

Ю. Г. Сихарулидзе

# БАЛЛИСТИКА И НАВЕДЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ



ИЗДАТЕЛЬСТВО

**БИНОМ**

Ю. Г. Сихарулидзе

# **БАЛЛИСТИКА И НАВЕДЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

---



Москва  
БИНОМ. Лаборатория знаний  
2011

УДК 629.78  
ББК 32.965  
С41

**Сихарулидзе Ю. Г.**

С41 Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю. Г. Сихарулидзе. — М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. — 407 с. : ил.

ISBN 978-5-9963-0531-5

Рассматриваются классические и новые актуальные задачи теории полета летательных аппаратов, включая ракеты-носители и космические аппараты, спускаемые аппараты, баллистические ракеты и их головные части, межпланетные аппараты, многоразовые космические транспортные системы, авиационно-ракетные комплексы воздушного старта и др. Показана связь оптимальных законов управления в модельных задачах баллистики с реальными алгоритмами наведения в системах управления летательных аппаратов. Подробно рассматриваются терминальные алгоритмы наведения для различных фаз траектории, от активного участка до спуска в атмосфере и посадки. Обсуждаются также принципы построения робастных алгоритмов наведения, способных адаптироваться к фактическим условиям полета.

Книга является дополненной и расширенной версией изданной в 1982 г. книги автора «Баллистика летательных аппаратов» и рассчитана на специалистов в области баллистики и управления летательными аппаратами, а также на аспирантов и студентов соответствующих специальностей.

УДК 629.78  
ББК 32.965

Первый тираж издания осуществлен при финансовой поддержке  
Российского фонда фундаментальных исследований по проекту № 10-08-07039

---

*Научное издание*

**Сихарулидзе Юрий Георгиевич**

## **БАЛЛИСТИКА И НАВЕДЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Ведущий редактор *И. А. Маховая*. Редактор *А. С. Попов*

Художник *Н. А. Новак*

Технический редактор *Е. В. Денюкова*. Корректор *Н. Н. Ектова*

Оригинал-макет подготовлен *Е. Г. Ивлевой* в пакете  $\text{\LaTeX}$ 2 $\epsilon$

Подписано в печать 5.07.11. Формат 70×100/16.

Усл. печ. л. 33,15. Тираж 600 экз. Заказ

Издательство «БИНОМ. Лаборатория знаний»

125167, Москва, проезд Аэропорта, д. 3

Телефон: (499) 157-5272, e-mail: binom@Lbz.ru, <http://www.Lbz.ru>

---

ISBN 978-5-9963-0531-5

© БИНОМ. Лаборатория знаний,  
2011

# ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>Введение</b> . . . . .	3
<b>Глава 1. Уравнения движения</b> . . . . .	9
1.1. Особенности уравнений движения ракеты как тела переменного состава . . .	9
1.1.1. Уравнение движения центра масс ракеты . . . . .	10
1.1.2. Уравнения движения ракеты относительно центра масс . . . . .	11
1.2. Системы координат . . . . .	13
1.2.1. Геоцентрическая сферическая система координат . . . . .	13
1.2.2. Стартовая система координат . . . . .	14
1.2.3. Связанная система координат . . . . .	15
1.2.4. Скоростная система координат . . . . .	16
1.2.5. Матрицы перехода между системами координат . . . . .	17
1.3. Фигура и гравитационное поле Земли . . . . .	20
1.3.1. Однородное плоскопараллельное поле . . . . .	21
1.3.2. Центральное (ньютоновское) поле . . . . .	21
1.3.3. Геоид, общий земной эллипсоид, референц-эллипсоид . . . . .	22
1.4. Аэродинамические силы и моменты . . . . .	23
1.4.1. Летательный аппарат с плоскостью симметрии . . . . .	24
1.4.2. Осесимметричный ЛА . . . . .	28
1.5. Стандартная атмосфера и модель вариаций ее параметров . . . . .	31
1.5.1. Стандартная атмосфера . . . . .	32
1.5.2. Сезонно-широтные и суточные вариации плотности . . . . .	33
1.5.3. Предельные и случайные вариации плотности . . . . .	35
1.5.4. Поле ветров . . . . .	40
1.6. Управляющие силы и моменты . . . . .	41
1.6.1. Органы управления . . . . .	42
1.6.2. Каналы управления . . . . .	43
1.7. Тяга двигателя . . . . .	45
1.7.1. Изменение тяги двигателя по высоте . . . . .	46
1.7.2. Удельная тяга . . . . .	46
1.7.3. Коэффициент соотношения компонентов топлива . . . . .	48
1.8. Уравнения движения в начальной стартовой (инерциальной) системе координат . . . . .	51
1.8.1. Движение центра масс . . . . .	52
1.8.2. Составляющие гравитационного ускорения . . . . .	53
1.8.3. Составляющие тяги двигателей и аэродинамической силы . . . . .	56
1.8.4. Уравнения движения ЛА относительно центра масс . . . . .	57
1.8.5. Движение ЛА самолетного типа . . . . .	60
Литература к главе 1 . . . . .	62

Глава 2. <b>Активный участок</b> . . . . .	64
2.1. Основные участки траектории полета . . . . .	64
2.1.1. Стартовый участок . . . . .	65
2.1.2. Участок полета первой ступени . . . . .	66
2.1.3. Разделение ступеней . . . . .	67
2.1.4. Участки полета второй и последующих ступеней . . . . .	70
2.1.5. Участок отделения полезной нагрузки . . . . .	72
2.2. Оптимальная программа выведения на орбиту . . . . .	73
2.2.1. Модельная задача о выборе программы выведения . . . . .	73
2.2.2. Анализ структуры оптимального управления . . . . .	78
2.2.3. Учет центрального поля притяжения . . . . .	80
2.2.4. Программы тангажа и схемы выведения . . . . .	85
2.3. Оптимальная программа баллистической стрельбы . . . . .	90
2.3.1. Модельная задача о выборе программы стрельбы . . . . .	90
2.3.2. Структура оптимального управления . . . . .	92
2.3.3. Программа максимальной дальности . . . . .	93
2.3.4. Программа минимального рассеивания . . . . .	98
2.4. Интегрирование уравнений движения . . . . .	101
2.4.1. Формула Циолковского . . . . .	101
2.4.2. Приближенное интегрирование уравнений движения . . . . .	103
2.4.3. Интегрирование уравнений движения с помощью ЭВМ . . . . .	108
2.5. Производные конечной скорости, выводимой полезной нагрузки и дальности стрельбы по основным параметрам ЛА . . . . .	111
2.5.1. Способы получения производных . . . . .	111
2.5.2. Вычисление производных по конечным формулам . . . . .	111
2.5.3. Использование производных в проектно-баллистических расчетах . . . . .	114
Литература к главе 2 . . . . .	116
Глава 3. <b>Баллистика головной части</b> . . . . .	117
3.1. Прямая задача . . . . .	117
3.1.1. Интегралы задачи движения в центральном поле . . . . .	118
3.1.2. Внеатмосферная траектория полета . . . . .	120
3.1.3. Определение координат точки падения ГЧ . . . . .	124
3.2. Обратная задача . . . . .	125
3.2.1. Определение потребных начальных условий полета ГЧ . . . . .	125
3.2.2. Оптимальный угол бросания . . . . .	126
3.2.3. Параметры движения на пассивном участке . . . . .	130
3.3. Рассеивание головных частей . . . . .	136
3.3.1. Влияние метода управления на ошибки начальных параметров движения ГЧ . . . . .	136
3.3.2. Производные дальности по начальным параметрам движения . . . . .	136
3.3.3. Возмущение траектории полета ГЧ при входе в атмосферу . . . . .	141
3.4. Способы уменьшения рассеивания . . . . .	142
3.4.1. Управление полетом ГЧ на внеатмосферном участке . . . . .	143
3.4.2. Управления полетом ГЧ в атмосфере . . . . .	145
3.4.3. Характеристики головных частей баллистических ракет США . . . . .	148
Литература к главе 3 . . . . .	149

