

*Великим предшественникам и незабвенным учителям, «прорубившим окно» в космос и открывшим перед нами глубины увлекательнейшей из наук; нашим коллегам, соратникам и друзьям, вместе с которыми мы не один десяток лет «грызли гранит» баллистической науки, решали прикладные задачи космической баллистики, готовили специалистов для ракетно-космической отрасли; нашим ученикам, прежде всего выпускникам кафедры «Баллистика» МВТУ им. Н.Э. Баумана, отмечающей 75-летний юбилей, не изменившим своему призванию и принявшим эстафету достижений советской космонавтики — всем им, живым и мертвым, обласканным славой, удостоенным высоких государственных наград и совершенно неизвестным и не отмеченным по заслугам, но оттого не менее значимым и уважаемым за их труд, прославивший Родину, — **посвящается.***



Н.М. Иванов, Л.Н. Лысенко

Баллистика и навигация космических аппаратов

*Для студентов высших учебных заведений, обучающихся
по направлению подготовки «Ракетостроение и космонавтика»*

3-е издание, переработанное и дополненное



Москва
ИЗДАТЕЛЬСТВО
МГТУ им. Н. Э. Баумана
2016

УДК 629.783
ББК 39.62
И20

Рецензенты:

кафедра «Космические системы и ракетостроение»
Московского авиационного института
(государственного технического университета)
(зав. кафедрой чл.-корр. РАН, д-р техн. наук, профессор *О.М. Алифанов*);
главный научный сотрудник
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, д-р техн. наук, профессор *Ю.Г. Сихарулидзе*;
главный конструктор
ФГУП «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»,
д-р техн. наук *В.А. Воронцов*

Иванов, Н. М.

И20 Баллистика и навигация космических аппаратов : учебник для вузов /
Н. М. Иванов, Л. Н. Лысенко. — 3-е изд. перераб. и доп. — Москва,
Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. — 523, [5] с., ил.:

ISBN 978-5-7038-4340-6

Изложены теоретические основы и методы решения практически значимых прикладных задач баллистики и навигации космических аппаратов. Показано, что баллистико-навигационное обеспечение полета и баллистические характеристики космических аппаратов в значительной степени определяются целевым назначением, зависят от действующих технических ограничений, а также физических условий космического пространства и (или) атмосфер планет, в которых происходит движение космических аппаратов.

Рассмотрены основные тенденции развития и разработка алгоритмов решения задач баллистико-навигационного обеспечения оперативного управления полетом.

Описаны последние достижения в области теории и практики решения задач космической баллистики. Содержание учебника соответствует комплексному курсу лекций, читаемых в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению подготовки «Ракетостроение и космонавтика».

УДК 629.783
ББК 39.62

ISBN 978-5-7038-4340-6

© Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., 2016
© Оформление. Издательство
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

Все, что происходит с нами,
оставляет тот или иной след
в нашей жизни.

И.Гёте

От авторов

Эта книга — первый в стране и, к тому же, выдержавший два издания учебник для студентов технических вузов по космической баллистике и навигации космических аппаратов.

Идея его написания родилась у авторов в начале 1980-х гг. на основе многолетнего опыта преподавания в МГТУ им. Н.Э. Баумана фундаментального курса «Теория космического полета» и ряда прикладных дисциплин, определяющих необходимый уровень знаний и квалификацию инженера по специальности «Динамика полета и управление движением ракет и космических аппаратов».

Если в конце 1950-х — первой половине 1960-х гг. нашими выдающимися предшественниками — М.К. Тихонравовым, Д.Е. Охочимским, П.Е. Эльясбергом, М.Д. Кисликом и другими были заложены теоретические основы полета искусственных спутников Земли, то период с середины 1960-х по 1980-е гг. характеризовался, без преувеличения, бурным развитием этой науки, впечатляющими достижениями советской практической космонавтики, значительно превосшедшими достижения основного конкурента в этой области — США, огромным количеством публикаций, отражающих результаты исследований в области космической баллистики, как отдельных ученых, так и крупных научно-исследовательских коллективов.

В результате профессорско-преподавательский состав вузов, выпускающих специалистов-баллистиков, оказался достаточно хорошо вооруженным соответствующими изданиями и не испытывал в этом плане потребностей в дополнительной учебной литературе. Скорее начинал ощущаться некоторый их избыток, ставивший перед преподавателями задачу отбора из многочисленных хороших работ, написанных более чем квалифицированными специалистами, наилучших (естественно, по субъективным оценкам), которые можно было бы рекомендовать студентам в качестве основных источников для изучения курса или получения дополнительных знаний.

Подготовленные к тому времени в разных вузах отдельные учебные пособия, к сожалению, кардинально не решали проблему в силу невозможности систематического изложения в работах ограниченного объема полного содержания курса, а тем более комплексного изложения ряда дисциплин. Сверх того, вполне объяснимое отсутствие методического единства при написании отдельных разделов, разноречивой терминологии и обозначениях, различия в формулировках определений отдельных понятий только усугубляли положение.

Отсутствие официально признанного учебника, в котором на приемлемом методическом уровне были бы изложены базовые положения дисциплины,

сдерживало возможности вузовской подготовки специалистов в области баллистики, динамики полета и управления движением космических аппаратов.

В такой ситуации решение о выпуске соответствующего учебника потребовало от авторов определенной смелости и чувства ответственности при понимании, что его издание ко многому обязывает.

Авторам вряд ли удалось бы справиться со своей задачей, если бы не понимание и помощь коллег и специалистов. Поддержка профессоров М.Д. Кислика, Д.А. Погорелова, Б.С. Скребушевского, В.А. Иванова, ряда ведущих специалистов ЦУП—ЦНИИмаш, профессорско-преподавательского состава кафедры МАИ, возглавляемой профессором А.А. Лебедевым, во многом способствовала появлению первого издания настоящего учебника, в достаточной мере сохраняющего самостоятельный характер.

