

Б.К. Ковалев

РАЗВИТИЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВЫВЕДЕНИЯ

*Допущено Учебно-методическим объединением вузов
по университетскому политехническому образованию
в качестве учебного пособия для студентов высших
учебных заведений, обучающихся
по направлению 160400 «Ракетные комплексы и космонавтика»
специальности 160401 «Проектирование, производство
и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов»*



ИЗДАТЕЛЬСТВО
МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА

Москва
2014

УДК 629.7
ББК 68.6
К56

Рецензенты:

кафедра «Космические системы и ракетостроение» МАИ (НИУ) — Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (зав. кафедрой д-р техн. наук, проф. *О.М. Алифанов*);
д-р техн. наук, проф. *В.С. Зарубин*

Ковалев Б. К.

К56 Развитие ракетно-космических систем выведения : учебное пособие / Б. К. Ковалев. — Москва : Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. — 398, [2] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-3941-6

На большом фактическом материале подробно прослежены основные этапы развития ракетно-космических систем выведения и представлены направления их совершенствования. Проведен детальный сравнительный анализ характеристик отечественных и зарубежных баллистических ракет дальнего действия и ракет-носителей, включая многоразовые транспортные космические системы. Изложены основы проектирования и особенности конструкции ракетно-космических средств выведения.

Для студентов технических университетов, обучающихся по ракетно-космическим специальностям и направлениям, а также для всех интересующихся историей развития ракетно-космической техники и перспективами ее совершенствования.

УДК 629.7
ББК 68.6

ISBN 978-5-7038-3941-6

© Ковалев Б.К., 2014
© Оформление. Издательство
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014

ПРЕДИСЛОВИЕ

К ракетно-космическим системам выведения относят технические устройства, с помощью которых выводят в космическое пространство автоматические станции и пилотируемые корабли. Основой таких систем являются многоступенчатые ракеты-носители (РН). Многие РН стали результатом модификации и совершенствования соответствующих баллистических ракет дальнего действия (БРДД), поэтому при анализе развития ракетно-космических систем выведения необходимо рассматривать в неразрывной связи этапы возникновения и совершенствования БРДД и РН.

Книга состоит из двух частей. В первой части на конкретных примерах отечественных и зарубежных БРДД и РН рассмотрены особенности конструктивно-компоновочных схем, устройство и работа основных систем и агрегатов БРДД и РН, прослежены главные тенденции совершенствования ракет начиная с середины прошлого века и до настоящего времени. Во второй части изложены вопросы, связанные с определением оптимальных значений основных проектных и конструктивных параметров БРДД и РН, в значительной степени разработанные доцентом кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана *В.Ф. Разумеевым*.

В приложении приведены учебные компьютерные программы для расчета на ЭВМ основных проектно-баллистических параметров ракет. Программы разработаны старшим преподавателем кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана *Н.Н. Генераловым*.

Для удобства чтения после предисловия приведены основные обозначения и основные сокращения, используемые в тексте. В книге применяется двойная нумерация параграфов, формул, рисунков и таблиц (например, 4.1 — первый параграф главы 4, (8.2) — вторая формула в главе 8, рис. 5.3 — третий рисунок в главе 5, табл. 3.1 — первая таблица в главе 3).

Учебное пособие написано на основе курса лекций, которые автор в течение многих лет читал студентам ракетно-космических специальностей. В нем широко представлен обширный фактический материал по ракетно-космической технике, опубликованный в книгах, периодической печати и электронных средствах информации. Перечень использованных источников приведен в конце пособия.

Автор считает своим долгом поблагодарить всех, кто оказал помощь в написании этой книги. Особую признательность автор выражает руководителю Научно-учебного комплекса «Специальное машиностроение» (НУК СМ), декану одноименного факультета МГТУ им. Н.Э. Баумана *В.В. Зеленцову* и заместителю заведующего кафедрой «Космические аппараты и ракеты-носители» этого факультета *В.Н. Зимину* за стимулирование работы и предоставленную возможность завершить подготовку рукописи книги, профессору *Л.Н. Лысенко*, оказавшему неоценимую помощь в написании глав, связанных с работой систем управления баллистических ракет, а также *В.В. Драгомиру*, чья инициатива и настойчивость позволили представить рукопись книги к изданию.

Автор глубоко признателен рецензентам — члену-корреспонденту РАН, профессору, доктору технических наук *О.М. Алифанову* и профессору, доктору технических наук *В.С. Зарубину*, сделавшим полезные замечания, учтенные автором при подготовке рукописи к изданию.

Настоящая книга не могла бы появиться на свет, если бы не помощь в компьютерной верстке, оформлении графиков и рисунков сотрудниц кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана *Е.С. Мордвиновой*, *Т.П. Рудаковой* и *Н.В. Тушкиной*, которым автор выражает свою глубокую благодарность. Автор считает своим долгом выразить благодарность также ассистенту кафедры *А.В. Крылову* за помощь, оказанную на последнем этапе подготовки книги к печати.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

a^3	— отношение удельных эффективных импульсов тяги в пустоте и у поверхности Земли
c_x, c_y	— коэффициенты аэродинамических сил
D_p	— диаметр ракеты
f_a	— уширение сопла
$H, H_{орб}$	— высота круговой орбиты
$J_{уд}^3$	— удельный эффективный импульс тяги
k	— показатель политропы
l_p	— длина ракеты
L_{max}	— максимальная дальность полета
$M_{п.г}$	— масса полезного груза
M_0, m_0	— стартовая масса ракеты
$M_{д.у}$	— масса двигательной установки
M_k	— масса конструкции ракеты
\dot{m}	— массовый секундный расход продуктов сгорания
n	— количество ступеней
n_x	— осевая перегрузка
P^3	— эффективная сила тяги двигательной установки
p_a	— давление в газовом потоке на срезе сопла
p_h	— давление воздуха на определенной высоте относительно поверхности Земли
$p_{к.с}$	— давление газов в камере сгорания
p_m	— массовая нагрузка на мидель
$p_{нд}$	— давление наддува топливных баков
$P_{уд}^3$	— удельная эффективная тяга
q	— скоростной напор
R	— газовая постоянная
$R_з$	— средний радиус Земли
$S_{кр}$	— площадь критического сечения сопла
S_m	— площадь поперечного сечения ракеты (миделя)

