конденсатор $C_{ЗАП}$, который заряжается от бортового источника постоянного тока перед взведением взрывателя. В цепи зарядки есть диод D_1 , исключаяющий разряд конденсатора на бортовую сеть при отключении питания, и резистор R_1 , обеспечивающий, при необходимости, нужное время зарядки конденсатора.

После взведения ВУ при встрече ракеты с преградой в одном или нескольких контактных датчиках замыкается электрическая цепь, и конденсатор разряжается на мостик электродетонатора, вызывая его срабатывание. В зависимости от характера сил, используемых для замыкания

боевой электроцепи, контактные датчики подразделяются на реакционные и инерционные. Первые замыкают цепь силами реакции преграды, вторые - силами инерции.

Реакционный контактный датчик (рис. 13.9) состоит из двух электродов, включенных в разрыв боевой электроцепи. В исходном положении электроды находятся на некотором расстоянии друг от друга и тем самым разрывают цепь. При ударе о преграду происходит смятие электродов и замыкание боевой электроцепи.



Рис. 13.9

По конструкции контактные датчики замыкания могут быть штыревыми, трубчатыми или другой формы. Реакционные контактные датчики имеют высокую чувствительность, малое время срабатывания, но должны устанавливаться только на лобовых поверхностях ракеты, которые первыми встречаются с преградой.

Инерционные контактные датчики замыкания, в сравнении с реакционными, имеют обычно большее время срабатывания и меньшую чувствительность, но могут устанавливаться в любом месте ракеты, в том числе и внутри взрывателя. Схема простейшего инерционного контактного датчика замыкания вибрационного типа показана на рис. 13.10. Подвижный электрод датчика выполнен в виде шарика, закрепленного на упругом металлическом стержне, неподвижный контакт - в виде полого цилиндра.

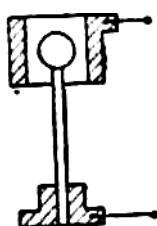


Рис. 13.10

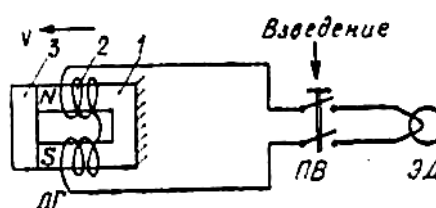


Рис. 13.11

При ударе ракеты о преграду с достаточной перегрузкой стержень изгибается настолько, что шарик касается цилиндра, замыкая боевую электроцепь. Инерционный датчик замыкания может выполняться также в виде инерционного тела, зафиксированного от перемещения специальным стопором, способным удерживать это тело от перемещения при нарастании перегрузки до определенной величины. Функцию стопорения может выполнять магнит, стопорная (деформирующая) шайба. При ударе о преграду корпус ракеты затормаживается, а инерционное тело, стремясь двигаться вперед с той же скоростью, отрывается от магнита либо деформирует

стопорную шайбу и освобождается от нее, замыкая при этом контакты боевой электроцепи.

Боевая электроцепь с генераторным импульсным датчиком, магнитоэлектрического типа инерционного действия показана на рис. 13.11. В боевую электроцепь входят: датчик генераторный импульсный (ДГ), предохранительный выключатель (ПВ) и мостик электродетонатора (ЭД). Импульсный магнитоэлектрический генераторный датчик состоит из постоянного магнита 1, катушки с обмоткой 2 и якоря 3. В исходном состоянии якорь 3 удерживается силой магнитного притяжения. При ударе ракеты о преграду якорь отрывается от магнита, магнитная цепь разрывается, происходит резкое изменение магнитного потока, вследствие чего в обмотке катушки наводится электродвижущая сила, пропорциональная числу витков катушки и скорости изменения магнитного потока. Под действием ЭДС обмотки катушки в боевой электроцепи проходит импульс тока, вызывающий срабатывание электродетонатора (после взведения контакты ПВ замкнуты). Важным достоинством их является отсутствие отдельного источника питания в боевой электроцепи.

Боевая электроцепь с неконтактным датчиком цели аналогична рассмотренной, только источником электрического импульса служит исполнительный каскад датчика.

Боевые цепи ВУ относятся к числу "опасных" электрических цепей ракеты. Для повышения взрывобезопасности ВУ предохранительный выключатель ПВ устанавливается внутри взрывателя, что исключает возможность попадания электрического напряжения на электродетонатор при повреждениях датчиков цели и соединительных кабелей в условиях эксплуатации.

Ударное устройство обеспечивает возбуждение взрыва в огневой цепи ЭМВУ путем накола капсюля-воспламенителя при встрече ракеты с целью. Чаще всего применяются ударные устройства инерционного типа, срабатывающие от сил инерции подвижных элементов при ударе ракеты о преграду. На рис. 13.12 показана схема всюдубойного ударного устройства, срабатывающего от сил инерции, действующих как в осевом, так и в радиальном направлениях. В состав устройства входят: корпус 1, инерционный подвижный ударник 2, неподвижное жало 3, капсюль-воспламенитель 4, инерционное боковойное кольцо 5, предохранительная пружина 6 и стопор 7. После взведения взрывателя стопор 7 освобождает ударник 2 и дает возможность ему перемещаться в осевом направлении. При ударе о преграду продольная составляющая инерционных сил смещает инерционный ударник 2 с закрепленным в нем капсюлем-воспламенителем 4 вперед, сжимая при этом пружину 6. Происходит накол капсюля-воспламенителя жалом 3, луч пламени по центральному каналу ударного устройства передается наружу к капсюлю-детонатору. При боковом ударе боковая составляющая инерционных сил смещает в радиальном направлении инерционное кольцо 5, которое через коническую поверхность сдвигает

вперед инерционный ударник 2, вызывая срабатывание капсюля-воспламенителя.

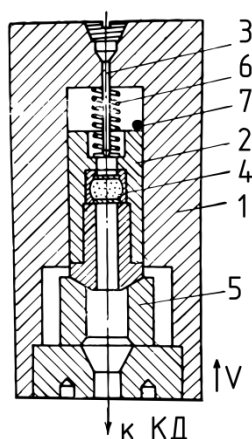


Рис. 13.12

Параметры ударного устройства должны быть выбраны так, чтобы, с одной стороны, обеспечить высокую чувствительность и малое время срабатывания при контакте ракеты с преградой, а с другой стороны, - исключить случайные наколы капсюля-воспламенителя при возможных перегрузках ракеты в полете.

В электромеханических ВУ ударное устройство находится внутри взрывателя и служит резервным средством возбуждения взрыва лучевого капсюля-детонатора (в дополнение к электровоспламенителю, срабатывающему от боевой электроцепи).

Предохранительные устройства обеспечивают:

- безопасность ВУ и боевого снаряжения ракеты в условиях эксплуатации и на начальном участке траектории полета (до взведения);
- предотвращение преждевременного (несанкционированного) срабатывания ВУ после взведения.

Безопасность ВУ до взведения обеспечивается тремя основными средствами:

1. Разрывом огневой цепи между капсюлем-детонатором и детонатором с помощью металлической преграды.
2. Разрывом боевой электроцепи на контактах предохранительных выключателей у электрических ВУ (смотреть рис. 13.8, 13.11).
3. Стопорением подвижных элементов ударного устройства в электромеханических ВУ (рис. 13.11, позиция 7).

В электрических ВУ используются выключатели и в цепях электропитания устройства взведения, но они имеют вспомогательное значение. Решающим фактором безопасности ВУ и боевого снаряжения ракеты является механический разрыв огневой цепи. Конструктивно этот разрыв может выполняться различным образом: введением металлической заслонки между капсюлем-детонатором (электродетонатором) и детонатором, боковым сдвигом капсюля-детонатора (электродетонатора) относительно

детонатора, боковым сдвигом передаточного заряда между капсулем-детонатором и детонатором.