При наличии очевидных для авторов недостатков вышедший в свет в издательстве «Машиностроение» в 1986 г. этот учебник получил множество положительных отзывов и нашел широкое применение в учебном процессе ведущих вузов страны. Буквально через пару лет он стал библиографической редкостью. С этого времени переиздание учебника, которое позволило бы улучшить его содержание с учетом выявленных методических погрешностей, замечаний и пожеланий коллег, а также расширить объем обсуждаемых вопросов, отражающих современное состояние проблемы, стало для авторов делом их чести. Однако такая возможность появилась только через 15 лет.

Работа над вторым изданием учебника, выпущенным в свет тиражом, достаточно большим для такого рода литературы, потребовала от авторов значительных усилий, связанных с необходимостью отражения имевших место за прошедшие годы выдающихся свершений практической космонавтики, без осмысления которых подготовка специалистов соответствующего профиля не могла быть полноценной.

Его содержание полностью соответствовало программам курсов «Космическая баллистика», «Основы навигации космических аппаратов», «Динамика полета и управление движением космических аппаратов» направления «Гидроаэродинамика и динамика полета», утвержденного приказом Министерства образования Российской Федерации № 686 от 20.03.2000 г., включающего определяемые Государственным образовательным стандартом высшего профессионального образования специальности «Баллистика» и «Динамика полета и управление движением летательных аппаратов», что послужило основанием для Минобразования РФ допустить данное издание в качестве учебника для студентов высших учебных заведений, обучающихся по соответствующим специальностям и направлениям подготовки.

Судя по тому, что и второе издание книги мгновенно стало библиографической редкостью, можно предположить, что авторы в основном справились с поставленной задачей. Более того, представляется, что избранный стиль изложения и содержание включенных во второе издание учебника материалов оказались настолько удачными, что работа не потеряла своей актуальности и по истечении прошедшего десятилетия.

К большому сожалению следует признать, что данному обстоятельству в значительной степени способствовал тот факт, что соответствующий период

времени не был отмечен сколько-нибудь выдающимися достижениями как отечественной, так и мировой космонавтики, ставшими основанием для пересмотра результатов прикладной, не говоря уже о фундаментальной науки либо практики, полученных на момент подготовки второго издания книги.

Тем не менее жизнь не стоит на месте, и прошедшие годы, безусловно, способствовали накоплению опыта, совершенствованию методических возможностей более квалифицированного изложения материала, пересмотру отдельных ранее сформулированных оценок. Данное обстоятельство явилось для авторов основанием, чтобы с пониманием и благодарностью принять предложение Издательства МГТУ им. Н.Э. Баумана о подготовке к выпуску третьего издания книги. Насколько удачно это получилось, судить тем, на кого оно рассчитано.

В заключение авторы хотели бы подчеркнуть, как это делалось и в предшествующих изданиях, что, хотя у них имелась возможность в значительной степени ориентироваться при написании учебника на собственные разработки [23, 44, 45, 47, 48, 50–56, 77, 78, 81, 83–87, 89–96, 111, 119, 143, 150, 151, 164], они не стремились к этому, отдавая предпочтение результатам других авторов, если те оказывались более квалифицированными и качественными с научной или методической точек зрения, которые определяют ценность вузовского издания. Тем не менее авторы, естественно, не могли не включить в книгу частично переработанные опубликованные ими ранее материалы, с полным содержанием которых читатель может ознакомиться в первоисточниках, указанных в списке дополнительной литературы [37, 44, 45, 47, 50, 52, 54, 56, 78, 81, 91, 93, 96, 111, 150, 151].

Авторам безразлично мнение их коллег о данном труде, поэтому они будут благодарны всем, кто в дальнейшем сочтет возможным высказать свое мнение о прочитанном, направив свои отзывы и замечания по адресу: 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1. Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Предисловие к первому изданию

Подготовка и осуществление полетов в космос способствовали развитию науки, названной космической баллистикой.

В первые десятилетия бурного развития космической техники, характеризующиеся решением приоритетных задач исследования космического пространства, космическая баллистика ограничивалась обсуждением проблем, не выходящих, по существу, за рамки специального раздела небесной механики. Создание в начале 70-х гг. XX в. долговременных орбитальных станций, разработка и осуществление запусков пилотируемых и автоматических космических аппаратов (КА) и межпланетных станций, а также планирование перспективных космических операций потребовали существенного расширения круга вопросов, составляющих предмет рассматриваемой дисциплины. Успех выполнения космических полетов, особенно таких сложных, как межпланетные, все в большей степени зависит от точности баллистико-навигационного обеспечения, правильности выбора навигационной стратегии, а также методов решения навигационных задач.

При написании настоящей книги авторы стремились излагать общетеоретические основы постановки и решения задач навигации и наведения КА преимущественно по отношению к соответствующим задачам для управляемого ракетного полета.

Вместе с тем она сохраняет достаточно самостоятельный характер, что делает возможным ее независимое использование.

Помимо основных сведений, составляющих содержание курса «Теория космического полета» (или аналогичных ему), в учебник включены некоторые вопросы для факультативного рассмотрения. Этот вспомогательный материал выделен в тексте мелким шрифтом.

Приведенный список литературы содержит перечень использованных авторами источников. Работы, рекомендуемые для более глубокого изучения дисциплины (основная литература), отмечены в нем звездочками.

Из предисловия ко второму изданию

За годы, прошедшие после выхода первого издания (1986 г.), наука, называемая баллистикой и навигацией космических аппаратов, пополнилась новыми исследованиями и фундаментальными теоретическими разработками, а практическая космонавтика — выдающимися свершениями, без осмысления которых подготовка специалистов соответствующего профиля не может считаться полноценной.

Здесь в числе первых должна быть упомянута эпопея пятнадцатилетнего полета пилотируемого орбитального комплекса «Мир», завершившего активное существование целенаправленным затоплением элементов его конструкции в акватории Мирового океана с исключительно высокой с баллистической точки зрения надежностью выполнения операции. В этом же ряду находится начальный этап создания, управления и эксплуатации Международной космической станции. Не менее значимы и доведение до обыденного практического применения глобальных навигационных спутниковых систем, систем связи, открывших новую страницу в истории телекоммуникаций, реализация фантастического проекта «Морской старт», более полное понимание места и проблем многообразных космических транспортных систем, переход к технологиям малопунктного управления полетом, а также многое другое.