T_0	— температура продуктов сгорания в камере ракетного двигателя
v	— скорость ракеты
t_k	— время работы двигателя
w_e	— эффективная скорость истечения рабочих газов из сопла двигателя
X, X_1	— сила лобового сопротивления
Y, Y_1	— аэродинамическая подъемная сила
β	— расходный комплекс
μ_k	— относительная масса конструкции
v_0	— стартовая нагрузка на тягу
ρ_a	— плотность газов на срезе сопла

ОСНОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

АВД	— аварийное выключение двигателей
АК	— азотная кислота
АМС	— автоматическая межпланетная станция
АО	— агрегатный отсек
АПО	— агрегатно-приборный отсек
АПР	— аппаратура подрыва ракеты
АТ	— азотный тетраоксид (четырехокись азота)
АУД	— автомат управления дальностью
АУТ	— активный участок траектории
АУС	— автомат угловой стабилизации
ББ	— боевой блок
БЖРК	— боевой железнодорожный ракетный комплекс
БИНС	— бесплатформенная инерциальная навигационная система
БКС	— бортовая кабельная сеть
БО	— бытовой отсек
БОЗ	— блок обеспечения запуска
БР	— баллистическая ракета
БРДД	— баллистическая ракета дальнего действия
БРК	— боковая радиокоррекция
БРПЛ	— баллистическая ракета подводных лодок
БРСД	— баллистическая ракета средней дальности
БС	— боковая стабилизация
БЦВМ	— бортовая цифровая вычислительная машина
ВА	— возвращаемый аппарат
ВВ	— взрывчатое вещество
ВКС	— воздушно-космический самолет
ВУ	— взрывательное устройство
ГГ	— газогенератор
ГКЦ	— Гвианский космический центр
ГПИ	— генератор программированных импульсов

ГПО	— геопереходная орбита
ГРД	— гибридный ракетный двигатель
ГСО	— геостационарная орбита
ГСП	— гиросtabilизированная платформа
ГЧ	— головная часть
ДЗЗ	— дистанционное зондирование Земли
ДО	— двигательный отсек
ДОС	— долговременная орбитальная станция
ДПО	— двигатель причаливания и ориентации
ДТБ	— дополнительный топливный бак
ДУ	— двигательная установка
ДУЗ	— детонирующий удлиненный заряд
ЕКА	— Европейское космическое агентство
ЖРД	— жидкостный ракетный двигатель
ИНС	— инерциальная навигационная система
ИСЗ	— искусственный спутник Земли
КА	— космический аппарат
КВО	— круговое вероятное отклонение
КВРБ	— кислородно-водородный разгонный блок
КВСК	— кислородно-водородный блок среднего класса
КВТК	— кислородно-водородный блок тяжелого класса
КГЧ	— космическая головная часть
КИК	— командно-измерительный комплекс
КК	— космический корабль
КМ	— композиционный материал
КО	— командный отсек
КОРД	— контроль одновременной работы двигателей
КУС	— качающееся управляющее сопло
ЛК	— лунный корабль
ЛКИ	— летно-конструкторские испытания
ЛОК	— лунный орбитальный комплекс
МБР	— межконтинентальная баллистическая ракета
МИК	— монтажно-испытательный корпус
МИТ	— Московский институт теплотехники
МК	— модуль кабины
МКС	— Международная космическая станция
МТА	— межорбитальный транспортный аппарат
МТКС	— многоразовая транспортная космическая система
НДМГ	— несимметричный диметилгидразин
НОО	— низкая околоземная орбита

НС	— нормальная стабилизация
ОБ	— основной блок
ПАД	— пороховой аккумулятор давления
ПБП	— проектно-баллистический параметр
ПВРД	— прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ПГС	— пневмогидравлическая схема
ПЛАРБ	— подводная лодка атомная, ракета баллистическая
ППК	— перспективный пилотируемый корабль
ППТС	— перспективная пилотируемая транспортная система
ПРО	— противоракетная оборона
ПУТ	— пассивный участок траектории
РБ	— разгонный блок
РВСН	— Ракетные войска стратегического назначения
РД	— ракетный двигатель
РДТТ	— ракетный двигатель на твердом топливе
РК	— ракетный комплекс
РКС	— регулирование (регулятор) кажущейся скорости
РКТ	— ракетно-космическая техника
РЛ	— радиолокатор
РЛС	— радиолокационная система
РН	— ракета-носитель
РН СК ПГ	— ракета-носитель среднего класса повышенной грузоподъемности
РТ	— рабочее тело
РУС	— разрезное управляющее сопло
РЧ	— ракетная часть
САС	— система аварийного спасения
СК	— стартовый комплекс
СМ	— служебный модуль
СН	— самолет-носитель
СНВ	— стратегические наступательные вооружения
СОБ	— синхронное опорожнение баков
СОЗ	— система обеспечения запуска
СОТР	— система обеспечения терморегулирования
СПГ	— сжиженный природный газ
СПД	— сильноточные плазменные двигатели
СУ	— система управления
Т1	— керосин
ТВЭЛ	— тепловыделяющий элемент
ТДУ	— тормозная двигательная установка

ТЗП	— теплозащитное покрытие
ТНА	— турбонасосный агрегат
ТП	— техническое предложение
ТПК	— транспортно-пусковой контейнер
ТСУ	— терминальная система управления
ТТТ	— тактико-технические требования
ТТХ	— тактико-технические характеристики
ТЭЗ	— тротиловый эквивалент заряда
УРБ	— универсальный ракетный блок
УРМ	— универсальный ракетный модуль
ШПУ	— шахтная пусковая установка
ЭВТИ	— экранно-вакуумная теплоизоляция
ЭПО	— эффективная поверхность отражения
ЭРД	— электрический ракетный двигатель
ЯРД	— ядерный ракетный двигатель
ЯЭДУ	— ядерная энергодвигательная установка
ЯЭУ	— ядерная энергетическая установка

ЧАСТЬ 1

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВЫВЕДЕНИЯ

Глава 1. БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ КАК ОСНОВА СОЗДАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

1.1. Предыстория и начальные этапы создания первых БРДД

Еще до начала практических работ по ракетно-космической технике в различных странах независимо друг от друга энтузиасты-одиночки пытались реализовать идеи межпланетных полетов. Уже в наше время их называли пионерами освоения космического пространства. Энтузиастов было шестеро: К.Э. Циолковский, Ф.А. Цандер и Ю.В. Кондратюк (Россия), Г. Оберт (Германия), Р. Годдард (США), Р. Эсно-Пельтри (Франция). При Российской академии наук создана комиссия по разработке их творческого наследия.