На рисунке 13.13 показана схема разрыва огневой цепи предохранительной заслонкой 1, закрепленной на валу 2 в корпусе 4. Предохранение по огневой цепи снимается после поворота заслонки в положение, при котором отверстие 3 становится по линии электродетонатор - детонатор. Поворот заслонки осуществляется от электропривода с редуктором, либо от устройства с другим принципом действия.

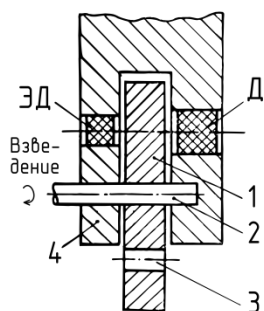


Рис. 13.13

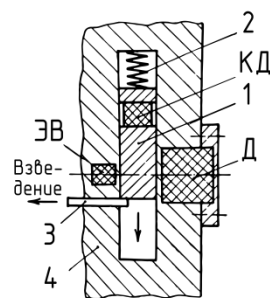


Рис. 13.14

На рис. 13.14 показана схема разрыва огневой цепи боковым смещением в пазу корпуса 4 движка 1 с капсулем-детонатором. При взведении взрывателя сдвигается стопор 3, движок 1 под действием сжатой пружины 2 смещается в боевое положение, при котором электровоспламенитель, капсуль-детонатор и детонатор оказываются на одной линии (разделены тонкими преградами). Пока не снято предохранение по огневой цепи, самопроизвольное срабатывание средств инициирования не влечет за собой взрыва детонатора.

Предотвращение преждевременного срабатывания ВУ после взведения достигается следующими средствами:

1. Отключением неисправных (предварительно замкнутых) реакционных датчиков замыкания. Перед взведением взрывателя (см. рис. 13.8) на датчики, включенные через плавкие предохранители, подается напряжение бортового источника питания, датчики с замкнутыми контактами отключаются выгоранием их плавких предохранителей.

2. Увеличением расчетной перегрузки, при которой срабатывают инерционные датчики замыкания и инерционные генераторные датчики. Иными словами, усилия, при которых происходит отрыв инерционного тела от стопора, отрыв якоря от магнита, выбираются больше значений, возможных при возмущенном движении ракеты по траектории.

3. Применением предохранительной пружины между подвижными деталями, содержащими жало и капсуль-воспламенитель в ударном устройстве (см. рис. 13.12, позиция б) электромеханического ВУ.

Устройство дальнего взведения обеспечивает перевод ВУ из повседневного состояния в боевое, или взведение ВУ. Этот процесс проходит в три (четыре) ступени при требуемом сочетании ряда факторов,

свидетельствующих о нормальном полете ракеты. Снятие первых ступеней предохранения подготавливает условия для снятия последней ступени предохранения. Снятие последней ступени предохранения, или окончательное взведение ВУ, означает перевод в боевое положение:

- огневой цепи;
- боевой электроцепи ЭВУ;
- ударного устройства ЭМВУ.

Следует подчеркнуть, что безопасность ВУ в эксплуатации обеспечивается не только наличием предохранительных устройств, но и невозможностью их выключения, т. е. взведения ВУ, во всех случаях, кроме нормальных условий полета ракеты. Факторами, свидетельствующими о нормальном полете ракеты, могут быть:

1. Появление заданного давления в камере сгорания СД и сход с пусковой установки (есть старт).

2. Наличие продольной перегрузки требуемой величины и времени действия (есть стартовый разгон).

3. Достижение требуемого избыточного давления набегающего воздушного потока (есть требуемая скорость полета).

4. Истечение заданного времени с момента появления второго или третьего факторов (есть требуемое удаление от места старта).

Следовательно, устройство дальнего взведения должно иметь в своем составе:

- датчики (сигнализаторы) физических параметров, характеризующих полет ракеты: концевые выключатели, сигнализаторы давления воздуха (газа), датчик перегрузки (инерционный замыкатель);

- датчик времени часового, электромеханического или электронного принципа действия;

- исполнительные элементы для выключения предохранительных устройств огневой цепи, электрической боевой цепи, ударного устройства ЭМВУ: электромагниты, электродвигатели с редукторами, пиротолкатели с электрозапалами, предварительно взведенные пружины;

- соединительно-коммутационные элементы.

Конструктивно исполнительные элементы устройства дальнего взведения komponуются внутри взрывателя вместе с предохранительными устройствами в единый предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ), здесь же может быть скомпонован и датчик перегрузки. Остальные элементы размещаются вне взрывателя.

На рисунке 13.15 показана упрощенная схема, поясняющая возможную логику срабатывания устройства дальнего взведения электрического ВУ.

Первая ступень предохранения снимается в момент старта выдергиванием чеки концевого выключателя 1. При этом замыкаются контакты В1 - выключается предохранение по цепи электропитания устройства взведения.

Вторая ступень предохранения снимается при достижении заданного избыточного давления p_0 - p_x набегающего воздушного потока.

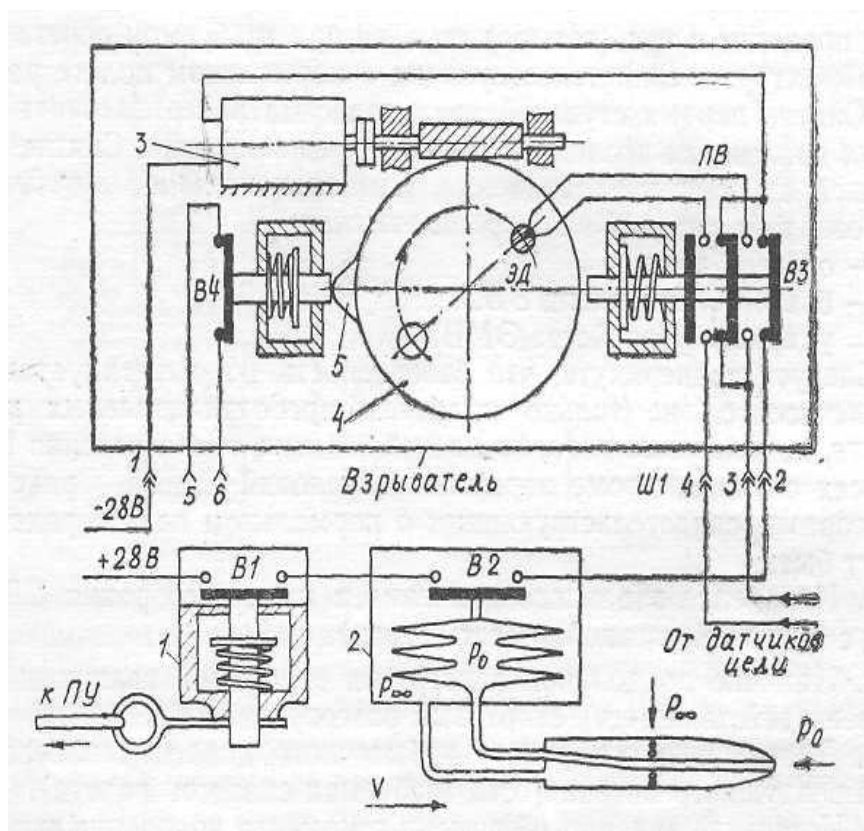


Рис. 13.15

При этом anerоидная коробка аэродинамического сигнализатора давления 2 расширяется, и контакты В2 замыкаются. Снятие второй ступени предохранения приводит к пуску датчика времени дальнего взведения - электромотора постоянной скорости 3 с зубчатым редуктором и кулачковым коммутатором.