Вообще, следует признать, что истекшие 15 лет отличались столь высоким уровнем динамизма — причем не только в научно-технической области, но и в социально-экономическом, политическом развитии, в области международных отношений, наложивших свой отпечаток на сферу научно-технической деятельности, что, пожалуй, невозможно указать другой столь насыщенный событиями период современной истории.

Действительно, стремительный переход от жесткой конфронтации и исключительно острой борьбы за приоритеты в освоении космического пространства к тесному сотрудничеству с США в этой сфере способствовал ускорению прогресса в мировой космонавтике.

Трудности экономического характера в развитии отечественной космонавтики вынудили специалистов искать альтернативные, менее дорогостоящие подходы к решению ряда технических задач.

Так или иначе, прошедшие события были столь революционными, а обусловленные ими научно-технические результаты столь значимыми, что это привело к необходимости весьма существенной переработки и дополнения первого издания учебника.

Практически неизменными остались лишь классические разделы, носящие фундаментальный характер.

Очевидно, нет необходимости более подробно говорить здесь о внесенных изменениях. Заинтересованный читатель легко установит их путем сопоставления изданий.

Как и при подготовке издания 1986 г., авторы не стремились поразить читателя математическим уровнем выкладок и доказательств. Предпочтение по возможности отдается физической стороне решаемых задач, а также материалам, наиболее методически отработанным. Вместе с тем сохранен принятый ранее стиль, характеризуемый включением, помимо основных сведений, факультативных материалов и отдельных «отступлений», оживляющих изложение.

Единственная настоящая ошибка —
не исправлять свои прежние ошибки.

Конфуций

Предисловие к третьему изданию

После выхода в свет второго издания учебника (2004) в отечественной и мировой космонавтике не было отмечено выдающихся достижений, явившихся основанием для пересмотра результатов прикладной, не говоря уже о фундаментальной, составляющих космической науки, какие наблюдались в предыдущем двадцатилетии [62]. Тем не менее опыт и знания, полученные при подготовке и осуществлении полетов в космос, способствовали дальнейшему развитию космической баллистики.

Несмотря на то что второе издание учебника до сих пор востребовано и не потеряло своей актуальности, авторы отдавали себе отчет в том, что возможности для совершенствования представленного материала далеко не исчерпаны. Именно это явилось побудительной причиной начать работу над третьим изданием. Авторы сочли целесообразным сохранить выдержавшие испытание временем избранный стиль изложения, основное содержание и принятую схему структурирования материала.

Стремление к достижению поставленной цели привело к необходимости частично переработать отдельные разделы предшествующего издания и дополнить его. Практически неизменными остались лишь разделы, содержащие материал фундаментального характера. Наибольшим изменениям подверглись главы, касающиеся проблем спутниковой навигации (раздел III), а также перечня и содержания задач баллистико-навигационного обеспечения оперативного управления полетом (раздел VI).

Желание авторов максимально приблизить содержание учебника к программам лекционных курсов специалитета привело к сокращению факультативных разделов, выделенных в тексте мелким шрифтом. Вместе с тем, учитывая тенденцию увеличения доли самостоятельного освоения дисциплины в рамках реализации системы многоуровневого профессионального образования как новой составляющей образовательной программы для магистров соответствующего направления подготовки, полный отказ от материалов проблемного наполнения авторами был признан нецелесообразным.

В новом издании претерпела некоторое изменение схема представления использованных литературных источников. Библиография разделена на основную и дополнительную литературу. К первой — без числовой нумерации отнесены наиболее отработанные, по мнению авторов, в методическом отношении источники (учебники, учебные пособия и работы, ориентированные на использование в учебном процессе), рекомендуемые для более полного изучения дисциплины. Наличие в указанном списке книг, изданных более пяти лет назад (что не допускается методическими рекомендациями, сопровождающими разработку Федеральных государственных образовательных стандартов

последнего поколения), не следует рассматривать в качестве недоработки. Авторы включили их в список, поскольку абсолютно убеждены, что эти источники не устарели и не потеряли своей актуальности и сегодня. Ко второй — отнесены источники, в той или иной степени использованные при написании учебника и на которые авторы ссылаются в тексте.

Доводка учебника, тем более его третьего издания, потребовала детального совместного обсуждения и поиска наилучших решений практически по всем спорным вопросам. Многолетний стаж совместной творческой деятельности, исчисляемый несколькими десятилетиями, значительное число работ, выполненных и изданных в соавторстве, способствовали тому, что при подготовке настоящего издания авторы ловили себя на мысли о том, что они не только пишут, но часто и думают одинаково. Все это стало основанием для принятия солидарной ответственности за содержание книги.

Авторы выражают огромную благодарность всем, кто внес свою лепту в подготовку настоящего издания. Особенно хотелось бы отметить вклад рецензентов и профессорско-преподавательского состава рецензирующей кафедры, сделавших ряд ценных замечаний, учтенных при доработке рукописи.

Помимо постоянных помощников — Н.А. Шевелкиной и Н.И. Аникеевой, — в очередной раз возложивших на себя труд по созданию исходной электронной версии учебника, а также принимавших участие в работе над предшествующими изданиями канд. техн. наук К.В. Акимова и Е.К. Мельникова, в написание настоящего издания вложили свой труд наши коллеги — доктор техн. наук, профессор В.В. Бетанов и канд. техн. наук, доцент Ф.В. Звягин, любезно предоставившие для использования в рукописи свои ранее частично опубликованные материалы [18, 20, 22, 24, 42, 146], а также доктора техн. наук Г.Г. Ступак и А.А. Поваляев, чьи материалы, написанные для монографии [96], были использованы в главе 9 данного учебника. Их вклад в подготовку учебника отражен в виде ссылок на поля соответствующих страниц книги. Всем им авторы выражают свою искреннюю признательность.

И, наконец, последнее, на чем авторы хотели бы акцентировать внимание читателей. Настоящее издание, выход в свет которого приурочен к юбилею кафедры баллистики МВТУ им. Н.Э. Баумана (ныне кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана), в деятельности которой они играли не последнюю роль, по своему оформлению, выбору места издания, а также ограниченному объему тиража при всей своей универсальности носит все же «камерный» характер. Оно ориентировано прежде всего на студентов, аспирантов, преподавателей и сотрудников Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана — единственного технического вуза страны, за которым в отличие от других вузов, удостоенных статуса «национальный исследовательский университет», требующего периодического подтверждения, Указом Президента РФ № 732 от 1 июля 2009 года закреплено **бессрочное** право вести обучение по **собственным образовательным стандартам**.