Небезынтересны и поучительны творческие биографии некоторых членов этой группы энтузиастов.

Герман Оберт (1894–1989) — единственный из этой «шестерки» дожил до реализации своих идей и даже до первого полета людей на Луну. Оберт, как и большинство пионеров космонавтики, пришел в нее, прочитав роман Ж. Верна «Из пушки на Луну». Любопытно, что в своем романе писатель-фантаст точно указал значение второй космической скорости — 11,2 км/с, скорости, необходимой для отлета к Луне. (Европейцы признательны ему, и свой тяжелый грузовой космический корабль ATV, совершивший первый полет к Международной космической станции (МКС) 9 марта 2008 г., они назвали его именем — Jules Verne.) Будучи гимназистом, Г. Оберт подсчитал, что для достижения скорости 11,2 км/с (при приемлемых для человека перегрузках $(2...3)g_0$) длина ствола пушки должна быть 2 000... 3 000 км, что явно невыполнимо. Он рассматривал также электромагнитный способ разгона аппарата до второй космической скорости, но пришел к выводу, что только с помощью ракеты реально достичь этой скорости.

состоялось более 1 600 запусков модификаций этой ракеты. Многие МБР используются в настоящее время в качестве конверсионных вариантов РН («Днепр», «Рокот», «Стрела» и др.).

Американская МБР «Атлас» применялась в качестве РН в пяти вариантах, в том числе в варианте «Атлас — Центавр — Бернер-II» для запуска в 1971–1972 гг. космических аппаратов «Пионер-Х» и «Пионер-ХI», впервые покинувшим Солнечную систему, и в варианте «Атлас-ША», примечательном тем, что его первая ступень снабжена двигателем РД-180 российского производства. Всего состоялось более 500 запусков модификаций РН «Атлас».

Специфические требования к боевым ракетам (оперативность запуска, защищенность стартовой позиции и др.) привели к созданию отдельного направления ракетной техники.

Дадим краткую классификацию БРДД, ориентируясь на наиболее характерные признаки, влияющие на конструктивные особенности ракеты (рис. 1.10). Отметим, что крылатые ракеты не являются баллистическими и введены в классификацию БРДД условно.

По грузоподъемности различают ракеты-носители:

- *легкого класса*: $M_0 \leq 200$ т; $M_{п.г} \leq 3,6$ т (НОО — низкая околоземная орбита) («Космос-3М», «Циклон-2», «Циклон-3», «Рокот»);

- *среднего класса*: $M_0 = 310...400$ т; $M_{п.г} = 7...13$ т (НОО) («Союз», «Молния», «Зенит»);

- *тяжелого класса*: $M_0 \geq 700$ т; $M_{п.г} \geq 20$ т (НОО) («Протон»).

Вопросы к главе 1

1. Укажите особенности траектории БР и назовите параметры конца активного участка, необходимые для получения первой космической скорости.

2. Дайте определение и укажите физический смысл основных проектных параметров БР.

3. Проанализируйте силовую схему ракеты V-2 и укажите ее слабые стороны.

4. Какие главные конструктивные решения были реализованы при создании БР модернизированной схемы?

5. Оцените возможность получения первой космической скорости с помощью одноступенчатой ракеты.

6. Оцените возможность использования ядерной энергии для получения реактивной тяги в двигательных установках БР.

Глава 2. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ

2.1. Одноступенчатые ракеты

По типу двигателя ракеты могут быть *жидкостными* или *твердотопливными*. На рис. 2.1 приведена компоновочная схема одноступенчатой боевой баллистической ракеты с ЖРД.

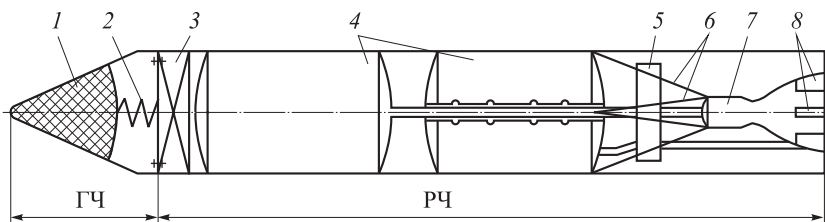


Рис. 2.1. Компоновочная схема одноступенчатой боевой жидкостной баллистической ракеты:

ГЧ — головная часть; РЧ — ракетная часть; 1 — полезный груз; 2 — механизм отделения головной части; 3 — приборный отсек; 4 — топливный бак; 5 — турбонасосный агрегат; 6 — силовая рама двигательной установки; 7 — камера сгорания жидкостного ракетного двигателя; 8 — газоструйные рули

Конструкцию боевой баллистической ракеты можно разделить на две части — головную и ракетную.

Головная часть. Конструкция и назначение головных частей (ГЧ) одно- и многоступенчатых боевых баллистических ракет мало отличаются одна от другой. Головная часть предназначена для размещения полезного груза и защиты его от аэродинамического нагрева, а также для доставки к цели и подрыва боевого оснащения, входящего в состав полезного груза. Подрыв боевого оснащения осуществляется в определенном положении относительно цели, обеспечивающем его наибольшую эффективность, в том числе и после проникновения в преграду.

Основу боевого оснащения стратегических ракет составляют средства поражения — **боевые блоки (ББ)**, имеющие в качестве

Вопросы к главе 2

1. Какие проблемы в развитии ракетной техники привели к необходимости изменения формы и теплозащитного покрытия моноблочных головных частей?

2. Проанализируйте устройство и дайте классификацию многоблочных головных частей по принципам разведения боевых блоков по целям.

3. Сформулируйте следующие понятия: многоступенчатая ракета, ступень ракеты и блок ступени. Проиллюстрируйте эти понятия примерами.

4. Перечислите функции основных конструктивных элементов снаряженного топливом РДТТ и сформулируйте требования к физико-механическим и геометрическим характеристикам заряда и элементов корпуса.

5. Приведите примеры МБР, выполненных по схеме «тандем», и проанализируйте достоинства и недостатки схемы.

6. На примере ракеты-носителя «Союз» выполненной по схеме «пакет» и имеющей особый старт, проанализируйте достоинства и недостатки схемы «пакет».