Глава 4. Орбитальное движение космического аппарата в центральном поле . . . . .	151
4.1. Классификация невозмущенных траекторий . . . . .	152
4.1.1. Эллиптическая орбита . . . . .	155
4.1.2. Гиперболическая траектория . . . . .	160
4.1.3. Параболическая траектория . . . . .	164
4.1.4. Положение КА в пространстве . . . . .	164
4.2. Компланарные маневры . . . . .	165
4.2.1. Маневры с ограниченной тягой и импульсные маневры . . . . .	165
4.2.2. Импульсные маневры между эллиптическими орбитами . . . . .	167
4.2.3. Импульсные маневры между круговыми орбитами . . . . .	169
4.3. Пространственные маневры . . . . .	173
4.3.1. Поворот плоскости движения . . . . .	174
4.3.2. Двухимпульсный маневр . . . . .	174
4.3.3. Трехимпульсный маневр . . . . .	178
4.3.4. Выведение стационарного спутника Земли . . . . .	180
4.4. Задача встречи . . . . .	184
4.4.1. Основные этапы встречи на орбите . . . . .	184
4.4.2. Оптимальные режимы управления сближением . . . . .	187
4.4.3. Случай круговой орбиты цели . . . . .	190
4.4.4. Импульсные программы управления . . . . .	194
4.4.5. Методы наведения с использованием линии визирования . . . . .	196
Литература к главе 4 . . . . .	198
Глава 5. Полет к Луне и планетам . . . . .	200
5.1. Анализ условий полета к Луне . . . . .	200
5.1.1. Луна как спутник Земли . . . . .	201
5.1.2. Задача трех тел. Сфера действия Луны . . . . .	201
5.1.3. Приближенные методы расчета траекторий сближения . . . . .	203
5.2. Полет к Луне . . . . .	204
5.2.1. Плоская задача . . . . .	205
5.2.2. Пространственная задача . . . . .	209
5.2.3. Схемы полета с посадкой на Луну и последующим возвращением к Земле . . . . .	212
5.3. Полет к планетам . . . . .	216
5.3.1. Задача Ламберта . . . . .	218
5.3.2. Гелиоцентрический и планетоцентрический участки . . . . .	223
5.3.3. Классификация межпланетных траекторий . . . . .	225
5.4. Оптимальные даты старта . . . . .	227
5.4.1. Приближенный расчет даты старта . . . . .	227
5.4.2. Условия перелета к ближним планетам . . . . .	229
5.4.3. Последовательный облет нескольких планет . . . . .	232
Литература к главе 5 . . . . .	235
Глава 6. Вход в атмосферу и посадка . . . . .	236
6.1. Оптимальный маневр торможения на орбите . . . . .	237
6.1.1. Оптимальная ориентация тормозного импульса . . . . .	238
6.1.2. Торможение в апоцентре или перицентре эллиптической орбиты . . . . .	242
6.1.3. Тормозной маневр на круговой орбите . . . . .	247

6.1.4.	Свойства оптимального маневра спуска с круговой орбиты. . . . .	250
6.1.5.	Оптимальная высота круговой орбиты для маневра спуска. . . . .	251
6.2.	Баллистическая траектория спуска с околокруговой скоростью входа. . . . .	253
6.2.1.	Максимальная перегрузка. . . . .	254
6.2.2.	Максимальный нагрев. . . . .	258
6.3.	Управляемая траектория СА с малым аэродинамическим качеством ( $k = 0.3$ )	261
6.3.1.	Высота условного перигея и коридор входа. . . . .	262
6.3.2.	Траектория возвращения аппарата от Луны с параболической скоростью. . . . .	265
6.3.3.	Алгоритм наведения при входе с параболической скоростью. . . . .	267
6.3.4.	Траектория входа с гиперболической скоростью. . . . .	270
6.4.	Планирующий спуск в атмосфере. . . . .	271
6.4.1.	Оптимальное управление по углам атаки и крена. . . . .	271
6.4.2.	Боковой маневр с учетом ограничений по нагреву и перегрузке. . . . .	277
6.5.	Особенности спуска на планету Марс с разреженной атмосферой. . . . .	282
6.5.1.	Модель атмосферы Марса. . . . .	282
6.5.2.	Системы мягкой посадки. . . . .	283
6.5.3.	Оптимальные траектории спуска. . . . .	285
6.6.	Посадка на Луну. . . . .	287
6.6.1.	Оптимальная программа торможения. . . . .	287
6.6.2.	Посадка на Луну по программе «Аполлон». . . . .	290
	Литература к главе 6. . . . .	292
<b>Глава 7.</b>	<b>Терминальное наведение. . . . .</b>	<b>294</b>
7.1.	Концепция терминального наведения. . . . .	295
7.2.	Терминальное наведение на активном участке. . . . .	300
7.3.	Наведение многоразового орбитального корабля при спуске в атмосфере. . . . .	311
7.3.1.	Фаза спуска. . . . .	312
7.3.2.	Уравнения для расчета дальности. . . . .	314
7.3.3.	Параметры опорной траектории. . . . .	317
7.3.4.	Алгоритм управления дальностью. . . . .	320
7.3.5.	Наведение и контроль траектории. . . . .	323
7.3.6.	Участок предпосадочного маневрирования и посадки. . . . .	326
7.4.	Алгоритм терминального наведения для посадки корабля-спасателя. . . . .	327
7.4.1.	Зона маневра и профиль опорного угла крена. . . . .	328
7.4.2.	Процедура терминального наведения. . . . .	330
7.4.3.	Сингулярное управление. . . . .	332
7.5.	Робастный алгоритм аэродинамического торможения в атмосфере Марса при выведении КА на орбиту спутника. . . . .	335
7.5.1.	Опорная зависимость угла крена и коридор входа. . . . .	335
7.5.2.	Алгоритм адаптации к возмущениям. . . . .	340
7.5.3.	Алгоритм терминального наведения. . . . .	342
7.6.	Методы верификации бортовых алгоритмов. . . . .	344
	Литература к главе 7. . . . .	347
<b>Глава 8.</b>	<b>Динамика воздушного старта. . . . .</b>	<b>348</b>
8.1.	Схемы полета. . . . .	349
8.1.1.	Особенности воздушного старта. . . . .	349
8.1.2.	Концепция воздушного старта. . . . .	351
8.1.3.	Основные проблемы воздушного старта. . . . .	352