Основные обозначения и сокращения

Основные обозначения

a	— большая полуось орбиты
C_{xa}	— коэффициент аэродинамической силы лобового сопротивления
C_{ya}	— коэффициент аэродинамической подъемной силы
D	— наклонная дальность, дисперсия
E	— эксцентрическая аномалия
e	— эксцентриситет орбиты
g	— ускорение свободного падения
g_0	— ускорение свободного падения на поверхности сферической Земли
$H_{кр}$	— высота круговой орбиты
$h(H)$	— текущая высота полета КА над поверхностью
h_α	— высота в апоцентре (апогее)
h_π	— высота в перигентре (перигее)
Δh_π	— ширина коридора входа
i	— наклонение плоскости орбиты
K	— аэродинамическое качество
K_t	— корреляционная матрица
L	— продольная дальность
L_π	— дальность участка спуска от условного перигентра до точки посадки
M	— число Маха; математическое ожидание
M	— масса Земли; средняя аномалия
m	— масса притягивающего (притягиваемого) тела, масса КА
n	— среднее движение
n_Σ	— суммарная перегрузка
n_x	— осевая перегрузка
n_y	— перегрузка, перпендикулярная осевой перегрузке
P	— тяга, период обращения (T)
$P_{уд}$	— удельная тяга
P_x	— приведенная нагрузка на лобовую поверхность
p	— фокальный параметр орбиты
q	— скоростной напор; угол между линией визирования и базовым направлением
\dot{q}	— угловая скорость линии визирования
R	— радиус гравитирующего тела; радиус поверхности сферической Земли
R_\circ	— экваториальный радиус Земли
r	— расстояние от центра Земли до текущей точки
r_{ij}	— коэффициент корреляции
S_σ	— баллистический коэффициент
S_M	— площадь миделевого сечения
t	— время; независимая переменная

$t_{\text{сущ}}$	— время существования КА на орбите
U	— потенциал сил притяжения (потенциальная функция; силовая функция)
U_e	— эффективная скорость истечения газов
u	— аргумент широты; управление
u_T	— тормозной импульс
V	— скорость
V_S	— кажущаяся скорость
X_a	— аэродинамическая сила лобового сопротивления
Y_a	— аэродинамическая подъемная сила
$Y_б$	— подъемная сила при значении угла атаки $\alpha_б$
Y_B	— вертикальная составляющая подъемной силы
Y_r	— горизонтальная составляющая подъемной силы
α	— сжатие земного эллипсоида; угол атаки; прямое восхождение
$\alpha_б$	— балансирующий угол атаки
β	— логарифмический градиент плотности; угол скольжения; угол места
δ	— склонение
γ	— угол крена
θ	— угол наклона траектории к местному горизонту
ϑ	— истинная аномалия; угол тангажа
λ	— долгота текущей точки
μ	— гравитационный параметр Земли
ρ	— плотность атмосферы на высоте h
ρ_0	— плотность атмосферы на уровне моря
σ_x	— баллистический параметр
τ	— время прохождения КА через перицентр (перигей)
φ	— широта текущей точки; угол асимптоты гиперболы
ψ	— угол рыскания
Ω	— восходящий узел
ω	— аргумент перигея; угловая орбитальная скорость КА на круговой орбите

Основные сокращения

АББД	— автоматизированный банк баллистических данных
АЛМ	— альманах (спутниковой системы)
АМС	— автоматическая межпланетная станция
АС	— автоматизированная система
АСБО	— автоматизированная система баллистического обеспечения
АСУ	— автоматизированная система управления
БД	— база данных
БЗ	— база знаний
БКУ (НКУ)	— бортовой (наземный) комплекс (контур) управления
БНО	— баллистико-навигационное обеспечение

БЦВК	— бортовой цифровой вычислительный комплекс
БЦВМ	— бортовая цифровая вычислительная машина
ВО	— вспомогательная операция
ВТИ	— внешнетраекторные измерения
ГВ	— гироскопическая вертикаль
ГК	— грузовой корабль
ГЛОНАСС (ГНСС)	— глобальная навигационная спутниковая система
ГСНО	— геосинхронная наклонная орбита
ГОГУ	— главная оперативная группа управления
ГПЗ	— гравитационное поле Земли
ДУ	— двигательная установка
ИБД	— интеллектуальный банк данных
ИВК	— информационно-вычислительный комплекс
ИКВ	— инфракрасная вертикаль
ИНС	— инерциальная навигационная система
ИСЗ, ИСП	— искусственный спутник Земли (планеты)
ИТНП	— измерение текущих навигационных параметров
КА	— космический аппарат
КДУ	— корректирующая ДУ
КИК	— командно-измерительный комплекс
КИП	— командно-измерительный пункт
КО	— космический объект
КПИ	— командно-программная информация
КС	— космическая станция
ЛА	— летательный аппарат
ЛСК	— лучевая система координат
МАС	— Международный астрономический союз
МГ	— местный горизонт
МКС	— международная космическая станция
ММ	— местный меридиан
ММД	— математическая модель движения
МНК	— метод наименьших квадратов
МО	— математическое обеспечение, математическое ожидание
НАКУ	— наземный автоматизированный комплекс управления
НИП	— наземный измерительный пункт
НКУ	— наземный комплекс (контур) управления
НП	— навигационный параметр
НТ	— навигационная точка
НУ	— начальные условия
ОВС	— оцениваемый вектор состояния
ОИСП	— орбита искусственного спутника планеты
ОК	— орбитальный комплекс
ОКИК	— отдельный КИК
ОМО (СМО)	— общее (специальное) математическое обеспечение