Третья ступень предохранения снимается в том случае, когда сняты предыдущие ступени и от исправного бортового источника питания на электродвигатель 3 подается напряжение в течение требуемого времени. В рассматриваемой схеме датчик времени используется одновременно и как исполнительный элемент устройства дальнего взведения. При его работе дисковый предохранитель огневой цепи 4 поворачивается в боевое положение, кулачком 5 замыкаются контакты предохранительных выключателей ПВ боевой электроцепи, контактами В3 отключается электромотор в конце взведения. Снятием третьей ступени предохранения ВУ переводится в боевое положение. При подаче электрического напряжения (от датчиков цели) на контакты 3, 4 разъема Ш1 происходит подрыв электродетонатора ЭД и детонатора ВУ.

Если для снятия второй ступени предохранения (замыкания контактов В2) использовать датчик стартовой перегрузки, то его можно разместить внутри блока взрывателя и дополнительно использовать для механического стопорения предохранительной заслонки огневой цепи. Безопасность ВУ в нештатных ситуациях будет больше, чем в предыдущем случае, поскольку внутри блока взрывателя разорваны не только огневая цепь и боевая электроцепь, но и цепь устройства взведения, взрыватель защищен от

случайных электрических напряжений на контактах разъема Ш1 и может взводиться только при наличии перегрузки требуемой величины и времени действия, т.е. только в условиях разгона ракеты.

Цепь контроля безопасности обеспечивает дистанционный контроль исходного состояния взрывателя, при котором предохранительная заслонка разрывает огневую цепь, предохранительные выключатели разрывают электрическую боевую цепь, ударный механизм ЭМВУ застопорен. Исходное состояние этих элементов может определяться либо по непосредственному контролю их положения (контакты контроля исходного состояния элемента замкнуты), либо косвенно - по факту несрабатывания устройства дальнего взведения (датчик времени в исходном положении - следовательно, электрическая боевая цепь разорвана). На рисунке 13.15 цепь контроля безопасности электрического ВУ очень проста и формируется контактами В4, которые могут быть замкнуты только при исходном положении заслонки 4 и кулачка 5 (есть предохранения по огневой цепи и боевой электроцепи). При разрыве в цепи контроля безопасности ВУ электропитание на ракету не подается.

Контрольные вопросы:

- 1) Что такое взрывательное устройство ракеты?
- 2) Какие требования предъявляют к взрывательным устройствам ракеты?
- 3) Назовите классификацию взрывательных устройств.
- 4) Что такое огневая цепь и что в нее входит?

ГЛАВА 14. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ РАКЕТ

14.1. Общие сведения об энергетических системах ракет

Энергетическая система ракеты выполняет работу внутри ракеты, которая затрачивается на:

- электропитание бортовых приборов СУ и других элементов ракеты;
- отклонение рулей по командам СУ;
- раскрытие консолей крыла, оперения и другие перемещения элементов конструкции;
- охлаждение бортовых приборов СУ.

Полагаем, что система подачи топлива в РД, также выполняющая большую работу (внутри ракеты, в энергосистему не входит, поскольку функционально и конструктивно является частью ДУ.

Требования к энергосистеме ракеты следующие:

1. Достаточный запас энергии, обеспечивающий выполнение всех видов работ во время полета ракеты.
2. Достаточная мощность системы, обеспечивающая выполнение требуемой работы в заданное время.
3. Малая масса и объем, приходящиеся на единицу работы и мощности, т. е. большая удельная энергоемкость и большая удельная мощность.
4. Высокое быстродействие и точность отработки команд управления следящими приводами рулей.
5. Достаточная пожаровзрывобезопасность в заданных условиях эксплуатации.
6. Возможность длительного хранения, малый объем работ при повседневном обслуживании и подготовке ракеты к боевому применению.
7. Высокая надежность действия при заданных перегрузках, вибрациях, температурах и давлениях окружающей среды.
8. Простота конструкции и невысокая стоимость.

Выполнение указанных диалектически противоречивых требований – сложная задача. Решение этой задачи может обеспечиваться различными техническими средствами в зависимости от назначений, размеров и особенностей устройства ракет. Соответственно для энергосистем ракет характерно большое многообразие решений как по составу и принципу действия элементов, так и по их конструкции. Рассмотрим, прежде всего, общие принципы построения энергосистемы.

Состав элементов энергосистемы по функциональному назначению включает: первичный источник энергии, преобразователи энергии (вторичные источники энергии), потребители энергии, соединительные кабели (трубопроводы), элементы управления и стабилизации режима работы.

Первичный источник энергии вырабатывает энергию, которая подводится к потребителям либо непосредственно, либо через промежуточные преобразователи. Первичным источником энергии может быть: электрическая

ампульная (наливная) батарея (ЭАБ), воздушный аккумулятор давления (ВАД), твердое или жидкое топливо, сжигаемое в твердотопливном (ТТГ) или в жидкостном газогенераторе (ЖГГ), турбокомпрессор ТРД. Для привода механизмов разового срабатывания используется также энергия предварительно сжатых пружин. На ракете может быть как один, так и несколько первичных источников энергии.

Преобразователи энергии обеспечивают преобразование одного вида энергии в другой. Дело в том, что в общем случае на ракете есть потребители, использующие электрический ток, сжатый воздух, горячий газ, жидкость под давлением. Соответственно в общей энергосистеме ракеты можно выделить электросистему, пневмосистему, систему на горячем газе, гидросистему. Преобразователи энергии обеспечивают связь этих систем. Преобразование энергии не прямое, есть промежуточный этап – получение работы на валу механического привода. Используются:

- турбогенератор – электрогенератор с приводом от воздушной (газовой) турбины;
- турбонасос – гидронасос высокого давления с приводом от турбины;
- электронасос – гидронасос высокого давления с приводом от электромотора.

В этих преобразователях связаны потребитель энергии в одной энергосистеме и вторичный источник энергии для другой энергосистемы.

Наиболее просто обеспечивается работа электро-, пневмо- и гидросистем на ракетах с ТРД. От ротора двигателя приводятся в действие вторичные источники энергии: электрогенератор и гидронасос. От компрессора двигателя отбирается сжатый и нагретый воздух. На работу внешних потребителей энергии затрачивается обычно менее 1% мощности турбины, что практически не сказывается на тяге и расходе топлива о двигателе.

Кроме указанных преобразователей энергии, в электросистемах ракет используются преобразователи электрического тока: электромеханические (электромотор постоянного тока с генератором переменного тока) и статические (трансформаторы, выпрямители).

Потребители энергии можно разделить на три группы: механические приводы отклонения рулей, раскрытия консолей крыла, оперения и т.п., бортовые приборы СУ и электроавтоматика ракеты, устройства охлаждения приборов СУ.

Механические приводы расходуют энергию на совершение механической работы. Они выполняются обычно в виде силовых цилиндров с возвратно-поступательным движением поршня. Поршень перемещается за счет действия давления жидкости или газа. С помощью рычажных устройств поступательное движение поршня преобразуется во вращательное движение (на ограниченные углы) руля, консоли крыла и т.п. Такие приводы при заданной мощности имеют меньшие размеры, массу, большие быстродействие и надежность в сравнении с электроприводом на основе электродвигателя и зубчатого редуктора. Поэтому чаще всего механические приводы – пневматические, гидравлические или на горячем газе.

Бортовые приборы СУ и электроавтоматика ракеты на решение своих функциональных задач расходуют электроэнергию. Основная часть подводимой к ним электроэнергии переходит в тепло, в результате корпуса приборов и воздух в отсеках нагреваются. Нагрев воздуха в приборных отсеках усиливается за счет аэродинамического нагрева внешней поверхности ракеты и передачи тепла от двигательной установки. В то же время довременные полупроводниковые приборы надежно работают в ограниченном диапазоне температур ($t < 50 \dots 60^\circ \text{C}$). Поэтому прогрев приборных отсеков может быть недопустимым, особенно при длительном полете с большой сверхзвуковой скоростью. В указанных условиях бортовым приборам управления для работы необходимо дать не только электропитание, но и «холод».