7. По каким критериям оцениваются точность стрельбы и эффективность действия снаряда по цели?

Глава 3. ВЛИЯНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ТРАЕКТОРИИ НА УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ РАКЕТЫ

3.1. Функции системы управления

Баллистическая ракета летит с работающим двигателем только на активном участке траектории. Функции системы управления на этом участке состоят в следующем.

1. *Выдерживание заданной, постепенно изменяющейся во время полета угловой ориентации осей ракеты в пространстве* (управление движением ракеты вокруг центра масс). Эту задачу решает автомат угловой стабилизации (АУС). Системой отсчета для угловой ориентации ракеты служат оси гироскопов в горизонте и гировертиканте, которые в рабочем состоянии сохраняют неизменным положение своих осей в пространстве. Всякое отклонение ракеты от заданного положения во всех трех плоскостях приводит к появлению электрического сигнала, пропорционального этому отклонению. Преобразованный и усиленный сигнал поступает на реле рулевых машин, которые приводят в действие соответствующие органы рулевого управления, возвращающие ракету в исходное положение.

2. *Выдерживание заданного направления полета, формы траектории, величины и направления вектора скорости* (управление движением центра масс). Эту задачу решает программный механизм автомата угловой стабилизации, систем боковой и нормальной стабилизации (БС и НС). Последние две системы локализируют действие составляющих силы тяги, направленных перпендикулярно плоскости стрельбы и в плоскости стрельбы перпендикулярно вектору скорости, посылая сигналы на приводы соответствующих органов управления.

3. *Управление дальностью полета*. Эту задачу решает автомат управления дальностью (АУД). В общем случае управление дальностью сводится к выключению двигателя последней ступени ракеты в момент, когда сочетание параметров конца активного

Наиболее близким к реализации является проект «Воздушный старт» с ракетой-носителем «Полет», в которой в качестве двигателя первой ступени используется двигатель НК-43. Наша страна имеет готовый двигатель, непревзойденный по сочетанию высокой удельной тяги ($p_{уд0} = 331 \text{ с}$) и низкой массы при относительно невысоком давлении в камере сгорания (14,7 МПа). Последнее обстоятельство создает предпосылки для дальнейшего совершенствования этого ЖРД.

Вопросы к главе 3

1. Назовите основные функции системы управления БР.
2. Как наличие или отсутствие ГСП в системе управления БР отражается на конструкции стартового устройства?
3. Назовите органы управления, применяемые на БР с ЖРД. Приведите примеры их использования на известных вам ракетах и расскажите о принципах получения с их помощью управляющих сил.
4. Перечислите известные вам органы управления, применяемые на БР с РДТТ. Приведите примеры их использования и расскажите о принципах получения с их помощью управляющих сил.
5. Какие достижения в области приборостроения позволили перейти в многоступенчатых твердотопливных ракетах с четырехсоплового блока на односопловой и как этот переход отразился на тактико-технических характеристиках ракеты?
6. Какие преимущества дает использование на верхних ступенях БР сопел с выдвижными сопловыми насадками?

Глава 4. ОБЩАЯ ЗАДАЧА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

4.1. Основные способы управления

Управление полетом баллистической ракеты (при отсутствии средств наведения на головной части) осуществляется только на активном участке траектории (АУТ). При этом считается, что управление попаданием в точку прицеливания и выведение головной части на попадающую траекторию в начале пассивного участка траектории (ПУТ) (в предположении невозмущенного полета ракеты на ПУТе) эквивалентны.

Управление полетом может осуществляться двумя способами:

- **по «жесткой» траектории**, т. е. относительно заранее рассчитанной номинальной или «опорной» траектории, что было характерно главным образом при применении *аналоговой системы управления* (АСУ);

- **по «гибкой» траектории** при реализации терминального метода наведения (управления конечным состоянием) с использованием так называемых *терминальных систем управления* (ТСУ).

При управлении по «жесткой» траектории команды на управление полетом программируются заранее и вводятся в систему управления до пуска ракеты. Во время полета обеспечивается строгое ограничение отклонений фактических параметров движения ракеты от запрограммированных (расчетных) на протяжении всего АУТа. «Никакой “свободы воли”, для каждой секунды полета все параметры жестко заданы, нельзя отклоняться от таблиц стрельбы», — так Б.Е. Черток (1912–2012), один из разработчиков этой системы управления, объяснял студентам на лекциях сущность системы управления по «жесткой» траектории.

Если применяется терминальное наведение, команды на управление вырабатываются во время полета. При такой ситуации управления допускаются отклонения фактических параметров движения ракеты от параметров расчетной (опорной) траектории

Вопросы к главе 4

1. В чем заключается принципиальная разница между системами управления по «жесткой» и по «гибкой» траектории?

2. Проанализируйте алгоритм суммарного отклонения по дальности при управлении по «жесткой» траектории и назовите способы и системы, позволяющие реализовать этот алгоритм для получения нужной дальности.

3. В каких баллистических ракетах невозможно использовать систему управления по «жесткой» траектории и почему?

4. Расскажите о принципах работы современной системы управления по «гибкой» траектории. Каковы ее преимущества (кроме повышенной точности и возможности использования на БРТГ и жидкостных ракетах с многокамерными двигательными установками)?

Глава 5. РАЗВИТИЕ КОНСТРУКЦИЙ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

5.1. Основные направления развития

Межконтинентальные баллистические ракеты составляют основу стратегических сил страны и решают задачи по уничтожению стратегически важных объектов на межконтинентальных дальностях. Первая в мире МБР была создана в СССР. Это была ракета **Р-7** ($M_0 = 283$ т, $M_{п.г} = 5,4$ т), первый успешный запуск которой состоялся в августе 1957 г.

Первый запуск американской МБР «Атлас» ($M_0 = 110$ т, $M_{п.г} = 1,5$ т) состоялся в 1959 г.

В качестве топлива в обеих ракетах использовались керосин и жидкий кислород. Запускали ракеты с открытых стартовых позиций, заправку топливом осуществляли непосредственно перед стартом. На смену ракете Р-7, модификации которой до сих пор используют как ракеты-носители, была взята на вооружение МБР **Р-9** (8К75) на тех же компонентах, но с поперечным делением ступеней, более удобная для транспортировки и заправки, с меньшей стартовой массой ($M_0 \approx 80$ т, $M_{п.г} = 2$ т).