Основные обозначения и сокращения

ОС	— орбитальная станция
ОСК	— орбитальная система координат
ПВУ	— программно-временное управление
ПМО	— программно-математическое обеспечение
ПАО	— программно-алгоритмическое обеспечение
ПРЛ	— программная радиолиния
РАИНС	— радиоастроинерциальная навигационная система
РБ	— разгонный блок
РЛС	— радиолокационная станция
РН	— ракета-носитель
СА	— спускаемый аппарат
СБИ	— стандартная баллистическая информация
СКД	— сближающе-корректирующий двигатель
СКО	— среднее квадратическое отклонение
СМО	— специальное математическое обеспечение
СМП	— система мягкой посадки
СНС	— спутниковая навигационная система
СОЗ	— угол «Солнце — объект — Земля»
СПМО	— специальное программное математическое обеспечение
СР	— спутник-ретранслятор
СРНС	— спутниковая радионавигационная система
ССС	— система спутниковой связи
СУС	— система управления спуском
ТДУ	— тормозная двигательная установка
ТК	— транспортный корабль
ТНП	— текущие навигационные параметры
ТО	— технологическая операция
ТП	— технологический процесс
ТТХ	— тактико-технические характеристики
ТЦ	— технологический цикл
ЦБЗ	— целевая баллистическая задача
ЦУП	— Центр управления полетом
ЭВМ	— электронно-вычислительная машина
GPS	— <i>Global Positioning System</i> (глобальная система местопределения)

Начало есть более чем
половина всего.

Аристотель

Введение

Запуск первого искусственного спутника Земли (ИСЗ) 4 октября 1957 г. положил начало новому направлению, связанному с созданием искусственных небесных тел — космических аппаратов (КА). Менее чем через четыре года — 12 февраля 1961 г. — в сторону Венеры отправилась первая советская автоматическая межпланетная станция (АМС) «Венера-1», пролетевшая на расстоянии примерно 100 тыс. км от поверхности планеты. С учетом уровня достоверности исходных данных этот полет стал выдающимся достижением в космических исследованиях. Прошло более года и к Марсу направилась АМС «Марс-1».

12 апреля 1961 г. на орбиту ИСЗ был выведен первый КА с человеком на борту — гражданином СССР — космонавтом Юрием Гагариным. Сбылась многовековая, казалось, несбыточная, мечта человечества — начались регулярные полеты человека в космос.

21 июля 1969 г. произошло не менее выдающееся событие — американский астронавт Э. Олдрин впервые ступил на поверхность Луны.

В 1967 г. была предпринята первая попытка посадить автоматический аппарат на поверхность Венеры. С этой целью советскими специалистами была запущена АМС «Венера-4». Но, как это случалось неоднократно в истории космонавтики, исходные данные по атмосфере планеты оказались не достаточно достоверными, и АМС была раздавлена плотной атмосферой Венеры. Лишь в августе 1970 г. АМС «Венера-7» достигла поверхности планеты — поставленная задача была полностью выполнена.

20 июля 1976 г. американский КА «Викинг-1» осуществил успешную посадку на поверхность Марса.

В марте 1986 г. произошло еще одно знаменательное событие — советские АМС «Вега-1» и «Вега-2», а также западноевропейский КА «Джотто» встретились с кометой Галлея. В результате были получены уникальные снимки и ряд принципиально новых данных о комете.

И, наконец, еще одна важная веха космонавтики — американский КА «Пионер-10», запущенный 3 марта 1972 г., через 15 лет полета пересек плоскость орбиты Плутона и направился за пределы Солнечной системы. «Пионер-10» — первый созданный руками человека КА — посланец Земли, — отправившийся в межзвездное путешествие. Через несколько миллионов (!) лет он достигнет точки Вселенной, где сейчас находится звезда Альдебаран в созвездии Тельца.

Разработка и запуск любого КА невозможны без совершенной теории космического полета, которая сформировалась как наука в конце XIX — начале XX в. благодаря фундаментальным трудам великого русского ученого К.Э. Циолковского. Действительно, чтобы создать КА и отправить его в полет,

необходимо прежде всего знать траекторию* на участке выведения КА, в космическом пространстве, при спуске в атмосфере и т. п., а также условия полета. В результате решения этих задач определяется необходимый состав первоочередных исходных данных для разработки КА.

Ознакомление с многочисленными публикациями по теории движения КА выявляет большое разнообразие в названиях этого научного направления, используемых различными специалистами как в нашей стране, так и за рубежом: механика космического полета, прикладная небесная механика, небесная баллистика, космическая баллистика, космодинамика, астродинамика, теория движения искусственных небесных тел и т. д. Все названия имеют практически один и тот же смысл, и для определенности следует остановиться на чаще употребляемом. В нашей стране наибольшее распространение получил термин *космическая баллистика*. Это новый прикладной раздел небесной механики, который является одновременно разделом как теоретической механики, так и астрономии.

Как известно, *небесная механика* — раздел астрономии, изучающий движение любых небесных тел, как естественных (Луна, Солнце, планеты, кометы и др.), так и искусственных (ИСЗ, пилотируемые КА, автоматические межпланетные станции и т. п.), на основе закона всемирного тяготения. Как составная часть классической небесной механики космическая баллистика использует многие ее методы, но все больше приобретает самостоятельное значение. Принципиальное их различие состоит в том, что космическая баллистика не просто констатирует и изучает естественные явления, а обеспечивает возможность формирования (проектирования) орбит КА и контроль их движения. Кроме того, в классической небесной механике учитываются исключительно силы взаимного притяжения небесных тел, а космическая баллистика занимается вопросами выбора, проектирования и реализации орбит под действием также и активных сил (например, создаваемых двигательными установками (ДУ)).

Практическое обеспечение сложных программ полета поставило перед космической баллистикой задачу быстрого получения результатов в отличие от небесной механики, где построение теорий движения того или иного тела часто продолжается годами. В космической же баллистике оперативность решения является первоочередным условием, что потребовало разработки специальных алгоритмов и применения эффективной вычислительной техники.

По определению П.Е. Эльясберга, космическая баллистика — это «активная инженерная наука», занимающаяся изучением и решением следующих основных задач:

- выбор орбит или траекторий КА (оптимальных или практически целесообразных) на всех этапах полета, включая спуск и посадку на поверхность Земли или планет;
- определение реализованных орбит КА;

* Траектория (от лат. *trajectory*) — относящийся к перемещению; линия, которую описывает точка в процессе своего перемещения.