8.1.4. Два перспективных проекта: Quick Reach и «Воздушный старт» . . . . .	354
8.2. Анализ возмущений на участке вертикального маневра . . . . .	357
8.2.1. Стандартный порыв ветра . . . . .	357
8.2.2. Воздействие порыва ветра на угол атаки и перегрузку. . . . .	361
8.2.3. Струйный ветер и вариации плотности . . . . .	367
8.2.4. Вариации начальной массы СН . . . . .	369
8.2.5. Оценка параметров движения в точке страгивания . . . . .	370
8.3. Концепция наведения с компенсацией начальных ошибок . . . . .	372
8.3.1. Требования к орбитам . . . . .	373
8.3.2. Управление посредством изменения величины тяги двигателя КРБ. . . . .	374
8.4. Определение безопасного расстояния при включении маршевого двигателя первой ступени РН . . . . .	382
8.4.1. Модельная задача о движении РН в транспортно-пусковом контейнере . . . . .	382
8.4.2. Оценка мощности взрыва. . . . .	386
8.4.3. Оценка действия осколков на СН. . . . .	392
Литература к главе 8. . . . .	393
<b>Приложение 1. Модель гравитационного поля Земли 4×4 . . . . .</b>	<b>395</b>
<b>Приложение 2. Основные положения принципа максимума Л. С. Понтрягина [2.9, 4.23] . . . . .</b>	<b>397</b>
<b>Предметный указатель . . . . .</b>	<b>400</b>



# ВВЕДЕНИЕ

Современная баллистика изучает широкий круг задач, связанных с выбором рациональных траекторий движения летательных аппаратов (ЛА), в том числе баллистических ракет, ракет-носителей и многоразовых космических транспортных систем, головных частей, автоматических межпланетных аппаратов, пилотируемых кораблей и др.

Российские и зарубежные ученые исследовали различные аспекты теории динамики полета. Из книг, опубликованных на русском, наиболее известными являются следующие:

- Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия, 1966.
- Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов, 2004.
- Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф. Баллистика ракет, 1970.
- Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета, 1990.
- Охоцимский Д. Е., Голубев Ю. Ф., Сихарулидзе Ю. Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу, 1975.
- Пономарев В. М. Теория управления движением космических аппаратов, 1965.
- Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика летательных аппаратов, 1982.
- Ярошевский В. А. Движение неуправляемого тела в атмосфере, 1978.

Мощным стимулирующим фактором прогресса в вопросах управления движением ЛА явилось появление бортовых вычислительных машин (БЦВМ), что позволило значительно усовершенствовать алгоритмы навигации, управления и стабилизации, повысить их гибкость и эффективность.

После первых десятилетий бурного развития ракетно-космической техники, когда основные усилия были направлены на решение приоритетных задач, связанных с исследованием космического пространства, наступил этап планомерного использования достигнутых успехов в освоении космоса для нужд человечества. Новые задачи требуют существенного увеличения грузопотоков Земля—орбита и орбита—Земля. В этой связи определенный интерес представляет использование многоразовых космических транспортных систем, позволяющих разумнее распорядиться имеющимися ресурсами и уменьшить засорение космического пространства фрагментами конструкции.

Все вышесказанное, как представляется, обуславливает целесообразность нового освещения главных задач баллистики ЛА.

В книге основное внимание уделяется так называемым задачам *проектной баллистики*, связанным с общим анализом условий движения, выбором наивы-

годнейшей схемы полета и определением оптимального управления при заданном критерии. Указанная совокупность проблем обычно требует для своего решения расчета большого числа траекторий, отвечающих вариациям различных исследуемых факторов. Поэтому в ряде случаев оказывается полезным существенное упрощение постановки задачи, что позволяет найти решение в аналитической форме, а затем исследовать его достаточно простыми методами. При таком подходе расчет маневра сводится к определению требуемого изменения скорости для перехода на заданную траекторию движения. В ряде случаев расчеты могут проводиться без привлечения характеристик конкретного ЛА, т. е. получаемые результаты оказываются достаточно общими.

Более точное рассмотрение задачи движения в рамках по возможности самой полной математической модели (т. е. с детальным учетом характеристик ЛА, параметров системы управления, свойств окружающей среды и других факторов) относится к другому разделу баллистики, который иногда называют *исполнительной баллистикой*. При таком подходе главным является достаточно полный учет не только основных, но и второстепенных факторов, влияющих на траекторию движения, которые в рамках проектной баллистики обычно опускаются. Например, учет переходных режимов работы двигателя при его включении и выключении, учет детальной последовательности по времени процесса разделения ступеней и т. п. Задачи исполнительной баллистики, как правило, решаются с помощью электронных вычислительных машин (ЭВМ) и поэтому лишь частично отражены в содержании книги.

При рассмотрении некоторых задач применяется следующий методологический подход. Сначала выявляется физическая сущность задачи и ее особенности, вытекающие из постановки. Затем формулируется модельная задача по выбору оптимального управления, адекватная в главном исходной задаче. На основе исследования модельной задачи определяется структура оптимального управления, и решение краевой задачи сводится к выбору ограниченного числа параметров управления. Далее обсуждается возврат от модельной задачи к исходной, т. е. разработка с помощью найденного модельного управления реальных алгоритмов для БЦВМ. Анализируются основные принципы построения многошаговых (итеративных) алгоритмов терминального управления, обеспечивающих удовлетворение заданных конечных условий движения. При наличии на борту определенной измерительной информации такие алгоритмы позволяют реализовать адаптацию к фактическим условиям полета.

В ограниченных рамках публикуемой книги не все задачи баллистики могли быть рассмотрены (например, задача разделения и др.). Кроме того, не все задачи могли быть проанализированы одинаково глубоко, поскольку в ряде случаев более важным оказывается комплексный подход, когда необходимо рассматривать совокупность взаимосвязанных задач, пусть даже с некоторым ущербом для детализации каждой. Так, вопросы повышения точности стрельбы требуют совместного анализа движения на активном участке, внеатмосферном участке и участке входа в атмосферу. Поэтому основное внимание уделяется фундаментальным задачам (скажем, движению ЛА в центральном поле притяжения) и комплексным (например, выбору траектории полета ракеты-носителя).

В главе 1 изложены общие вопросы движения ЛА, рассмотрены силы и моменты, действующие на ЛА в полете, установлена их физическая природа, даны качественные и количественные характеристики гравитационного поля, возмущенной атмосферы, включающей вариации плотности от стандартных значений и поле ветров. Приведены основные системы координат, матрицы перехода от одной системы координат к другой и дается вывод уравнений движения ЛА на активном участке в начальной стартовой (инерциальной) системе координат.