В 1960 г. в США вместо ракеты «Атлас» на вооружение была принята ракета «Титан-1» ($M_0 = 98$ т, $M_{п.г} = 1,5 \dots 2,7$ т), работающая также на керосине и кислороде. Это были **МБР первого поколения**.

В начале 1960-х годов на вооружение были приняты **МБР второго поколения**: в СССР ракета **Р-16** ($M_0 = 141$ т, $M_{п.г} = 2$ т) на долгохранимых высококипящих компонентах топлива (азотная кислота (АК) и керосин (Т1)) в 1963 г., в США МБР «Титан-II» ($M_0 = 148$ т, $M_{п.г} = 3,17$ т) на компонентах топлива «Аэрозин-50» и тетраоксид азота (АТ) в 1962 г.

Оснащение такой ракетой хотя бы части строящихся подводных лодок проекта «Борей» позволило бы использовать большой задел в ГРЦ им. В.П. Макеева, а не начинать морскую тематику с чистого листа, как это имело место с «Булавой» в МИТе. Однако, как утверждают военные, переделка проекта и уже изготовленных подводных лодок проекта «Борей» под комплекс «Синева» невозможна.

Вопросы к главе 5

1. Назовите альтернативные конструктивные, технологические и организационные решения, которые были использованы при создании жидкостных МБР семейства УР-100 в нашей стране, позволившие выполнить те же тактико-технические требования, которые были реализованы при создании в США МБР третьего поколения — твердотопливных МБР семейства «Минитмен».

2. Дайте определение понятия «ампулизация ракеты» и перечислите конструктивные и технологические решения для ее реализации.

3. Назовите основные соображения, которыми руководствуются при выборе способов и мест базирования МБР и РН.

4. Укажите преимущества нестандартного старта и конструкции стартового сооружения для РН семейства Р-7.

5. Какой прием предполагается использовать при старте БР с самолета в проекте «Воздушный старт» для исключения дополнительного упрочнения ракеты при горизонтальном старте?

6. Какой смысл вкладывается в понятие «защищенность стартовой позиции» и какие конструктивные и технологические меры используются для ее повышения?

7. Перечислите требования, предъявляемые к способам разделения ступеней МБР, и особенности их реализации на известных ракетах.

8. Какие свойства криогенных топлив приводят к необходимости решать вопрос об их применении в баллистических ракетах отдельно в каждом конкретном случае?

9. Почему криогенные топлива предпочтительнее применять на верхних ступенях БР?

10. Дайте сравнительную оценку метана и водорода в качестве горючего в ракетном топливе.

11. Какие преимущества может дать использование в ракетно-космических транспортных системах трехкомпонентного двухрежимного ЖРД?

12. Оцените целесообразность использования гибридных двигателей в ракетно-космических системах выведения.

13. В чем заключаются преимущества баллистической схемы полетов в дальний космос с использованием дополнительного разгона с промежуточной орбиты с помощью разгонного блока?

14. Проанализируйте по отдельным блокам схему ядерной энерго-двигательной установки, разрабатываемой Центром им. М.В. Келдыша, и оцените возможность и целесообразность ее использования в качестве источника электрической энергии для космических аппаратов на низкой околоземной орбите и для питания ЭРД межпланетных космических кораблей.

15. Какое содержание вложили создатели БРПЛ второго и третьего поколений в понятие «прочноплотный малогабаритный цельносварной алюминиевый корпус ракеты»?

16. Какие конструктивные и технологические решения позволили конструкторам ГРЦ им. В.П. Макеева создать межконтинентальную БРПЛ (Р-29РМ) с наивысшим значением массовой отдачи $M_{г.ч} = 0,069M_0$?

Глава 6. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

6.1. Развитие конструкции ракет-носителей семейства «Союз» (Р-7)

В 1990-е годы повсеместно в России произошел спад производства, свойственный переходному периоду, но этого почти не случилось с ракетно-космической отраслью, так как ей удалось выйти на международный рынок космических услуг. Благодаря выходу на рынок космических услуг отрасль получила дополнительное финансирование в объеме, превышающем государственное обеспечение.

Для сравнения приведем объемы государственного финансирования гражданских космических программ в 2004 г., млрд долл.: США — 15,4; Европа — 4,35; Япония — 3,0; КНР — 2,5; Индия — 0,59; Россия — 0,53. Россия по объему финансирования на полтора порядка отставала от США и Европы и находилась на уровне Индии, опережая только Бразилию. На рис. 6.1 представлены доли участия стран в том же году в пусках РН и доли пусков по типам отечественных РН. В России большая часть пусков (40 %) была осуществлена ракетой-носителем «Союз» (Р-7). Приблизительно такое же соотношение пусков по типам ракет-носителей сохраняется и в настоящее время (2010 г.).

Необходимо заметить, что в 2004 г. в России 10 из 25 запусков были произведены по международным программам, из них 5 — по коммерческим заказам. Кроме запусков, Россия участвует также в разработке на коммерческой основе полезных нагрузок для других стран. Так, наши специалисты создавали ряд подсистем для европейского транспортного корабля ATV. Первый полет к МКС транспортного корабля ATV «Жюль Верн» состоялся 9 марта 2008 г. Россия участвовала в целом ряде международных проектов, крупнейшие из них — МКС и «Морской старт».

«Ангара-А5» и «Русь-МП» в какой-то степени дублируют друг друга, но их наличие гарантированно обеспечивает доступ в космос России при любых обстоятельствах. «Ангара-1.2» и «Союз-1» дополняют друг друга, имея стартовые комплексы как в Плесецке, так и на Байконуре.

6. Дальнейшие перспективы развития средств выведения связаны с созданием новых типов ракетных двигателей, использующих уже не химическую энергию горения, а ядерную. Это ядерные ракетные двигатели (ЯРД) и электрические ракетные двигатели (ЭРД). Резкие различия в характеристиках этих двигателей (тяга и время работы) постепенно будут уменьшаться: ЯРД начнут повышать эффективную скорость истечения рабочего тела, а ЭРД — увеличивать силу тяги.

Открывающиеся возможности позволят все более и более сокращать время межпланетных перелетов. Если вначале такие перелеты будут длиться годами, то впоследствии для быстрых перелетов достаточно будет нескольких месяцев, а возможно, и дней.