• расчет управлений, изменяющих орбиту КА для достижения поставленных целей.

Только вторая из приведенных задач в какой-то степени является общей для небесной механики и космической баллистики, поскольку уравнения пассивного полета КА принципиально не отличаются от уравнений движения естественных небесных тел. Однако используемые методы решения не одинаковы из-за различия в оперативности получения результата. Кроме того, небесная механика имеет дело преимущественно с постоянными, длительно существующими орбитами, тогда как орбиты КА сравнительно кратковременны, быстро изменяются. При этом часто приходится рассматривать множество вариантов орбит и выбирать из них оптимальные, что требует проведения трудоемких вычислений с использованием быстродействующих ЭВМ.

Следует признать, что термин «баллистика» недостаточно удачен и неудобен при взаимодействиях с зарубежными партнерами, которые предпочитают более содержательный термин — «механика космического полета»*. Действительно, баллистикой традиционно называли теорию движения свободно брошенного тела, которая не имеет непосредственного отношения к теории управляемого полета, каковым и является движение подавляющего большинства КА. Однако исторически сложилось так, что теорию движения КА в нашей стране разрабатывали именно баллистики, причем ракетно-артиллерийской специализации, которые в 1950-х гг. (при отсутствии прямых контактов с зарубежными специалистами) не задумывались над терминологией, а новую специфику отразили в определении «космическая». Выдающиеся отечественные ученые-баллистики — профессора П.Е. Эльясберг и М.Д. Кислик — в дальнейшем неоднократно отмечали более широкий смысл используемого термина.

Значительное место в обеспечении полета КА занимает *космическая навигация*. Существует несколько подходов к ее определению. Во всех случаях предполагается, что основной задачей навигации является определение координат и скорости КА по результатам измерений и их обработки. Вместе с тем многие специалисты вкладывают в это определение более широкий смысл, рассматривая космическую навигацию как обеспечение полета по траектории (орбите) с целью выполнения заданных условий. В этом случае помимо указанной выше задачи требуется решать и ряд других, не менее важных, задач, связанных с наведением КА:

- определение и прогнозирование фактической орбиты КА;
- оценка результатов прогноза с точки зрения выполнения целевой задачи;
- выполнение маневров, необходимых для исправления ошибок траектории или поддержания заданной орбиты и т. д.

Сравнивая эти задачи с задачами космической баллистики, можно заметить много общего. Таким образом, космическая навигация, входя самостоятельной

* Строго говоря, уязвим и этот термин, поскольку полет всегда отождествляется с движением летательного аппарата в атмосфере. Поэтому словосочетания «космический летательный аппарата» (который не «летает», а движется по орбите), «космический полет» не более корректны, чем «космическая баллистика» в ее классической, дословной трактовке.

частью в состав космической баллистики, расширяет и дополняет ее, в связи с чем эти дисциплины нельзя противопоставлять. Более того, подавляющее большинство специалистов рассматривают их совместно, вводя понятие «баллистико-навигационное обеспечение» (БНО), подчеркивая тем самым их взаимосвязь.

Построение учебника соответствует приведенным особенностям, понятиям и смыслу космической баллистики как науки. Прежде всего обсуждаются обстановка и условия космического полета, выявляется состав сил, действующих на КА. Затем кратко рассматриваются методы классической небесной механики — возмущенное и невозмущенное движение, без понимания и знания которых невозможно изучение теории космического полета. Применение общих методов небесной механики хорошо иллюстрируется выбором траекторий межпланетных КА, когда на первом этапе исследований можно ограничиться учетом только сил тяготения Солнца, планет и их спутников.

После изучения общетеоретических вопросов орбитального движения рассматриваются основные задачи космической баллистики, начиная с определения и прогнозирования орбит КА. Специфика указанных задач состоит в следующем. Если известны положение и скорость КА, то, используя методы небесной механики, в общем случае можно определить его орбиту. Однако на практике эти данные известны с большими погрешностями или вообще неизвестны, но при этом проводятся измерения, позволяющие контролировать орбиту КА. Определение орбиты КА по внешнетраекторным измерениям требует разработки специальных методов и приемов.

Учитывая огромное практическое значение спутниковых систем, в том числе навигационных, существенно развернут раздел, посвященный рассмотрению, баллистическому проектированию и анализу эволюций орбит спутниковой навигационной системы (СНС), в частности, космического сегмента глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС), методам решения навигационных задач и оценке точности навигационного обеспечения космических средств.

Следует отметить, что при изложении учебного материала, учитывая характер издания, не ставилась задача детального знакомства с конкретными СНС, в частности отечественной ГЛОНАСС (Ураган) или американской GPS (Навстар). Их описанию посвящены специализированные издания, а также множество публикаций в специальной периодической литературе.

Особое место в космической баллистике отводится вопросам маневрирования в космическом пространстве и обеспечению движения в атмосфере Земли и планет, включая посадку на их поверхность. Это самостоятельные направления космонавтики, со всей наглядностью иллюстрирующие сегодняшние возможности человечества в организации космических полетов. Решение соответствующих задач потребовало разработки специальных методов исследования, учитывающих общие условия и частные специфические требования, исходящие из целей полета КА.

В последнем разделе учебника рассматриваются задачи практической организации полета КА — БНО управления полетом. Кратко изложены организационные принципы построения службы управления полетом и показано

место баллистиков в решении задач управления. Далее на конкретных примерах иллюстрируется специфика решения основных задач баллистического обеспечения, определяемая практически абсолютной достоверностью результатов, их высокой точностью и быстротой получения. Помимо этого приводятся алгоритмы решения ряда задач, напрямую не связанных с определением движения КА, но необходимых для организации разного рода экспериментов, выявления условий проведения различных операций на борту КА и во время его маневрирования и т. п.

Следует подчеркнуть, что в годы подготовки первого издания учебника понятие «баллистико-навигационное обеспечение» отнюдь не относилось к числу канонизированных и однозначно определенных. Даже многие профессионалы высокого уровня вкладывали в него разные понятия и различным образом расставляли акценты в постановке и решении входящих в БНО задач. Поэтому включение соответствующего раздела в официальный учебник (впервые в практике написания учебной литературы) получило в те годы разноречивые оценки.