Устройства охлаждения бортовых приборов СУ расходуют энергию на совершение работы по отводу тепла от воздуха в приборных отсеках. В зависимости от принципа действия холодильная установка может использовать энергию электрического тока, сжатого воздуха, горячего газа.

Классификация энергосистем, позволяющая выделить их главные особенности и свойства, может быть выполнена по разным признакам. Будем различать энергосистемы:

1. По виду носителя энергии: электросистемы (ЭС), гидросистемы (ГС), пневмосистемы (ПС), системы на горячей газе (СГГ), комбинированные системы.

2. По виду первичного источника энергии: с ЭАБ, с ВАД, с ТГГ или ЖГГ, с ТРД.

3. По количеству первичных источников энергии: с одним (общим) или несколькими (раздельными) первичными источниками энергии.

На ракетах чаще всего используются комбинированные системы, у которых один первичный источник энергии обеспечивает одновременную работу электросистемы пневмо- и гидросистем, например ТРД - > (ЭС + ГС + ПС), ЭАБ - > (ЭС + ГС), ВАД - > (ЭС + ПС), ТГГ - > (ЭС + ГС). Рассмотрим краткую характеристику этих систем.

14.2 Электрические системы

Электрическая энергосистема обеспечивает электропитание бортовых приборов СУ и слаботочной электроавтоматики всех других элементов ракеты. Электросистемы редко используются для силового следящего привода рулей с большими шарнирными моментами, а также для приводов большой мощности с одноразовым срабатыванием. Силовой электромеханический привод (электродвигатель с редуктором) по удельной мощности и инерционности в процессе управления уступает пневматическому, и гидравлическому приводам. Наиболее заметно это проявляется при малом времени работы энергосистемы, когда ее размеры определяются не столько потребным запасом энергии, сколько мощностью (размерами) исполнительных приводов.

В состав электросистемы ракеты входят источник электроэнергии, преобразователи электроэнергии, потребители электроэнергии, кабельная сеть и коммутационные устройства. В зависимости от вида источника электроэнергии различаются электросистемы с ампульной батареей, генератором постоянного тока и генератором переменного тока.

Электросистема с ампульной батареей получает ток от серебряно-цинковых или медно-магниевых наливных (ампульных) элементов. В ампульных элементах электролит помещен в отдельных ампулах и выдавливается в элемент сжатым воздухом перед стартом ракеты. Напряжение достигает рабочего значения (27...28 В) за несколько секунд. Такая система заливки электролита обеспечивает возможность достаточно длительного хранения источника питания. Напряжения переменного тока (~115В, 400 Гц, ~36 В, 400 Гц) получают с помощью электромашинных преобразователей. К основным недостаткам системы с ЭАБ относятся:

1. Невысокая удельная энергоемкость, что приводит к большим размерам источника энергии.
2. Снижение емкости при отрицательных температурах, что приводит к необходимости электрообогрева батареи до старта.
3. Необходимость периодической замены батарей в процессе хранения ракеты.

Электросистема с генератором постоянного тока находит применение на ракетах с ТРД. Используются авиационные генераторы серии ГСР и стартер-генераторы серии ГСР-СТ или им подобные конструкции. В отличие от обычных электрогенераторов они могут надежно работать на высотах до 20 км при действии перегрузок и тряски, имеют малые размеры и массу. Высокая удельная мощность генераторов (~0,5.кВт/кг) связана с необходимостью их интенсивного охлаждения при работе. Охлаждение генератора осуществляется встречным потоком воздуха, отбираемым специальным воздухозаборником. Генераторы постоянного тока способны выдавать заданное напряжение при изменении частоты вращения ротора и нагрузки в широких пределах (не требуют стабилизации частоты вращения привода). Стабилизация напряжения на выходе обеспечивается изменением силы тока в обмотке возбуждения с помощью угольного регулятора напряжения. На ЛА используется напряжение 27...28 В. При таком напряжении нормальная работа коллекторных электромашин ограничивается высотой полета 17...20 км. Увеличение рабочего напряжения способствует уменьшению массы электросилового оборудования ЛА, но приводит к появлению кругового огня на коллекторах электромашин с ростом высоты полета. Привод генератора от ТРД позволяет иметь электросистемы большой мощности и времени работы. Для получения напряжений переменного тока используются электромашинные преобразователи.

Электросистема с генератором переменного тока имеет много достоинств, сам электрогенератор не имеет коллектора, конструкция его проще, КПД выше, а удельная мощность примерно в два раза больше, чем у генератора постоянного тока. Он может надежно работать на большой высоте,

выдавая однофазный (115В) и трехфазный (36В) ток частотой 400 (1000) Гц. Преобразователи электрической энергии в электросистеме переменного тока всегда статические: с помощью трансформаторов получают нужные напряжения переменного тока, с помощью полупроводниковых выпрямителей – постоянный ток. Как недостаток электросистемы переменного тока отмечается необходимость стабилизации частоты вращения привода генератора для получения переменного тока заданной частоты. Это обстоятельство затрудняет установку генератора на ТРД, когда режим работы двигателя по частоте вращения изменяется в полете. При использовании отдельного турбопривода на горячем газе или сжатом воздухе генератор переменного тока выгоднее генератора постоянного тока. Система электропитания на переменном токе оказывается проще, легче и надежнее в работе.

Кабельная сеть для передачи энергии постоянного и однофазного переменного тока бывает двухпроводная и однопроводная. С целью снижения уровня взаимных наводок и помех проводники экранируются. В двухпроводной сети к потребителю подходят два провода, изолированные от корпуса и между собою. В однопроводной сети в качестве одного провода используется корпус ракеты. Это приводит к снижению массы кабелей и несколько уменьшает падение напряжения в сети. Недостатком однопроводной сети является опасность замыкания на корпус электрических цепей, как в кабелях, так и внутри приборов.

Потребители электроэнергии внутри ракеты могут работать:

- только от внешнего (корабельного) источника электропитания (электрообогреватель ЭАБ, электростартер, система зажигания ТРД и т. п.);
- от внешнего и бортового источника электропитания (автопилот, устройства СН и ТУ, подкачивающий топливный электронасос ДУ, электроавтоматика ракеты);
- только от бортового источника электропитания (цепи взведения ВУ).

Переход с внешнего источника питания на бортовой чаще всего происходит в момент старта.

14.3 Гидравлические системы

Гидросистемы используются на ракетах для отклонения рулей, раскрытия консолей крыла и выполнения других работ, при которых исполнительные приводы должны создавать большие усилия, иметь высокое быстродействие и точность работы.

Рабочее тело в гидросистеме – специальная жидкость (гидросмесь), имеющая необходимую плотность, упругость, вязкость, хорошие смазывающие свойства, не вызывающая коррозии конструкционных материалов и стабильная в требуемом диапазоне температур и давлений. Широкое применение находит легкое нефтяное масло МГЕ-10А (АМГ-10), хорошо работающее в диапазоне температур $-40... +90^{\circ}\text{C}$ при давлениях до $(250...300) \cdot 10^5 \text{Н/м}^2$. Гидросмесь для опознавания подкрашивается в красный

цвет, она не ядовита, но пожароопасна, температура вспышки паров гидросмеси (при контакте с пламенем около 92° С. Смесь тонко распыленных капель гидросмеси с воздухом взрывоопасна (такая смесь в виде «красного тумана» может быть в отсеке ракеты при нарушении герметичности напорной магистрали).