Вопросы к главе 6

1. Какие изменения и с какой целью были внесены в базовую БР Р-7 при создании проекта РН «Аврора»?

2. Какие преимущества БР Р-7 могли бы быть использованы при реализации создаваемого на ее базе проекта БР «Онега» повышенной грузоподъемности?

3. Какие принципиальные изменения были осуществлены в базовом комплексе РН Р-7 при создании РН «Союз-СТ», предназначенной для запуска из Гвианского космического центра?

4. Каковы конструктивные особенности и возможности двух новых модификаций РН семейства Р-7 (РН «Союз-1» и «Союз-2-3») разработки самарского РКЦ «ЦСКБ-Прогресс»?

5. Сравните характеристики создаваемых по блочно-модульному принципу РН семейства «Ангара» с характеристиками БР проекта «Русь-М», предусматривающего также блочно-модульный принцип построения семейства. Проанализируйте, какие новые возможности имеют БР семейства «Русь-М». Сделайте заключение о целесообразности создания последнего семейства.

6. Какие основные принципы закладываются при доработке конструкции боевых баллистических ракет в конверсионные ракеты-носители?

7. Оцените возможность и целесообразность создания полностью или частично многоразовых транспортных космических систем.

ЧАСТЬ 2

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Глава 7. ОБЩАЯ ЗАДАЧА ПРОЕКТИРОВАНИЯ

7.1. Стадии проектирования

Процесс создания БРДД традиционно рассматривается (ГОСТ 2.103–68) как многоуровневая итерационная процедура: формирование технического задания (ТЗ), техническое предложение (ТП), эскизное и рабочее проектирование, опытное производство, стендовые и летные испытания, выпуск технической документации «литер А» и, наконец, серийное производство. При этом от этапа к этапу последовательно уточняются характеристики создаваемого изделия.

Техническое задание устанавливает основное назначение, технические и тактико-технические характеристики (ТТХ), показатели качества и технико-экономические показатели, предъявляемые к разрабатываемому изделию.

При создании боевой баллистической ракеты тактико-технические требования (ТТТ) устанавливаются *Министерством обороны*. Средства на оборону из бюджета страны выделяются Министерству обороны, и оно выступает в роли заказчика. В системе Министерства обороны имеются *научно-исследовательские институты*, которые вырабатывают требования к оружию, а также предварительно прорабатывают эти требования с точки зрения возможности их реализации. При окончательной формулировке ТТТ учитываются состояние ракетостроения и перспективы его развития, уровень развития науки и техники в стране, а также то обстоятельство, что процесс создания нового изделия длится 5...7 лет.

Государственное финансирование разработок осуществляется через *Федеральное космическое агентство*. В системе этого агентства имеется *головной научно-исследовательский институт* — ЦНИИмаш, в котором разрабатываются ТТТ на новую РН. Федеральное космическое агентство объявляет конкурс, и организации отрасли представляют свои проекты. Победитель конкурса выполняет все те же этапы создания РН, что и при создании боевой ракеты.

товив соответствующий математический аппарат в результате проведения баллистического и массового анализа, с помощью ЭВМ можно перебрать все возможные сочетания параметров и получить так называемый *абсолютный оптимум* — $M_0 = (M_0)_{\min}$. Однако в практике проектирования ракет на варьируемые параметры часто накладываются некоторые ограничения, связанные с реальными условиями. Например, топлива имеют вполне определенные характеристики, ЖРД работают во вполне определенном диапазоне значений давления в камере сгорания и т. п. В силу этих причин часть параметров из варьирования можно исключить, ими можно задаться из опыта проектирования и удовлетвориться так называемым *локальным оптимумом*.

Вопросы к главе 7

1. Назовите основные стадии проектирования баллистических ракет и укажите содержание работ на каждой из стадий.
2. Сформулируйте понятие «технологичность конструкции» и укажите конструктивные, технологические и организационные решения, способствующие ее реализации при создании образцов РКТ.
3. Сформулируйте общую постановку задачи проектирования баллистических ракет и приведите общий план ее решения.
4. Дайте определение и укажите физический смысл основных проектных параметров баллистических ракет.

Глава 8. БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ И МАССОВЫЙ АНАЛИЗ

8.1. Анализ сил, действующих на ракету в полете на активном участке траектории

Баллистическую функцию

$$v(L) = f(\mu_k, J_{уд0}^3, a^3, v_0, p_M)$$

можно получить, если вывести уравнения движения ракеты и преобразовать их таким образом, чтобы в них входили основные проектные параметры. Для получения уравнений движения необходимо знать силы, действующие на ракету в полете. Основными силами, определяющими движение ракеты на активном участке траектории, являются сила тяги, сила тяжести, аэродинамические и управляющие силы.

Сила тяги. Это реактивная сила, обусловленная отбросом массы рабочих газов, истекающих из сопла двигателя. Если считать, что ось двигателя совпадает с продольной осью ракеты, то сила тяги действует вдоль этой оси и направлена в сторону движения ракеты.

Рассмотрим выражение для силы тяги, вытекающее из уравнения движения тела переменной массы,

$$P = \dot{m}w_a + S_a(p_a - p_h), \quad (8.1)$$

где \dot{m} — массовый секундный расход рабочих газов; w_a — скорость истечения газов из сопла двигателя; S_a — площадь выходного сечения сопла; p_a — давление газов на срезе сопла; p_h — давление окружающей среды.

Как видно из формулы (8.1), значение силы тяги складывается из двух составляющих — *динамической* и *статической*.

Динамическая составляющая силы тяги $\dot{m}w_a$ пропорциональна скорости w_a истечения газов из сопла двигателя. Для идеальных процессов скорость истечения определяется по формуле

$\Delta a_{\text{топл.ост}} = 0,005 \dots 0,008 \text{ т/т}$ (бóльшие значения относятся к ра-
кетам без СОБ);

$\mu_{\text{п.х.о}} = 0,035 \dots 0,050 \text{ т/т}$ (бóльшие значения при наличии при-
борного отсека);

$\gamma_{\text{ду}} = 0,001 \dots 0,002 \text{ т/кН}$, или $\gamma_{\text{ду}} = 0,01 \dots 0,02 \text{ т/тс}$ (10...20 кг
на 1 тс тяги, бóльшие значения относятся к верхним ступеням ра-
кет).