В главе 2 исследованы две модельные задачи по выбору оптимального управления. В первой задаче рассматривается выведение на орбиту максимальной полезной нагрузки. Вторая задача связана с получением максимальной дальности стрельбы. Принцип максимума Понтрягина Л. С. используется в обеих задачах для определения оптимального закона управления вектором тяги на активном участке. Показана связь закона управления, полученного в модельных задачах, с реальными программами угла тангажа на активном участке. Установлены диапазоны высот орбит, в которых используется тот или иной оптимальный закон управления. Рассмотрены способы точного и приближенного интегрирования уравнений движения на активном участке. С использованием формулы Циолковского и поправок на потери идеальной скорости получены производные выводимой на орбиту полезной нагрузки и дальности стрельбы по основным параметрам ЛА. Эти производные необходимы в процессе баллистического проектирования при выборе основных параметров ЛА.

Глава 3 посвящена баллистике головной части. Рассмотрена прямая задача баллистики, которая состоит в определении полной дальности и координат точки падения головной части. Показана связь дальности пассивного участка траектории головной части с параметрами движения в конце активного участка. Для обратной задачи баллистики определена совокупность начальных параметров движения в конце активного участка, которые обеспечивают попадание головной части в заданную точку. Определен оптимальный угол бросания, который обеспечивает максимальную дальность стрельбы. На основе зарубежной информации показаны основные способы уменьшения рассеивания головных частей, включая наведение на конечном участке траектории при спуске в атмосфере.

В главе 4 рассмотрено орбитальное движение космического аппарата в центральном поле притяжения. Построены классы оптимальных компланарных и пространственных маневров в импульсной постановке. Показан способ приближенного учета потерь характеристической скорости на выполнение маневра с ограниченной тягой двигателя. Определены области оптимальности одноимпульсного, двухимпульсного и трехимпульсного маневров. Рассмотрены примеры выведения стационарного спутника и встречи на орбите. Для задачи встречи на орбите построены оптимальные программы вектора тяги, обеспечивающие минимальный расход топлива на маневр.

В главе 5 представлены прикладные задачи механики космического полета, включая полеты к Луне и планетам Солнечной системы. В рамках задачи трех тел определены сферы притяжения Луны и планет. С использованием сфер притяжения построены приближенные траектории перелета к Луне и планетам. В качестве примера затрат характеристической скорости на лунную экспедицию

рассмотрена траектория, реализованная в программе «Аполлон». Из рассмотрения задачи Ламберта по определению траектории перелета между двумя заданными точками за заданное время построена межпланетная гелиоцентрическая траектория перелета от Земли к планете назначения. Показан способ приближенного расчета оптимальных дат старта и определения их цикличности. Рассмотрена возможность последовательного облета нескольких планет с использованием гравитационного маневра в сфере притяжения планеты.

Главы 1–5 представляют собой обновленную версию книги автора «Баллистика летательных аппаратов» (М.: «Наука», 1982). Глава 6 существенно переработана и дополнена новыми задачами. Главы 7 и 8, в основном, содержат новые материалы, полученные и опубликованные автором после издания указанной книги.

Глава 6 включает основные сведения об управлении спуском ЛА на поверхность небесного тела с атмосферой и без атмосферы. Подробно рассмотрен оптимальный маневр спуска с орбиты, который обеспечивает заданный угол входа в атмосферу с минимальным расходом топлива. Дан анализ баллистической траектории спуска при входе в атмосферу с околокруговой скоростью. Приведены условия достижения максимальной перегрузки и максимального нагрева спускаемого аппарата для модельной задачи квазистационарного планирования. Рассмотрен управляемый спуск космического аппарата с малым аэродинамическим качеством при входе в атмосферу с околокруговой и околопараболической скоростями. Управление таким аппаратом реализуется по каналу крена. Для многоразового орбитального корабля с большим гиперзвуковым аэродинамическим качеством приведено оптимальное управление по каналам углов атаки и крена, которое обеспечивает максимальный боковой маневр при спуске в атмосфере. При этом учитываются ограничения по перегрузке и температуре нагрева.

Показаны особенности спуска и посадки в разреженной атмосфере Марса и описаны некоторые модели вариаций параметров марсианской атмосферы. Рассмотрена также задача оптимальной по расходу топлива посадки на Луну, а в качестве примера приведена последовательность операций при посадке на Луну по программе «Аполлон».

Глава 7 посвящена обсуждению общих проблем терминального наведения ЛА. На примере транспортной космической системы «Спейс шатл» рассмотрен алгоритм терминального наведения на активном участке с прогнозом остающейся части траектории по приближенным конечным формулам. Другим примером является терминальное наведение при спуске с орбиты многоразового космического корабля типа «Спейс шатл» и «Буран». Траектория движения включает три участка: спуск от границ атмосферы до высот 20–24 км, предпосадочное маневрирование до высоты 4 км и посадка на аэродром. На стыках между участками введены виртуальные «ворота», т. е. ограниченные области в фазовой плоскости параметров движения, в которые корабль наводится на соответствующем участке. Для прогноза остающейся траектории движения также используются приближенные конечные формулы.

Построена система оперативного контроля движения космического корабля на высотах от 40 до 20 км, когда восстанавливается радиосвязь после выхода из плазменного «облака».

Метод численного прогноза остающейся части траектории предложен для корабля-спасателя, который должен выполнять миссию за ограниченное время и иметь возможность совершать экстренную посадку в неподготовленном месте. Последнее требование может быть выполнено только при высокоточном наведении космического аппарата с малым аэродинамическим качеством в район посадки размером порядка 1 км. Численный прогноз позволяет избежать «привязки» фактической траектории спуска к номинальной, т. е. обеспечивает большую гибкость наведения.

Другим примером численного прогноза остающейся траектории движения является робастный алгоритм, предложенный для космического аппарата, который после подлета к Марсу совершает маневр аэродинамического торможения в атмосфере планеты для снижения гиперболической скорости подлета до первой космической с последующим выходом на орбиту спутника планеты за счет небольшого приращения скорости. Сложность атмосферного маневра усугубляется большой разреженностью атмосферы Марса и малым объемом информации о возможных вариациях ее плотности. Поэтому алгоритм наведения предусматривает адаптацию к фактическому состоянию атмосферы. Адаптация осуществляется за счет сопоставления измеренной перегрузки на нисходящем участке траектории с рассчитанной перегрузкой для бортовой модели атмосферы Марса. Полученные поправки к модельной плотности атмосферы используются на восходящем участке траектории и позволяют повысить точность получаемой промежуточной орбиты, что в итоге приводит к уменьшению потребного импульса доразгона для выхода на заданную орбиту.

В конце седьмой главы обсуждаются некоторые методы верификации бортовых программ наведения, что является весьма актуальной и трудной проблемой.