Виды гидросистем, используемых в авиационно-ракетной технике, многообразны. Наибольшее применение имеют циркуляционные (замкнутые) гидросистемы. Гидросистемы открытой схемы (отработанная жидкость сливается в атмосферу) используются редко и только у малых ракет с коротким временем полета. В зависимости от вида первичного источника энергии различаются гидросистемы с приводом от ротора ТРД, турбины с ТГГ, электродвигателя с ЭАБ. В зависимости от способа управления исполнительными приводами различают гидросистемы с объемным и дроссельным управлением.

При объемном управлении изменение направления и скорости движения исполнительного привода достигается изменением направления и величины угла наклона чашки плунжерного насоса переменной производительности. Давление в магистралях и мощность, необходимая для вращения насоса, пропорциональны нагрузке на привод. Такие гидросистемы имеют высокий КПД и используются для приводов большой мощности.

При дроссельном управлении исполнительные приводы работают при постоянном давлении в напорной магистрали. Изменение направления и скорости движения исполнительного привода достигается применением управляющих золотников (дросселей), с помощью которых меняется направление движения и секундный расход жидкости. Гидросистемы с дроссельным управлением могут быть с насосами постоянной и переменной производительности. В первом случае требуемое давление в напорной магистрали поддерживается сливным (редукционным) клапаном, во втором – изменением угла наклона чашки плунжерного насоса в зависимости от давления на выходе. Несмотря на низкий КПД гидросистем с дроссельным управлением (большие потери энергии на дросселях), они широко используются прежде всего в следящих приводах рулей, поскольку обеспечивают большую удельную мощность, быстродействие и точность работы.

Следящий рулевой привод обеспечивает отклонение руля по требуемому закону, формируемому системой управления. В составе рулевого привода выделяются (рис. 14.1): электронный усилитель 5, поляризованный электромагнит управления 1, гидроусилитель 2, силовой гидроцилиндр 3, датчик обратной связи 4, руль 6.

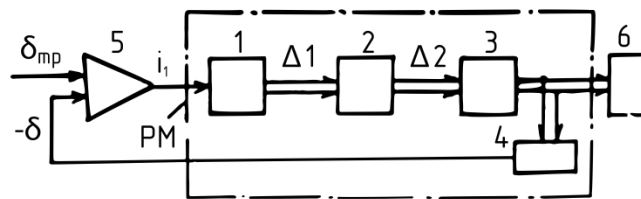


Рис. 14.1

Элементы 1, 2, 3, 4 конструктивно объединяются в один агрегат, называемый рулевой машиной (PM). На рис. 14.2 приведена упрощенная схема PM, показаны: поляризованный электромагнит 1, гидроусилитель 2, имеющий заслонку 2.1; два сопла 2.2, два постоянных дросселя 2.3, распределительный золотник 2.4, поджатый пружинами 2.5; силовой гидроцилиндр 3 с поршнем 3.1 и штоком 3.2; потенциометрический датчик обратной связи 4. Шток PM с помощью тяг и качалок связан с рулем.

На вход усилителя поступают два электрических сигнала (с разными знаками), пропорциональные требуемому $\delta_{\text{ТР}}$ и действительному δ углам отклонения руля. Примем для простоты масштабные коэффициенты сигналов $\delta_{\text{ТР}}$ и δ одинаковыми и пренебрежем инерционностью усилителя, тогда ток в его выходной цепи, т. е. в обмотке управления поляризованного электромагнита будет равен

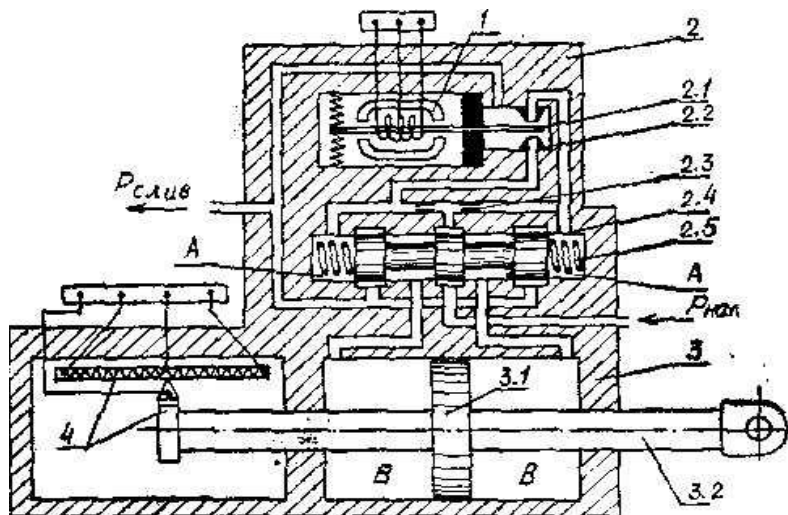


Рис. 14.2

$$i_1 = k_y (\delta_{\text{ТР}} - \delta), \quad (14.1)$$

где k_y - коэффициент усиления усилителя.

Если сигнала управления нет ($i_1 = 0$), то заслонка 2.1 – в среднем положении. Гидросмесь из напорной магистрали под давлением P_H поступает к золотнику и в систему управления его положением – к постоянным дросселям 2.3, а затем к сливным соплам 2.2. При среднем положении заслонки 2.1 давления в рабочих камерах А одинаковые, золотник 2.4

удерживается в среднем положении пружинами 2.5, поршень 3.1 и руль фиксируются в заданном положении, поскольку объемы V замкнутые и заполнены гидросмесью.

Если с (выхода усилителя поступает сигнал управления ($i_1 \neq 0$), то магнитный поток обмотки поляризованного электромагнита, складываясь с магнитным потоком постоянных магнитов, вызывает смещение Δ_1 заслонки 2.1 по закону $\Delta_1 = k_1 i_1$, где $k_1 = \text{const}$. При смещении заслонки слив гидросмеси из сопел 2.2 и давление в камерах A становится неодинаковым, золотник смещается из среднего положения на величину Δ_2 , пропорциональную смещению заслонки, т.е. $\Delta_2 = k_2 \Delta_1$, где $k_2 = \text{const}$. При смещении золотника 2.4 одна из полостей B силового гидроцилиндра сообщается с напорной магистралью, а вторая – со сливной. На поршне создается перепад давлений и сила, вызывающая движение поршня и отклонение руля. При больших тяговых силах гидроцилиндра, когда можно пренебречь инерционностью подвижных частей и противодействием руля, скорость поршня (поворота руля δ) пропорциональна смещению Δ_2 золотника, т.е. $\delta = k_3 \Delta_2$, где $k_3 = \text{const}$ при заданном перепаде давления питания $p_n - p_{сл}$.

Таким образом, скоростная характеристика РМ (без учета ограничений по отклонениям Δ_1 , Δ_2 и инерционности в этих движениях) будет

$$\dot{\delta} = k_{рм} i_1, \quad (14.2)$$

где $k_{рм} = k_1 k_2 k_3$ – коэффициент усиления РМ.

Вид реальной скоростной характеристики с зоной нечувствительности и ограничением по δ_{max} показан на рис. 14.3. Подставляя (14.1) в (14.2), получаем закон отклонения руля следящим приводом (без учета нелинейных ограничений)

$$\dot{\delta} = k_{п} (\delta_{тр} - \delta) \quad (14.3)$$

или

$$T_{\delta} \dot{\delta} + \delta = \delta_{тр}. \quad (14.4)$$

Здесь $k_{п} = k_y k_{рм}$, $T_{\delta} = \frac{1}{k_{п}}$ – коэффициент крутизны скоростной характеристики и постоянная времени следящего рулевого привода.