Для отыскания оптимальных значений основных проектных параметров ракеты достаточно иметь результаты баллистического и массового анализа.

Вопросы к главе 8

1. Назовите основные допущения, сделанные при выводе уравнений движения баллистической ракеты на АУТе и обоснуйте их правомерность.

2. Какие допущения использованы при приближенном определении скорости и дальности полета ракеты?

3. Проанализируйте, как изменение основных проектных параметров влияет на скорость и дальность полета ракеты.

Глава 9. ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ МНОГОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ

9.1. Основная терминология

Под *массой первой ступени* многоступенчатой ракеты будем понимать массу всей ракеты:

$$M_{01} = M_0,$$

под *массой полезного груза первой ступени* — массу всех верхних ступеней ракеты вместе с полезным грузом, которую назовем M_{02} :

$$M_{п.г1} = M_{02},$$

а под *массой конструкции первой ступени* — массу всей ракеты без топлива первой ступени:

$$M_{к1} = M_{01} - M_{т1}.$$

Относительная масса конструкции первой ступени

$$\mu_{к1} = \frac{M_{к1}}{M_{01}}.$$

После выгорания топлива в блоке первой ступени блок отбрасывается. Масса оставшейся в полете части ракеты — M_{02} , тогда для второй ступени

$$M_{п.г2} = M_{03}, \quad M_{к2} = M_{02} - M_{т2}, \quad \mu_{к2} = \frac{M_{к2}}{M_{02}}.$$

При такой терминологии многоступенчатую ракету можно представить как сумму одноступенчатых, у которых полезным грузом является масса всех верхних ступеней и, соответственно,

$$\mu_{ki} = \frac{M_{ki}}{M_{0i}}, \quad J_{уд0i}^3 = \frac{P_{0i}^3}{\dot{m}_i}, \quad a_i^3 = \frac{J_{уд\pi i}^3}{J_{уд0i}^3}, \quad v_{0i} = \frac{M_{0i} g_0}{P_{0i}^3}, \quad p_{mi} = \frac{M_{0i}}{S_{mi}}.$$

периментальную и летную наработку, оказывается целесообразным ставить их на новую или модернизированную ракету, хотя эти двигатели на этой ракете не удовлетворяют требованиям минимальных затрат энергии на запуск. Однако при этом сокращаются сроки и снижается стоимость создания ракеты. Определение оптимальных параметров ракеты при минимальных энергетических затратах на запуск позволяет оценить, насколько тактико-технические характеристики проектируемой ракеты могут отличаться от оптимальных значений.

Вопросы к главе 9

1. Назовите особенности выбора основных проектных параметров многоступенчатых ракет-носителей.
2. Перечислите допущения, принимаемые при расчете скорости многоступенчатой ракеты в конце активного участка траектории.
3. Перечислите этапы графоаналитического метода упрощенного решения задачи выбора основных проектных параметров двухступенчатой ракеты-носителя.

Список литературы

1. *Феодосьев В.И.* Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.
2. *Мишин В.П., Безвербный В.К., Панкратов Б.М.* Основы проектирования летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
3. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов / Под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991. 414 с.
4. *Разумеев В.Ф., Ковалев Б.К.* Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1976. 356 с.
5. *Лысенко Л.Н.* Наведение и навигация баллистических ракет. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 672 с.
6. *Калугин В.Т.* Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 688 с.
7. *Буланов И.М., Воробей В.В.* Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. 513 с.
8. Межконтинентальные баллистические ракеты СССР (РФ) и США / Е.Б. Волков, А.А. Филимонов и др. М.: Изд-во Ракетных войск стратегического назначения, 1996. 373 с.
9. *Первов М.* Ракетные комплексы РВСН // Техника и вооружение. 2001. № 5/6. С. 92.
10. СКБ-385. КБ «Машиностроение» / Государственный ракетный центр; КБ им. В.П. Макеева. М.: Военный парад, 2007. 379 с.
11. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. 1946–1996 / Гл. ред. Ю.П. Семенов. Королев: РКК им. С.П. Королева (МЕНОНСОВПОЛИГРАФ), 1996. 670 с.

12. Колесников К.С. Жидкостная ракета как объект регулирования. М.: Машиностроение, 1969. 295 с.
13. Путь в ракетной технике / НПО «Энергомаш» им. В.П. Глушко. М.: Машиностроение, 2004. 487 с.
14. Черток Б.Е. Ракеты и люди: В 4 кн. М.: Машиностроение, 1996–1999.
15. Королева Н.С. С.П. Королев — отец: В 3 кн. М.: Наука, 2007.
16. Раушенбах Б.В. Пристрастие. М.: АГРАФ, 1997. 426 с.
17. Афанасьев И. Метан — последняя надежда? // Новости космонавтики. 1998. № 17/18. С. 42–45.
18. Афанасьев И. Возмутители спокойствия из Самары // Новости космонавтики. 2002. № 6. С. 44, 45.
19. Лисов И. На Марс, на Венеру, на Цереру // Новости космонавтики. 2007. № 11. С. 36–40.
20. Светлов С. // На чем будут летать космонавты? Новости космонавтики. 2008. № 9. С. 8–12.
21. Афанасьев И., Воронцов Д. Почему «Скайлоны» не летают? // Новости космонавтики. 2009. № 6. С. 42, 43.
22. Черный И. Европейские носители через 20 лет // Новости космонавтики. 2009. № 7. С. 48, 49.
23. Афанасьев И., Воронцов Д. Парадная ракета // Новости космонавтики. 2009. № 8. С. 66–69.
24. Афанасьев И., Воронцов Д. Ракетные новинки МАКС-2009 // Новости космонавтики. 2009. № 11. С. 54–58.
25. Афанасьев И. Роскосмос предлагает ядерный двигатель мегатонного класса // Новости космонавтики. 2009. № 12. С. 40.
26. Афанасьев И. Наследники «Семерки» из Самары // Новости космонавтики. 2010. № 3. С. 34.
27. Афанасьев В. «Энергия» представила проект нового корабля // Новости космонавтики. 2010. № 8. С. 13.
28. Ильин А. Большой рекорд малой тяги // Новости космонавтики. 2010. № 8. С. 52.
29. Многоцветный орбитальный корабль «Буран» / Под ред. Ю.П. Семенова. М.: Машиностроение, 1995. 442 с.
30. Карраск В.К. Системы управления полетом (конспект лекций). М.: МАИ, 1975. 46 с.