В этих условиях авторы, несущие определенную ответственность за распространение и использование данного термина, вынуждены еще раз вернуться к предметной области БНО как самостоятельного научного раздела, расширив и уточнив его с позиций принятых в настоящее время трактовок.

На современном уровне развития БНО (или навигационно-баллистическое обеспечение, согласно интерпретации военных баллистиков), занимающее одно из центральных мест в структуре существующих видов обеспечения управления космическими полетами, включает в себя:

- баллистическую схему полета, разрабатываемую исходя из условия надежного решения целевых задач с наименьшими затратами;
- параметры расчетной траектории выведения и орбиты КА, определяемые принятой баллистической схемой полета и текущими условиями;
- параметры фактической орбиты, эфемериды, трассу спутника («след» орбиты на поверхности Земли), данные на спуск КА с орбиты, рассчитываемые заранее, а также оперативно по результатам измерений текущих навигационных параметров (ТНП), и их прогнозируемые значения на текущий момент времени;
- параметры планируемых маневров и коррекций орбиты в виде физических величин и уставок (время включения, продолжительность работы двигателя и направление его тяги), данные на сближение и сборку космической станции (КС) на орбите, желательную ориентацию КА для различных этапов его функционирования;
- планирование и результаты решения навигационных задач;
- баллистическую информацию, необходимую для оперативного планирования полета (периоды радиовидимости, условия освещенности интервалов орбиты и (или) трассы, время существования КА на орбите, условия сближения, восполнения структуры группировки или облета других КА, условия наблюдения поверхности Земли и небесной сферы);
- баллистические данные, необходимые для проведения научных исследований и экспериментов;

- целеуказания для наведения антенн наземных станций и антенных радиосистем КА, КС или АМС на наземные станции и спутники-ретрансляторы (СР);
- данные по выявлению влияния неучитываемых возмущающих факторов, наличия многочисленных ограничений, установочных параметров для бортовой аппаратуры, а также данные соответствия характеристик бортовых и наземных систем заданным тактико-техническим требованиям и др.

Перечень приведенных элементов информационного обеспечения космического полета составляет в основном содержание специального раздела космической баллистики, условно называемого «исполнительной баллистикой». В отличие от содержания наиболее часто обсуждаемой «проектной баллистики», ориентированной на баллистическое обоснование и выработку проектных параметров космических средств и систем [43, 97, 98, 101, 110, 113, 138], исполнительная баллистика предназначена прежде всего для гарантированного достижения полноценного функционирования уже выведенного в космическое пространство конкретного ИСЗ, а также Центра управления полетом (ЦУП) и наземного комплекса управления в целом. Таким образом, содержание раздела исполнительной баллистики при единстве базовых положений теории отличается от теоретических построений раздела баллистического проектирования, главным образом, своим назначением, ориентированным на обеспечение космического полета во взаимодействии реального КА с наземными средствами, бортовыми системами и центрами обработки информации. В связи с этим многие условности, а также сознательно вводимые упрощения используемых математических моделей, часто применяемые при разработке методов баллистического проектирования, в исполнительной баллистике недопустимы.

Здесь требуется достичь максимальной точности расчета и, по возможности, гарантировать наивысший уровень адекватности математических моделей реальным физическим процессам. Именно по этой причине изначально принималось, что в рамках специального математического обеспечения (СМО) должны разрабатываться математические модели, алгоритмы решения краевых и оптимизационных задач, а также соответствующие комплексы программно-алгоритмического обеспечения (ПАО), являющиеся инструментарием БНО, достаточно тесно связанные с конкретной реализуемой схемой управления полетом.

Если даже одно тело есть
для нас загадка, то какой же
загадкой является Вселенная.

Э.Б. де Кондильяк

Раздел I

Орбитальное движение космических аппаратов

Полное и достоверное знание условий движения КА в космическом пространстве необходимо прежде всего на этапе проектирования и создания КА. Неучет каких-либо условий, в которых окажется КА в процессе эксплуатации, может привести к его потере или прекращению нормального (штатного) функционирования. Необходимо также четко представлять, что степень знания реальных условий полета КА однозначно влияет на уровень проектно-баллистических и проектно-конструкторских изысканий и находит свое конечное отражение в итоговом результате — массе полезной нагрузки, выводимой на орбиту.

Глава 1

Условия и окружающая среда космического полета

В процессе развития ракетно-космической техники отчетливо проявилась зависимость уровня знаний условий космического полета и принимаемых проектно-конструкторских решений [3, 7, 12, 39, 43, 61, 98, 100, 157], и наиболее значимо — при обеспечении безопасности полетов и посадке пилотируемых аппаратов (радиационная и метеорная защита, теплозащита спускаемого КА). При создании автоматических аппаратов для исследования планет Солнечной системы полный учет условий полета и движения КА в атмосфере планеты позволяет проектантам найти рациональное распределение между массой защитного корпуса и массой доставляемой полезной нагрузки, массой и составом бортовой аппаратуры и т. д. [112].

В результате для успешного решения прикладных задач космонавтики необходимо, с одной стороны, привлекать достижения многих естественно-научных дисциплин — астрономии, планетологии, физики атмосферы, климатологии, геологии и многих других. С другой стороны, разработчик должен иметь информацию [157] о таких факторах, как структура и строение Солнечной системы, структура и динамика атмосфер планет, особенности гравитационного поля и условия на поверхности небесных тел, условия в космическом пространстве (уровень воздействия электрического и магнитного полей, радиационных поясов Земли, уровень корпускулярного и волнового излучения, метеорная обстановка и др.).

Отсутствие полных и достоверных исходных данных при проектировании КА, выборе схем полета и стратегии управления, обусловленные недостаточным знанием условий полета, траекторий движения небесных тел, параметров атмосферы и характеристик поверхности планет (при планировании посадки на них), предопределило тот факт, что многие полеты заканчивались неудачей или, в лучшем случае, были только частично успешными.

850...1500 км, а также в области геостационарных орбит. В этих областях число мелких опасных космических объектов на несколько порядков превышает число крупных каталогизированных космических объектов.