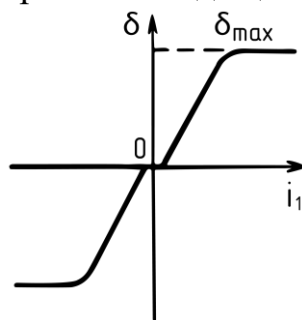


Рис. 14.3

Из формулы (14.4) видно, что если требуемый угол отклонения руля $\delta_{тр}$ быстро меняется, то следящий привод отклоняет руль с некоторым запаздыванием, зависящим от T_{δ} . Запаздывание становится еще большим и может быть недопустимым, если требуемая скорость отклонения руля

превышает располагаемое значение, т. е. $\dot{\delta} > \dot{\delta}_{max}$ (см. рис. 14.3). По быстродействию ($\dot{\delta}_{max} > 100^\circ/\text{с}$) и точности работы следящие гидроприводы с дроссельным управлением превосходят пневматические и электрические приводы. Закон отклонения руля в форме (14.3) или (14.4) можно использовать и для пневматических и электрических следящих приводов, но неучет инерционности привода и противодействия нагрузки приводит к большим различиям реального движения и описываемого этим законом, достижимые значения $\dot{\delta}_{max}$ также ниже.

Схема гидросистемы с насосом постоянной производительности приведена на рис. 14.4, где показаны: гидронасос 1, фильтр 2, редукционный (сливной) клапан 3, гидроаккумулятор 4, рулевые машины 5, гидробак 6, бортовые гидроразъемы для проверки системы 7, бортразъем для заправки и контроля давления азота в гидроаккумуляторе 8.

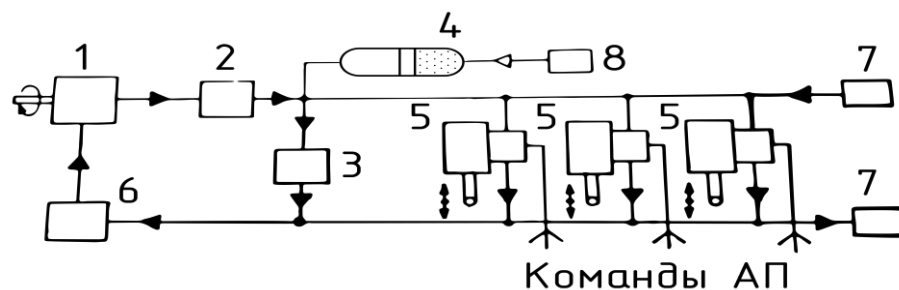


Рис. 14.4

При работе гидронасос (обычно плунжерный) забирает гидросмесь из гидробака и создает в напорной магистрали давление порядка $(150 \dots 250) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$, под которым гидросмесь поступает в РМ. Давление в напорной магистрали поддерживается в заданных пределах с помощью редукционного клапана, который перепускает часть жидкости из напорной магистрали в сливную. Для сглаживания пульсаций давления при резких изменениях объема расходуемой гидросмеси служит гидроаккумулятор.

Гидроаккумулятор – это цилиндрический или шаровый баллон, внутренний объем которого разделен на две полости поршнем или упругой резиновой мембраной. В одной части баллона находится под давлением азот, а в другой – гидросмесь, поскольку эта полость связана с напорной магистралью. По мере увеличения давления гидросмеси при работе насоса происходит заполнение гидроаккумулятора, объем азота уменьшается, а давление его растет, сжатый азот аккумулирует запас энергии. При быстром снижении давления в гидросистеме, связанном с работой гидроцилиндров, гидроаккумулятор «подпитывает» систему.

В рассмотренной схеме гидронасос всегда работает с полной нагрузкой. Значительная часть подводимой к нему энергии идет на преодоление гидравлических сопротивлений в окнах золотников и сливного «клапана», т.е. превращается в тепло, что снижает КПД системы и вызывает сильный нагрев гидросмеси. Использование насоса переменной производительности со

стабилизацией давления в напорной магистрали путем изменения угла наклона чашки снижает потери энергии и нагрев гидросмеси.

Достоинства гидросистем:

1. Небольшие размеры и масса исполнительных гидроцилиндров и насосов, приходящиеся на единицу мощности, что обусловлено использованием высокого давления (до $(200 \dots 250) \cdot 10^5 \text{Н/м}^2$) в напорной магистрали.

2. Малая инерционность, высокое быстродействие и безударность работы (масса поршня небольшая, он может быстро и безударно разогнаться и тормозиться жидкостью).

3. Большая «жесткость» привода (жидкость мало сжимается), обеспечивающая высокую точность действия (привод «не проседает» от противодействующей нагрузки).

Недостатки гидросистем:

1. Необходимость в достаточно большом запасе энергии первичного источника энергии, что связано с (низким КПД системы при дроссельном управлении).

2. Сложность конструкции и необходимость высокой точности ее изготовления.

3. Скрытая пожароопасность и взрывоопасность, которые могут проявиться при поломках в работающей гидросистеме.

4. Относительно невысокая термостабильность гидросмеси.

14.4. Пневматические системы

Пневмосистемы используются на ракетах для отклонения рулей, привода в действие электрогенераторов, наддува ЭАБ, раскрытия консолей крыла, охлаждения приборных отсеков.

Рабочее тело в пневмосистемах – сжатый воздух, поступающий от ВАД или компрессора ТРД. К воздуху, закачиваемому в ВАД, предъявляются жесткие требования по степени осушки. В зависимости от назначения и особенностей устройства элементов пневмосистемы, работающей от ВАД, точка росы для воздуха должна быть - $50 \dots - 60^\circ \text{С}$. Дело в том, что в узких сечениях элементов пневмосистемы увеличивается скорость и снижается температура воздуха. Если при этом из воздуха выпадает влага, то она замерзает, и работа пневмосистемы нарушается (чаще всего «замерзает» воздушный редуктор).

Пневмосистема приводов рулей и турбогенератора (рис. 14.5) имеет: ВАД /, пусковой пироклапан 2, воздушный редуктор 3, регулятор расхода

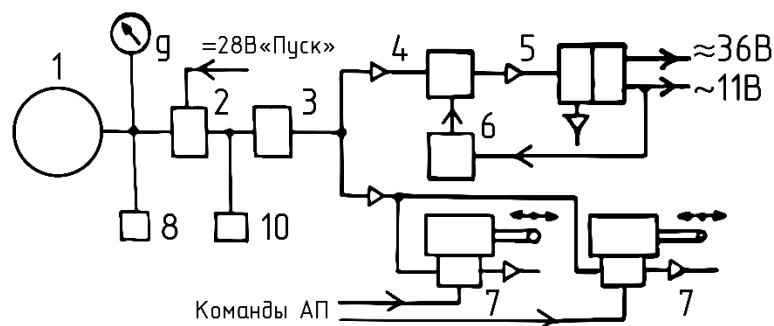


Рис. 14.5

воздуха 4, турбогенератор 5, стабилизатор напряжения (частоты) электрического тока 6, рулевые машины 7, запорочный клапан 8, манометр 9, клапан подачи воздуха при проверках системы 10.

При зарядке ВАД (шаровый или торовый баллон) воздух подается через затравочный клапан, давление в ВАД контролируется по манометру, перед которым в корпусе ракеты сделано смотровое окошко. Начальное давление в ВАД составляет $(300... 350) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$ и после зарядки зависит от температуры окружающей среды. Связь между температурой и давлением воздуха можно получить, используя уравнение состояния воздуха при условии $p = \text{const}$ (поскольку масса и объем воздуха не меняются). Получаем $p_2/p_1 = T_2/T_1$ т.е. при изменении температуры в погребе от 5 до 30°C давление меняется, примерно на 9%. Следует, однако, иметь в виду, что при значительном прогреве ВАД (в условиях пожара) происходит взрыв, поскольку давлением воздуха разрываются стенки баллона и «освободившийся» сжатый воздух формирует ударную волну в окружающей среде.