31. *Кувыркин Г.Н., Головин Н.Н.* Термопрочность элементов конструкции ракетных двигателей твердого топлива. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1996. 78 с.

32. *Грабин В.Г.* Оружие победы. М.: Политиздат, 1989. 540 с.

33. *Сердюк В.К.* Проектирование средств выведения космических аппаратов / Под ред. А.А. Медведева. М.: Машиностроение, 2009. 496 с.

34. Космонавтика: Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985. 528 с.

35. *Лысенко Л.Н.* «Булава» — отложенный полет // Защита и безопасность. 2010. № 2 (53). С. 19–21.

Оглавление

Предисловие	3
Основные обозначения	5
Основные сокращения	7

Часть 1

Основы устройства ракетно-космических систем выведения

Глава 1. Баллистические ракеты как основа создания ракет-носителей	13
1.1. Предыстория и начальные этапы создания первых БРДД.....	13
1.2. Основные понятия и термины.....	21
1.3. Усовершенствование конструктивно-компоновочной схемы одноступенчатых ракет для увеличения дальности и пере- ход к многоступенчатым БРДД.....	27
Вопросы к главе 1.....	43
Глава 2. Особенности конструкции баллистических ракет дальнего действия	44
2.1. Одноступенчатые ракеты.....	44
2.2. Многоступенчатые ракеты	61
2.3. Особенности боевых ракет	70
Вопросы к главе 2.....	76
Глава 3. Влияние особенностей траектории на управление полетом ракеты.....	77
3.1. Функции системы управления.....	77
3.2. Органы управления	80
Органы управления для ракет с ЖРД	80
Органы управления для ракет с РДТТ.....	83
3.3. Развитие конструкции соплового блока РДТТ	87
3.4. Применение выдвигного насадка на ЖРД	91
Вопросы к главе 3.....	94
Глава 4. Общая задача управления полетом.....	95
4.1. Основные способы управления.....	95

4.2. Способ управления по «жесткой» траектории.....	98
4.3. Система регулирования кажущейся скорости	103
4.4. Система синхронного опорожнения баков	106
4.5. Способ управления по «гибкой» траектории	108
4.6. Способ управления с коррекцией на пассивном участке траектории.....	112
Вопросы к главе 4.....	114
Глава 5. Развитие конструкций межконтинентальных баллистических ракет и ракет-носителей.....	115
5.1. Основные направления развития	115
5.2. Базирование ракет-носителей и боевых баллистических ракет.....	123
Базирование ракет-носителей.....	123
Базирование баллистических ракет	130
5.3. Особенности отделения головной части и разделения ступе- ней у ракет с РДТТ	136
5.4. Ракета-носитель «Протон».....	139
5.5. Использование криогенных компонентов топлива в ракетах- носителях.....	146
5.6. Ракета-носитель «Сатурн-V».....	154
5.7. Ракета-носитель Н-1	156
5.8. Использование РДТТ в качестве «нулевой» (бустерной) ступени в ракетах-носителях	161
5.9. Использование гибридных двигателей в ракетных блоках	166
5.10. Разгонные блоки, или межорбитальные транспортные аппараты	169
5.11. Многоразовые транспортные космические системы	186
5.12. Баллистические ракеты подводных лодок	195
Вопросы к главе 5.....	221
Глава 6. Современное состояние и тенденции развития средств выведения.....	223
6.1. Развитие конструкции ракет-носителей семейства «Союз» (Р-7).....	223
6.2. Ракеты-носители семейства «Русь-М» и перспективный пилотируемый корабль нового поколения	244
6.3. Семейство ракет-носителей «Ангара».....	253
6.4. Конверсионные ракеты-носители	259
6.5. Общие тенденции в развитии систем выведения	265
Вопросы к главе 6.....	266

Часть 2
Основы проектирования баллистических ракет
дальнего действия и ракет-носителей

Глава 7. Общая задача проектирования	269
7.1. Стадии проектирования	269
7.2. Основные тактико-технические требования	273
7.3. Критерии оптимизации и общая задача проектирования	278
Вопросы к главе 7	281
Глава 8. Баллистический и массовый анализ	282
8.1. Анализ сил, действующих на ракету в полете на активном участке траектории	282
8.2. Уравнения движения ракеты на активном участке траектории	291
8.3. Уравнения движения ракеты в полярной системе координат	297
8.4. Изменение летных характеристик ракеты во время полета	299
8.5. Приближенное определение дальности полета. Задачи пассивного участка траектории	306
8.6. Уравнения движения ракеты на активном участке траектории в функции основных проектных параметров	311
8.7. Приближенное определение скорости ракеты	321
8.8. Влияние основных проектных параметров на скорость полета ракеты	325
8.9. Влияние основных проектных параметров на дальность полета ракеты	332
8.10. Массовый анализ одноступенчатой жидкостной ракеты	336
Вопросы к главе 8	338
Глава 9. Особенности выбора основных проектных параметров многоступенчатой ракеты	339
9.1. Основная терминология	339
9.2. Определение скорости многоступенчатой ракеты	340
9.3. Определение основных проектных параметров многоступен- чатой ракеты	342
Вопросы к главе 9	347
Список литературы	348
Приложение. Программы выбора проектно-баллистических параметров	351
1. Программа Rocket-1 для одноступенчатой ракеты с ЖРД	351
2. Программа Rocket-2 для двухступенчатой ракеты с ЖРД	369

Учебное издание

Ковалев Борис Константинович

**РАЗВИТИЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ
СИСТЕМ ВЫВЕДЕНИЯ**

Редактор *И.В. Мартынова*

Технический редактор *Э.А. Кулакова*

Корректор *О.В. Калашикова*

Художник *А.К. Ездовой*

Компьютерная графика *В.А. Филатовой*

Компьютерная верстка *Н.Ф. Бердавцевой*

Оригинал-макет подготовлен

в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В оформлении обложки использованы шрифты

Студии Артемия Лебедева

Сертификат соответствия № РОСС RU. АЕ51. Н 16228 от 18.06.2012.

Подписано в печать 08.08.2014. Формат 60×90 1/16.

Усл. печ. л. 25,0. Тираж 1200 экз.

Заказ

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.

105005, Москва, 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.

press@bmstu.ru <http://www.baumanpress.ru>

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.

105005, Москва, 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.

baumanprint@gmail.com