Глава 8 включает рассмотрение основных вопросов, связанных с воздушным запуском ракеты-носителя космического назначения из самолета-носителя. Такая схема запуска позволяет увеличить почти в 1.5 раза выводимую на орбиту полезную нагрузку по сравнению с наземным пуском и обеспечивает большую оперативную гибкость. Вместе с тем, воздушный запуск порождает начальные ошибки в положении точки старта и времени пуска вследствие «подвижного стартового стола». Подробно рассмотрены все возмущающие факторы, порождающие начальные ошибки, и получены количественные оценки начальных ошибок. Предложен простой закон управления на активном участке ракеты-носителя, который позволяет полностью компенсировать начальную ошибку в продольной дальности и времени старта путем небольших вариаций величины тяги двигателя космического разгонного блока при выведении в точку встречи на орбите с космической станцией. При этом потери выводимой полезной нагрузки практически отсутствуют. В рассмотренных примерах использованы параметры проектируемой российской системы «Воздушный старт» на базе самолета-носителя Ан-124-100 «Руслан» и ракеты-носителя «Полет».

Важным вопросом является определение безопасного расстояния между самолетом-носителем и ракетой-носителем в момент запуска маршевого двигателя первой ступени ракеты-носителя. Даже при очень высокой надежности маршевого двигателя нельзя исключить вероятность его взрыва, так как в любой аварийной

ситуации необходимо гарантированно обеспечить безопасность экипажа самолета-носителя. Построена модель взрыва, которая включает две фазы: сначала взрыв двигателя, а затем взрыв горючего ракеты-носителя. Определено минимальное расстояние, на котором можно включать маршевый двигатель ракеты-носителя без угрозы для экипажа самолета-носителя и с минимальной потерей выводимой полезной нагрузки.

Книга содержит много примеров, которые демонстрируют практическую реализацию рассматриваемых задач баллистики, а также статистические данные по опубликованным российским и зарубежным работам.

Автор надеется, что научный подход и практические рекомендации будут полезны специалистам в области баллистики, так как книга включает фундаментальные задачи движения летательных аппаратов и современные методы решения проблемы высокоточного наведения на базе терминальных алгоритмов для БЦВМ. Эта книга может также служить учебным пособием для аспирантов и студентов старших курсов соответствующих специальностей при углубленном изучении задач баллистики летательных аппаратов.

Автор признателен члену-корреспонденту РАН Э. Л. Акиму, чья поддержка, внимание и полезные рекомендации помогли в работе над книгой и способствовали улучшению ее содержания. Автор также благодарен А. П. Леутину за ценные замечания, которые были учтены при доработке текста.

# УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Летательные аппараты, такие как ракета, крылатая ракета, космический корабль, космический самолет и др., имеют общие особенности движения, связанные с использованием тяги двигателя для изменения скорости и траектории полета. Поскольку тяга создается за счет сгорания топлива, то масса ЛА может существенно меняться в процессе полета. Эта особенность учитывается при выводе векторных уравнений движения ЛА на участке полета с работающими двигателями.

Для вывода уравнений движения и исследования задач, связанных с полетом ЛА, используются различные системы координат, каждая из которых позволяет упростить рассматриваемую задачу. Сложность получающихся уравнений движения зависит также от принятой в задаче модели фигуры Земли и соответствующего ей гравитационного поля. Поэтому будут обсуждаться некоторые модели гравитационного поля Земли.

Аэродинамические нагрузки, действующие на ЛА в атмосфере, зависят от скорости полета и плотности атмосферы. Истинная плотность атмосферы по траектории полета всегда отличается от стандартной, которая представляет собой результат осреднения измеренных параметров атмосферы на большом интервале времени и большой территории. Необходимо иметь оценки возможных вариаций плотности для расчета предельных нагрузок, действующих на ЛА, и разброса конечных параметров траектории атмосферного участка. В этой связи исследуется глобальная модель вариаций плотности атмосферы на высотах от 0 до 120 км.

Подробно будут проанализированы действующие силы и моменты. Будут выведены уравнения движения центра масс ЛА в начальной стартовой (инерциальной) системе координат и уравнения движения относительно центра масс в связанной системе координат. Эти уравнения наиболее часто используются в задачах баллистики и динамики.

## 1.1. ОСОБЕННОСТИ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ КАК ТЕЛА ПЕРЕМЕННОГО СОСТАВА

Движение ракеты на активном участке связано с расходом топлива. Следовательно, масса ракеты является переменной, и этот факт должен учитываться при выводе уравнений движения ракеты на основе теорем механики об изменении количества движения и об изменении кинетического момента.

К одним из первых работ по исследованию проблем динамики ракет как систем переменного состава относятся [1.1 и 1.2]. Различным аспектам динамики ракет посвящены работы [1.3–1.7] и другие.

На основе проведенного анализа механики движения системы переменного состава был сформулирован следующий *принцип затвердевания для ракеты* [1.4].

Уравнения движения корпуса ракеты в произвольный момент времени  $t$  могут быть записаны в виде уравнений движения твердого тела (постоянного состава), если представить себе, что ракета затвердела в момент времени  $t$  и к полученному таким образом фиктивному твердому телу приложены: 1) внешние силы  $\Sigma \vec{F}_i$ , действующие на ракету, кроме силы  $\vec{F}^* = (p_a - p_h)S_a \vec{e}_x$ , 2) тяга двигателя  $\vec{P}$ , 3) кориолисова сила  $\vec{F}_c$ .

Здесь  $p_a$  — давление газов на срезе сопла,  $p_h$  — атмосферное давление,  $S_a$  — площадь сопла,  $\vec{e}_x$  — единичный вектор по направлению к голове ЛА. Сила  $\vec{F}^*$  учитывается в тяге двигателя.

**1.1.1. Уравнение движения центра масс ракеты.** Количество движения фиктивного твердого тела вычисляется по формуле

$$\vec{K}^{(f)} = m \vec{V}_c^{(f)},$$

где  $m$  — масса фиктивного твердого тела, соответствующая массе ракеты в момент времени  $t$ ,  $\vec{V}_c^{(f)}$  — скорость центра масс  $C$  фиктивного твердого тела.

Тогда

$$\frac{d\vec{K}^{(f)}}{dt} = m \frac{d\vec{V}_c^{(f)}}{dt} = m \vec{W}_c^{(f)},$$

где  $\vec{W}_c^{(f)}$  — ускорение центра масс фиктивного твердого тела. С учетом принципа затвердевания имеем уравнение движения центра масс фиктивного твердого тела:

$$m \vec{W}_c^{(f)} = \Sigma \vec{F}_i + \vec{P} + \vec{F}_c. \quad (1.1.1)$$

Рассмотрим теперь движение центра масс ракеты, который помимо переносного движения вместе с корпусом ( $\vec{V}_{ce}$ ,  $\vec{W}_{ce}$  — переносная скорость и переносное ускорение) перемещается относительно корпуса со скоростью  $\vec{V}_{cr}$  и ускорением  $\vec{W}_{cr}$ . Абсолютная скорость центра масс ракеты задается уравнением

$$\vec{V}_c = \vec{V}_{ce} + \vec{V}_{cr}, \quad (1.1.2)$$

а абсолютное ускорение центра масс ракеты задается уравнением

$$\vec{W}_c = \vec{W}_{ce} + \vec{W}_{cr} + 2\vec{\omega} \times \vec{V}_{cr}, \quad (1.1.3)$$

где  $\vec{\omega}$  — вектор угловой скорости вращения корпуса ракеты,  $2\vec{\omega} \times \vec{V}_{cr}$  — ускорение Кориолиса.