При старте ракеты подается электрическое напряжение на пусковой пироклапан. Давлением газа от сгоревшего пиротехнического состава открывается воздушный клапан, воздух через редуктор поступает к рулевым машинам и турбине. В редукторе проходное сечение между подпружиненным клапаном и его седлом автоматически изменяется так, что за редуктором рабочее давление воздуха p_n остается постоянным ($P_n = (20 \dots 30) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$). Работоспособность редуктора сохраняется до тех пор, пока давление на его входе не снизится примерно до $1,1 P_n$; При $P_n = \text{const}$ обеспечиваются благоприятные условия для стабилизации режима работы следящих пневмоприводов рулей и турбогенератора.

Следящие пневмоприводы рулей по своему принципу действия и устройству аналогичны гидроприводам, рассмотренным ранее, только вместо золотника у небольших рулевых машин используется (рис 13.6) струйная трубка 1, установленная перед двумя отверстиями 2, сообщающимися с рабочими полостями силового цилиндра.

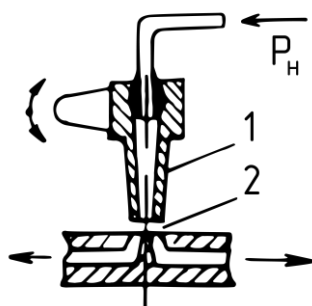


Рис. 14.6

Если струйная трубка в среднем положении, то в рабочих полостях силового цилиндра давления одинаковые, поршень неподвижен. По команде управления с помощью поляризованного электромагнита струйная трубка отклоняется от среднего положения, на поршне силового цилиндра создается перепад давлений и сила, перемещающая поршень и руль в новое положение.

В пневмосистемах рабочее давление меньше, чем в гидросистемах (из-за роста утечек воздуха), поэтому при одинаковых размерах поршней РМ создаются меньшие тяговые усилия. На работу РМ больше оказывается инерционность подвижных частей и противодействие отклонению рулей (вследствие сжимаемости воздуха пневмопривод может «проседать» под нагрузкой).

Турбогенератор имеет активную одноступенчатую турбину и электрогенератор переменного тока. В активной турбине (рис. 14.7) воздух разгоняется только в сопловом аппарате (используется сверхзвуковое сопло). В лопаточных каналах рабочего колеса скорость газа не меняется $\omega_1 \approx \omega_2$, меняется только направление вектора относительной скорости w . Абсолютная скорость воздуха уменьшается, $c_2 < c_1$. Кинетическая энергия, равная величине $0,5m_B(c_1^2 - c_2^2)$, идет на работу вращения колеса.

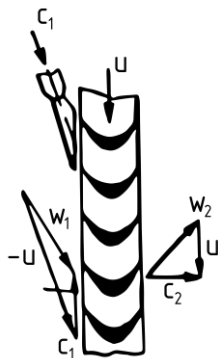


Рис. 14.7

Стабилизация режима работы турбогенератора обеспечивает постоянство напряжения (частоты) электрического тока при изменениях нагрузки на электрогенератор и отклонениях в расходе воздуха через турбину. Для независимой стабилизации напряжения и частоты необходимы воздействия на частоту вращения турбины и ток возбуждения генератора. Если генератор с постоянным магнитом, то возможна стабилизация только одного параметра. При стабилизации напряжения измеряется отклонение

напряжения генератора от заданного уровня (в блоке 6 на рис. 13.6) и формируется команда управления регулятором расхода воздуха. Принцип действия регулятора расхода может быть таким же, как и у РМ: поляризованный электромагнит управляет струйной трубкой, создающей перепад давления воздуха на поршне, поршень перемещает расходный клапан турбины. Если напряжение выше требуемого, то расход воздуха, мощность и частота вращения турбины должны уменьшаться, при снижении напряжения расход воздуха и частота вращения турбины увеличиваются. При изменении нагрузки на генератор частота тока не будет оставаться постоянной.

Пневмосистемы охлаждения подают охлажденный воздух к бортовым приборам СУ. Следует иметь в виду, что заборным воздухом можно охлаждать только сильно нагретые элементы ракеты, температура которых выше температуры торможения набегающего воздушного потока (на теплообменной стенке воздушный поток всегда затормаживается силами трения или давления и его температура близка к температуре торможения). При $t_{\infty} \geq -20^{\circ}\text{C}$ и $M_{\infty} \geq 1,5$, получаем $t_0 \geq 93^{\circ}\text{C}$, т.е. для охлаждения приборов управления не годится и морозный воздух, если скорость полета большая. Для снижения температуры торможения воздуха от него нужно отвести тепло, а для этого необходимо совершить работу.

Принцип действия пневмосистем охлаждения основан на том, что сжатый воздух при расширении и совершении механической работы в турбине или другом устройстве охлаждается (часть его тепла преобразуется в работу). Этот «отработанный» воздух и используется в системе охлаждения. В частности, из турбогенератора, рассмотренного выше, выходит воздух, температура которого меньше, чем в баллоне ВАД. Таким образом, баллон со сжатым воздухом (или азотом) может быть источником энергии и рабочего тела для работы системы охлаждения. Однако запас «холода» в такой системе ограничен, поскольку ограничен объем ВАД.

Пневмосистема с компрессором ТРД имеет большие возможности по выработке холода. В этом случае сжатый и горячий воздух отбирается после компрессора ТРД, предварительно снижает свою температуру в воздуховоздушном радиаторе, подается к турбине турбохолодильника, где охлаждается, а затем идет на охлаждение приборов управления. Воздуховоздушный радиатор – это часть входного канала ТРД, выполненная с двумя стенками. Между стенками, навстречу основному потоку воздуха внутри канала, протекает горячий воздух от компрессора и отдает тепло втекающему воздушному потоку, имеющему меньшую температуру и больший секундный расход. Турбохолодильник состоит из воздушной турбины и вентилятора в качестве нагрузки для турбины. Вентилятор затрачивает подводимую к нему энергию на «перекачивание» заборного воздуха, т.е. отдает энергию турбины заборному воздуху. Таким образом, турбохолодильник совершает работу по отводу тепла от охлаждаемого воздуха к более горячему заборному воздуху.

Пневмосистемы вытеснения с замкнутым рабочим объемом используются для задействования ЭАБ, перемещения поршня в механизмах раскрытия консолей крыла, оперения и в других аналогичных случаях. В состав системы

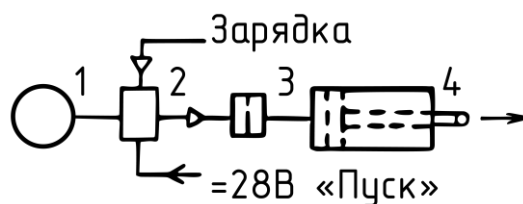


Рис. 14.8

(рис. 14.8) входят: ВАД заданного объема 1, пускоотсечной пироклапан 2, дроссельная шайба 3, исполнительное устройство 4. При включении системы срабатывает пироклапан, и воздух через дроссельную шайбу поступает в вытеснительную полость электрической ампульной батареи или под поршень пневмоцилиндра. Если ВАД сообщался (для зарядки) с другим источником сжатого воздуха на ракете, то пироклапаном 2 отключает эту магистраль. Интенсивность нарастания давления в исполнительном устройстве зависит от его объема и диаметра дроссельной шайбы. Давление к концу истечения воздуха зависит от соотношения объема ВАД и всего заполняемого объема. Достоинства пневмосистем:

1. Простота устройства и высокая надежность действия.
2. Способность быстро отдавать всю аккумулированную энергию (размеры системы определяются в основном требуемым запасом энергии).
3. Возможность охлаждения бортовых приборов СУ.
4. Пожаробезопасность.

Недостатки пневмосистем:

1. Недостаточно большая удельная энергоемкость ВАД, позволяющая использовать силовые пневмоприводы только у небольших ракет с малым временем полета.
2. Ограниченные силовые возможности, быстроедействие и «жесткость» рулевых приводов, обусловленные невысоким рабочим давлением и сжимаемостью воздуха.
3. Необходимость заправки, дозаправки и контроля давления ВАД при эксплуатации.
4. Скрытая (взрывоопасность ВАД (в условиях пожара или разрушения)).

14.5. Системы на горячем газе

Системы на горячем газе используются на ракетах для привода электрогенератора, гидронасоса, а также в различного рода силовых механизмах разового срабатывания. Использование горячего газа непосредственно для работы рулевых машин также возможно, хотя и связано с рядом трудностей в обеспечении их длительного надежного действия.

Сжатый горячий газ вырабатывается в твердотопливном газогенераторе (ТГГ) или в жидкостном газогенераторе (ЖГГ), работающем на двухкомпонентном или однокомпонентном жидком топливе. Чаще используются ТГГ как более простые и удобные в эксплуатации, хотя, в отличие от ЖГГ их производительность зависит от начальной температуры заряда и практически не поддается регулированию при работе. Главное достоинство систем на горячем газе – большая удельная энергоемкость первичного источника энергии, превосходящая возможности и ВАД и ЭАБ. В частности, в сравнении с ВАД запас энергии в единице объема ТГГ больше, потому что выше начальная плотность рабочего тела (ТГГ $\sim 1600 \text{ кг/м}^3$, ВАД $\sim 400 \text{ кг/м}^3$) и больше начальная температура (удельный объем) рабочего газа (ТГГ-2000К, ВАД – 290К). На рис. 14.9 в составе системы на горячем газе показаны: ТГГ 1 с клапаном сброса давления 1.1 и турбопривод 2, обеспечивающий вращение электрогенератора 3 и гидронасоса 4 с центробежным регулятором частоты вращения 4.1.

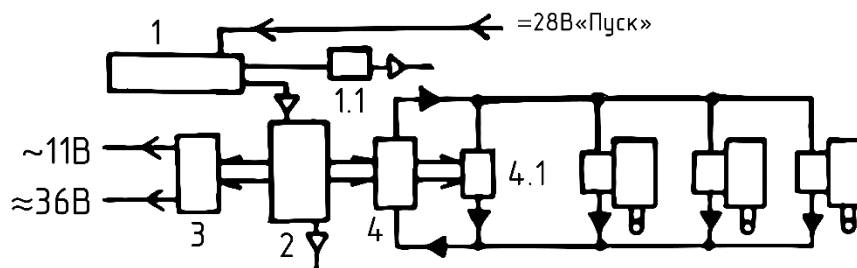


Рис.14.9

Твердотопливный газогенератор выполняется по схеме обычного РДТТ с торцевым горением заряда. Желательно применение специальных твердых топлив с невысокой температурой и скоростью горения ($T_0 = 1000 \dots 1900 \text{ К}$, $u = 0,2 \dots 20 \text{ мм/с}$) не дающих при сгорании твердых частиц в газе. Поскольку горение топлива не регулируется, ТГГ должен обеспечить требуемое давление и секундный расход газа при минимальной эксплуатационной температуре и максимальной мощности привода. Избыточный приход газа при более высоких начальных температурах заряда ТГГ и пониженных расходах газа стравливается в атмосферу через клапан сброса давления. Время горения заряда при наибольшей эксплуатационной температуре должно быть не менее времени полета ракеты. Для снижения температуры газа в ТГГ может устанавливаться блок специального охлаждающего вещества, которое, постепенно испаряясь, охлаждает газ и увеличивает его секундный расход.

Турбопривод выполняется с активной термостойкой турбиной. Стабилизация режима работы турбины изменением расхода газа нежелательна, поскольку при этом труднее поддерживать заданное давление в ТГГ. Проще стабилизировать частоту вращения турбины с помощью тормоза, воздействие которого увеличивается при уменьшении нагрузки на турбину и

нарастании частоты вращения. Тормоз может быть связан с электрогенератором или гидронасосом. На схеме рис. 13.9 дополнительную нагрузку на турбину дает гидронасос, часть мощности которого расходуется в дросселе, регулируемом центробежным клапаном. Если по каким-то причинам частота вращения турбины нарастает, центробежный регулятор увеличивает гидравлическое сопротивление дросселями давление в напорной магистрали. Следовательно, момент сопротивления вращению насоса растет, частота вращения турбины снижается. При снижении частоты вращения турбины – процесс противоположный.

Следящий привод рулей на горячем газе представляет интерес потому, что дает возможность упростить энергосистему (исключается гидросистема). За счет больших расходных возможностей ТГГ, в сравнении с ВАД, можно увеличить рабочее давление в рулевых машинах и улучшить их характеристики. Однако при работе вся конструкция РМ прогревается до высокой температуры, обеспечение надежности ее действия при длительном полете ракеты является сложной задачей. Для упрощения решения этой задачи, в частности, газораспределительное устройство РМ может устанавливаться не на входах в полости силового цилиндра, а на выходах из них.

Контрольные вопросы:

- 1) Для каких целей используется энергетическая система ракеты?
- 2) Назовите требования предъявляемые к энергетической системе ракеты.
- 3) Назовите принцип построения энергосистемы ракеты.
- 4) Что такое электрическая система и что она обеспечивает?
- 5) Что такое гидравлическая система и что она обеспечивает?
- 6) Что такое пневматическая система и что она обеспечивает?
- 7) Что такое система на горячем газе и что она обеспечивает?

Заключение

В настоящее время крылатые ракеты широко применяются в армиях многих стран и разных родах войск.

Первые крылатые ракеты появились во время Второй мировой войны в немецкой армии. Это были ракеты самолето-снаряд «Фау-1» и летающая торпеда «Хеншель HS». После войны такого рода оружие стало разрабатываться во многих странах, но его развитие было остановлено совершенствованием средств противовоздушной обороны, для которых подобные ракеты стали легкой добычей.

Вторично самолето-снаряды и их аналоги появились в начале 1970-х годов. Это было новое поколение ракет, свойства которых обеспечили им высокую эффективность.

В настоящее время многие государства имеют на вооружении комплексы крылатых ракет, используемые для стрельбы по надводным, подводным и береговым целям. Крылатые управляемые ракеты быстро совершенствуются, одни образцы сменяют другие, все это усложняет задачи их изучения.

Для правильного понимания особенностей устройства ракет, их боевых возможностей, правил эксплуатации и боевого применения, способов противодействия ракетам противника, для более быстрого и глубокого изучения новых образцов по их описаниям необходимо, прежде всего, знание общих закономерностей их полета и летных характеристик, физических принципов устройства и действия основных элементов и ракет в целом. Именно в изучении общих закономерностей, определяющих многие частные факты, и состоит один из ведущих принципов современного обучения.

Изложенный материал основывается на сведениях, опубликованных в открытой печати, и не связан с описанием конкретных образцов ракет.

Мануйленко Владимир Григорьевич
Удин Евгений Геннадьевич

Теоретические основы крылатых управляемых ракет

Учебное пособие

В авторской редакции

Редакционно-издательский отдел Университета ИТМО

Зав. РИО

Н.Ф. Гусарова

Подписано к печати

Заказ №

Тираж

Отпечатано на ризографе

Редакционно-издательский отдел
Университета ИТМО
197101, Санкт-Петербург, Кронверкский пр., 49