В момент времени  $t$ , когда предполагается затвердевание ракеты, центры масс фиктивного твердого тела и ракеты совпадают.

В этот момент

$$\vec{V}_{ce} = \vec{V}_c^{(f)}, \quad \vec{W}_{ce} = \vec{W}_c^{(f)}.$$

С учетом (1.1.3) имеем

$$\vec{W}_c^{(f)} = \vec{W}_c - \vec{W}_{cr} - 2\vec{\omega} \times \vec{V}_{cr} \quad (1.1.4)$$

и после подстановки в (1.1.1) получим уравнение движения центра масс ракеты:

$$m \vec{W}_c = \Sigma \vec{F}_i + \vec{P} + \vec{F}_c + m \vec{W}_{cr} + 2m\vec{\omega} \times \vec{V}_{cr}. \quad (1.1.5)$$



Слагаемые  $m\vec{W}_{cr}$  и  $2m\vec{\omega} \times \vec{V}_{cr}$  обусловлены перемещением центра масс ракеты относительно корпуса и обычно малы. Поэтому ими часто можно пренебречь; тогда векторное уравнение движения центра масс ракеты приводится к виду

$$m\vec{W}_c = \Sigma \vec{F}_i + \vec{P} + \vec{F}_c.$$

**1.1.2. Уравнения движения ракеты относительно центра масс.** Предварительно установим связь между производными по времени некоторого вектора  $\vec{a}$  в невращающейся  $Ax_{nr}y_{nr}z_{nr}$  и вращающейся  $Cx_r y_r z_r$  системах координат. Пусть  $\vec{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$  — угловая скорость вращения системы координат  $Cx_r y_r z_r$  относительно  $Ax_{nr}y_{nr}z_{nr}$ ;  $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$  — единичные векторы, направленные по осям вращающейся системы координат;  $a_x, a_y, a_z$  и  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — соответственно составляющие векторов  $\vec{a}$  и  $\vec{\omega}$  во вращающейся системе координат. Тогда

$$\vec{a} = a_x \vec{i} + a_y \vec{j} + a_z \vec{k},$$

и, дифференцируя по времени, получим в невращающейся системе координат:

$$\left. \frac{d\vec{a}}{dt} \right|_{nr} = \frac{da_x}{dt} \vec{i} + \frac{da_y}{dt} \vec{j} + \frac{da_z}{dt} \vec{k} + a_x \frac{d\vec{i}}{dt} + a_y \frac{d\vec{j}}{dt} + a_z \frac{d\vec{k}}{dt}. \quad (1.1.6)$$

Поскольку  $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$  являются единичными векторами, то их производные определяют скорости концов этих векторов. Отсюда имеем формулы Пуассона

$$\frac{d\vec{i}}{dt} = \vec{\omega} \times \vec{i}, \quad \frac{d\vec{j}}{dt} = \vec{\omega} \times \vec{j}, \quad \frac{d\vec{k}}{dt} = \vec{\omega} \times \vec{k},$$

с помощью которых три последних слагаемых в соотношении (1.1.6) принимают вид

$$a_x \frac{d\vec{i}}{dt} + a_y \frac{d\vec{j}}{dt} + a_z \frac{d\vec{k}}{dt} = \vec{\omega} \times \vec{a}.$$

Первые три слагаемые соотношения (1.1.6) представляют собой производную вектора  $\vec{a}$  во вращающейся системе координат:

$$\left. \frac{d\vec{a}}{dt} \right|_r = \frac{da_x}{dt} \vec{i} + \frac{da_y}{dt} \vec{j} + \frac{da_z}{dt} \vec{k}.$$

Тогда имеем

$$\left. \frac{d\vec{a}}{dt} \right|_{nr} = \left. \frac{d\vec{a}}{dt} \right|_r + \vec{\omega} \times \vec{a} \quad (1.1.7)$$

— формулу связи производных в невращающейся и вращающейся системах координат.

Получим теперь уравнения вращательного движения ракеты относительно центра масс, используя принцип затвердевания. Главный момент количества движения (кинетический момент) относительно центра масс фиктивного твердого тела вычисляется по формуле

$$\vec{L}_c^{(f)} = I\vec{\omega}. \quad (1.1.8)$$

Здесь

$$I = \begin{vmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{vmatrix}$$

— тензор инерции, т. е. матрица, по главной диагонали которой стоят осевые моменты инерции  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$ , а на остальных местах — соответствующие центробежные моменты инерции  $I_{xy}$ ,  $I_{xz}$ ,  $\dots$ ,  $I_{zy}$ , взятые со знаком «−»;  $\vec{\omega}$  — абсолютная угловая скорость тела.

С учетом формулы связи (1.1.7) имеем

$$\frac{d\vec{L}_c^{(f)}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{L}_c^{(f)} = \vec{M}_c. \quad (1.1.9)$$

Здесь  $\frac{d\vec{L}_c^{(f)}}{dt}$  — производная кинетического момента во вращающейся системе координат  $Cx_r y_r z_r$ , связанной с корпусом ракеты,  $\vec{M}_c$  — главный момент всех внешних сил  $\Sigma \vec{M}_{ci}$ , тяги двигателя  $\vec{M}_{cp}$  и кориолисовых сил  $\vec{M}_{cc}$ :

$$\vec{M}_c = \Sigma \vec{M}_{ci} + \vec{M}_{cp} + \vec{M}_{cc}. \quad (1.1.10)$$

С учетом принципа затвердевания

$$\frac{d\vec{L}_c^{(f)}}{dt} = I \frac{d\vec{\omega}}{dt}. \quad (1.1.11)$$

Подставляя теперь соотношения (1.1.8) и (1.1.11) в уравнение (1.1.9), получим

$$I \frac{d\vec{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times I \vec{\omega} = \vec{M}_c.$$

Отсюда найдем векторное уравнение движения ракеты относительно центра масс:

$$\frac{d\vec{\omega}}{dt} = I^{-1} \vec{M}_\Sigma, \quad (1.1.12)$$

где  $I^{-1}$  — обратная матрица,

$$\vec{M}_\Sigma = \vec{M}_c - \vec{\omega} \times I \vec{\omega}$$

— вектор обобщенного момента с компонентами

$$\begin{aligned} M_{\Sigma x} &= M_{cx} + (I_{yy} - I_{zz})\omega_y \omega_z - I_{xy}\omega_x \omega_z + I_{xz}\omega_x \omega_y + I_{yz}(\omega_y^2 - \omega_z^2), \\ M_{\Sigma y} &= M_{cy} + (I_{zz} - I_{xx})\omega_z \omega_x - I_{yz}\omega_y \omega_x + I_{yx}\omega_y \omega_z + I_{zx}(\omega_z^2 - \omega_x^2), \\ M_{\Sigma z} &= M_{cz} + (I_{xx} - I_{yy})\omega_x \omega_y - I_{zx}\omega_z \omega_y + I_{zy}\omega_z \omega_x + I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2), \end{aligned} \quad (1.1.13)$$

$I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$  и  $I_{xy}$ ,  $I_{xz}$ ,  $I_{yz}$  — соответственно осевые и центробежные моменты инерции ракеты относительно центра масс.

Элементы матрицы  $I^{-1}$  представляются в следующем виде:

$$I = \begin{vmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{vmatrix},$$

где

$$\begin{aligned} m_{11} &= (I_{yy}I_{zz} - I_{yz}^2)/\Delta, & m_{12} &= m_{21} = (I_{zz}I_{xy} + I_{zx}I_{yz})/\Delta, \\ m_{22} &= (I_{zz}I_{xx} - I_{zx}^2)/\Delta, & m_{23} &= m_{32} = (I_{xx}I_{yz} + I_{xy}I_{zx})/\Delta, \\ m_{33} &= (I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2)/\Delta, & m_{31} &= m_{13} = (I_{yy}I_{zx} + I_{yz}I_{xy})/\Delta \end{aligned}$$

и

$$\Delta = I_{xx}I_{yy}I_{zz} - 2I_{xy}I_{xz}I_{yz} - I_{xx}I_{zy}^2 - I_{yy}I_{zx}^2 - I_{zz}I_{xy}^2.$$

## 1.2. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

Для описания движения ЛА необходимо ввести некоторую систему отсчета. От выбора системы отсчета зависят уравнения движения.

Принято называть *абсолютной* прямоугольную декартову систему координат, начало которой совпадает с центром масс Солнечной системы, а оси неподвижны относительно звезд. Всякая система координат, перемещающаяся поступательно равномерно и прямолинейно относительно абсолютной системы координат, называется *инерциальной*. Уравнения движения в инерциальной системе координат имеют такой же вид, как и в абсолютной.

В *неинерциальной* системе координат помимо относительного ускорения, описывающего перемещение в этой системе, необходимо учитывать также переносное и кориолисово ускорения, что усложняет уравнения движения центра масс ЛА. Если рассматриваемая задача позволяет пренебречь переносным и кориолисовым ускорениями, то уравнения движения в неинерциальной системе координат оказываются такими же, как и в инерциальной. Выбор системы координат должен удовлетворять требованиям удобства описания движения и упрощения получаемых уравнений.

Достаточно подробная классификация систем координат дана в инженерном справочнике [1.8]. Некоторые наиболее употребляемые системы координат приведены в ГОСТе 20058-74 «Аппараты летательные. Механика полета в атмосфере».

Ниже рассматриваются только самые необходимые для последующего изложения системы координат с указанием областей их наиболее рационального применения.

**1.2.1. Геоцентрическая сферическая система координат.** Текущее положение центра масс ЛА относительно поверхности Земли удобно определять в геоцентрической сферической системе координат. Ее начало совпадает с центром Земли, а положение ЛА задается двумя углами, долготой  $\lambda$  и широтой  $\varphi$ , а также радиусом  $r$  от центра Земли (рис. 1.1). Долгота  $\lambda$  — это *двугранный* угол между плоскостями начального (Гринвичского) меридиана и меридиана, проходящего через текущую точку. Долгота может изменяться в диапазоне  $-180^\circ \leq \lambda \leq 180^\circ$ , причем положительные значения соответствуют восточному полушарию, а отрицательные — западному. Широта  $\varphi$  — это угол между радиусом-вектором точки и плоскостью экватора. Широта может принимать значения  $90^\circ \leq \varphi \leq 90^\circ$ , причем положительные значения соответствуют северному полушарию, а отрицательные — южному.

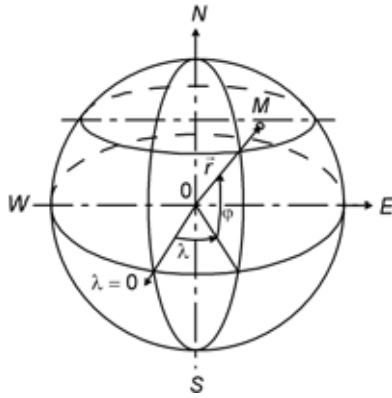


Рис. 1.1. Геоцентрическая сферическая система координат

Высота определяется как расстояние по радиусу-вектору между рассматриваемой точкой и поверхностью Земли. При фиксированном радиусе  $r$  высота зависит от принятой модели фигуры Земли.

Несколько отличаются от рассматриваемой геоцентрической системы координат *геодезическая* и *астрономическая* (географическая) системы координат. *Геодезическая широта* представляет собой угол между плоскостью экватора и нормалью к поверхности эллипсоида вращения, моделирующего фигуру Земли. *Астрономическая широта* определяется как угол между линией отвеса в рассматриваемой точке геоида, моделирующего фигуру Земли, и плоскостью экватора. *Астрономическая долгота* — это угол между плоскостью начального меридиана и плоскостью астрономического меридиана, проходящего через линию отвеса в данной точке.

**1.2.2. Стартовая система координат.** Эта система координат используется для определения текущего положения ЛА относительно места старта и является прямоугольной правой системой. Начало системы координат  $0_0$  совпадает с точкой старта. Ось  $0_0x_{ln}$  расположена в касательной плоскости к поверхности Земли в точке старта и ориентирована в направлении прицеливания. Ось  $0_0y_{ln}$  направлена по линии отвеса вверх, а ось  $0_0z_{ln}$  дополняет систему координат до правой (рис. 1.2). Плоскость  $0_0x_{ln}y_{ln}$  иногда называют *плоскостью стрельбы*, хотя на самом деле из-за вращения Земли траектория полета ЛА оказывается пространственной кривой, которая в общем случае не располагается в указанной плоскости.

Поскольку стартовая система координат вращается вместе с Землей, то она не является инерциальной. Для упрощения интегрирования уравнений движения центра масс ЛА удобно пользоваться *начальной стартовой системой координат*, которая совпадает со стартовой в момент запуска, а в дальнейшем не меняет своей ориентации относительно абсолютного пространства (звезд), т. е. является инерциальной. Направление осей этой системы координат  $0_{0i}x_{ln}y_{ln}z_{ln}$  можно задавать на борту ЛА, например, с помощью трехосной гиросtabilизированной платформы (ГСП).

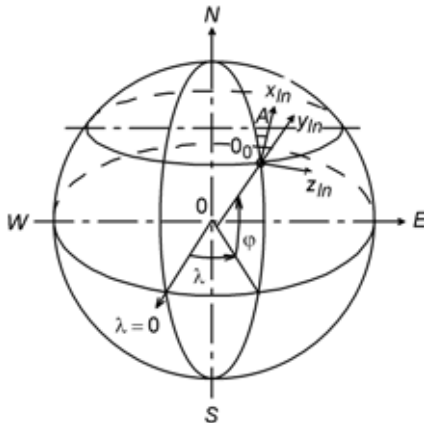


Рис. 1.2. Стартовая система координат

**1.2.3. Связанная система координат.** Отклонения органов управления определяются по отношению к корпусу ЛА, поэтому управляющие силы и моменты удобно задавать в системе координат, связанной с корпусом. Начало такой системы координат совпадает с центром масс ЛА, продольная ось  $Ox$  направлена по продольной оси аппарата. Нормальная ось  $Oy$  направлена в плоскости симметрии или плоскости стабилизаторов I–III, а поперечная ось  $Oz$  замыкает правую прямоугольную систему координат (рис. 1.3). Если стабилизаторы отсутствуют, то ось  $Oy$  направляется в плоскости I–III рулей или некоторой другой плоскости, фиксированной с помощью меток относительно корпуса ЛА.

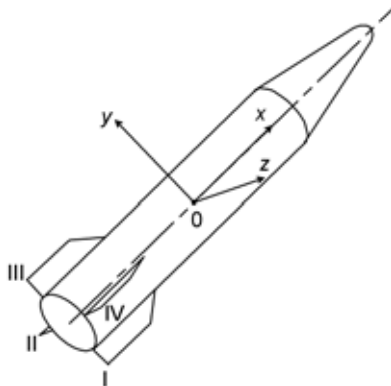


Рис. 1.3. Связанная система координат

Когда определено положение связанной системы координат в пространстве, то тем самым полностью задается ориентация корпуса ЛА. В связанной системе координат обычно описывается движение ЛА относительно центра масс.

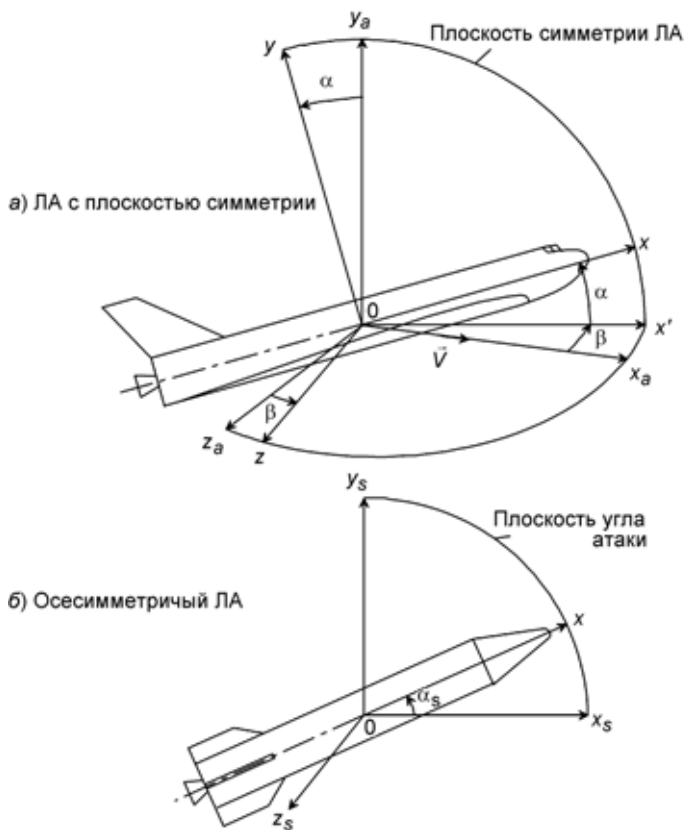


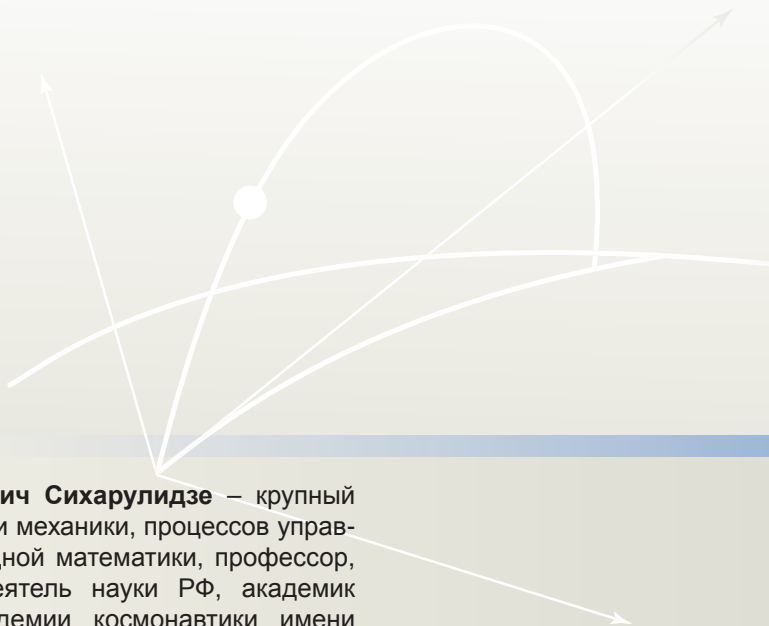
Рис. 1.4. Скоростная система координат

**1.2.4. Скоростная система координат.** Аэродинамические силы и моменты, действующие на ЛА, удобно определять в скоростной системе координат. Начало системы совпадает с центром масс ЛА, скоростная ось  $Ox_a$  направлена по вектору *воздушной скорости*  $\vec{V}$  (т. е. скорости относительно воздушной среды), ось подъемной силы  $Oy_a$  расположена в плоскости симметрии ЛА, а боковая ось  $Oz_a$  дополняет систему координат до правой (рис. 1.4 а).

Для осесимметричного ЛА обычно рассматривается *пространственный угол атаки*  $\alpha_s$  между вектором *воздушной скорости*  $\vec{V}$  и продольной осью. В этом случае удобнее ввести модифицированную скоростную систему координат  $Ox_s, y_s, z_s$ , связанную с пространственным углом атаки, ось  $Ox_s$  которой совпадает с вектором *воздушной скорости*  $\vec{V}$ , ось  $Oy_s$  располагается в плоскости угла атаки, проходящей через вектор скорости и продольную ось ЛА. Ось  $Oz_s$  замыкает правую систему координат (рис. 1.4 б). Все аэродинамические силы и моменты, действующие на такой ЛА, зависят от пространственного угла атаки.

Если ЛА имеет плоскость симметрии, то в качестве *угла атаки*  $\alpha$  рассматривается угол между проекцией вектора *воздушной скорости*  $\vec{V}$  на плоскость симметрии

[ . . . ]



**Юрий Георгиевич Сихарулидзе** – крупный ученый в области механики, процессов управления и прикладной математики, профессор, заслуженный деятель науки РФ, академик Российской академии космонавтики имени К.Э.Циолковского.

Им получены фундаментальные научно-технические результаты в исследовании динамики и управления движением летательных аппаратов, создании автоматизированных аппаратно-программных систем реального времени, разработки глобальных моделей возмущенных атмосфер Земли и Марса.

Сихарулидзе Ю.Г. занимался выбором основных параметров универсальных ракет УР-200, УР-500 («Протон») и УР-100 («Рокот»). Он выполнил актуальный анализ возможных военных целей создания многофазовой космической системы США Space Shuttle, результаты которого были направлены высшему военнополитическому руководству страны и привели к созданию системы «Энергия»-«Буран» для сохранения военного паритета.