По самым приблизительным оценкам, на начало 2014 г. в околоземном пространстве находилось более девяти с половиной тысяч объектов размерами более 10 см, десятки тысяч размерами 1...10 см и сотни тысяч размерами менее 1 см.

Основная сложность оценки текущего уровня загрязнения космическим мусором околоземного космического пространства связана, с одной стороны, с нестабильностью и случайным характером параметров потока космического мусора через зоны обзора наземных и бортовых измерительных средств, а с другой — с недостатком апостериорной измерительной информации. Вследствие отсутствия полных и детальныx сведений об элементах орбит мелких структур космического мусора изучение опасности столкновения КА с соответствующими фрагментами структур возможно только на основе применения стохастических моделей [107, 108]. Наиболее известной и широко используемой в России моделью такого типа является модель SDPA (Space Debris Prediction and Analysis). **Принятое в модели разбиение возможных значений космических объектов на диапазоны представлено в табл. 1.4.**

Таблица 1.4

Диапазоны размеров космических объектов (модель SDPA)

Показатель	Диапазоны размеров							
	1	2	3	4	5	6	7	8
Средний размер, км	0,1...0,25	0,25...0,5	0,5...1,0	1,0...2,5	2,5...5,0	5,0...10	10...20	Более 20
Средняя масса, кг	0,0000086	0,000058	0,00028	0,0018	0,010	0,064	0,363	300

Глава 2

Невозмущенное движение

При решении многих задач космической баллистики достаточно наглядное и приемлемое по точности представление о движении КА (по крайней мере, в рамках задач проектной баллистики) можно получить [12, 74, 134], если учесть воздействие на него лишь одного, наиболее сильно притягивающего тела и пренебречь влиянием всех других небесных тел. Учитывая, что масса КА ничтожна по сравнению с массой притягивающего тела, орбитальный аппарат правомерно рассматривать как материальную точку, притягиваемую к центральному телу, но не притягивающую это тело. Принятие подобного предположения приводит к *понятию пассивно гравитирующего КА.*

Глава 3

Возмущенное движение

Описание и изучение орбит КА и небесных тел Солнечной системы на основе решения задачи двух тел является первым этапом при определении реальных движений тел любой природы. Это самое простое представление реальной картины движения, поэтому соответствующая данной задаче математическая модель движения КА является также наиболее простой.

В реальных условиях практически не существует невозмущенных орбит. Земля притягивается не только Солнцем, но и другими планетами, в свою очередь Земля притягивает другие планеты. Движение КА и спутников происходит под действием притяжения Солнца и других планет. Траектория КА вблизи Луны существенно отличается от расчетной кеплеровой вследствие воздействия на КА сил тяготения Земли и Солнца. Изменение (деформация) невозмущенной кеплеровой траектории ИСЗ обусловлено такими факторами, как несферичность Земли, гравитационные аномалии, воздействие верхней атмосферы и др.

Отклонения от теоретически вычисленных траекторий движения КА и небесных тел являются следствием действия возмущений. При этом говорят, что КА, спутники, планеты, астероиды «испытывают возмущения». При решении задач проектной баллистики возмущениями можно пренебречь, однако космическая навигация без учета действия реальных возмущений будет невозможна.

3.1. Общая характеристика возмущений и возмущенного движения

Возмущенное движение — фактическое (истинное) движение КА под действием различных сил известной и неизвестной природы. Изучение возмущенного движения позволяет определить фактическое движение КА и небесных тел с учетом воздействия многих гравитирующих тел (Солнца, планет, Луны). Для этого необходимо как изучение и математическое описание различных возмущающих факторов, так и решение сложных теоретических задач астрономии.

Одной из основных задач небесной механики (начиная с XVII в.) является выявление и формализованное представление возмущений, а также разработка методов определения фактического движения небесных тел. Эти вопросы составляют предмет теории возмущенного движения, результаты которой широко используются при БНО полетов КА.

Можно выделить три основные группы возмущающих факторов:

1) влияние нецентральнойности поля сил тяготения основного притягивающего тела, вызываемого отличиями формы тела от шарообразной, а также неравномерным распределением масс внутри притягивающего тела; влияние притяжения Солнца, Луны и планет; световое давление; электродинамические

Глава 4

Межпланетные перелеты

С наступлением эры межпланетных перелетов человечество получило реальную возможность освоения Солнечной системы. Несмотря на довольно скромные успехи на современном этапе развития космической техники, исследования Солнечной системы, выполненные с помощью АМС, позволили уточнить перечень задач на ближайшую и более отдаленную перспективы.

Один из пионеров ракетно-космической техники К. Эрике, начинавший свою деятельность в ракетно-космической области разработчиком баллистических ракет серии «Фау» в Германии, а позднее ставший одним из ведущих теоретиков США по проблемам астронавтики, автор фундаментального трехтомника «Космический полет» и один из первых иностранных авторов, с трудами которого смогли ознакомиться многие отечественные ученые и инженеры, работающие в космической отрасли, так охарактеризовал начальный этап освоения Солнечной системы: «Если полеты в до-лунном и окололунном пространствах можно сопоставить с путешествиями первооткрывателей во времена Одиссея и других мореплавателей Древней Греции, то полеты в Солнечной системе можно сравнить с достижениями викингов, полинезийцев, Колумба, Магеллана и Васко да Гамы».

Следует признать, что начальный этап освоения Солнечной системы был скорее романтическим, обусловленным желанием человечества убедиться в том, что достижения космонавтики помогут людям оставить свои следы «на пыльных дорожках далеких планет». В начале XXI в. ситуация резко изменилась. От разрозненных, хотя и очень важных, полетов начального перехода международное сообщество постепенно перешло к планомерному штурму дальнего космоса. Причем, если раньше автоматическим станциям не было альтернативы с точки зрения достижения этих целей, то сегодня пилотируемый полет человека на Марс уже не является несбыточной фантастической мечтой [112, 136].

Всестороннее рассмотрение проблем межпланетных перелетов подразумевает необходимость обсуждения, по крайней мере, двух проблем:

- общей идеологии формирования полетных схем научных экспедиций к планетам и телам Солнечной системы;
- существующих приближенных методов, позволяющих экономно и наглядно анализировать орбиты межпланетного перелета с точки зрения предъявляемых к ним требований.

Последний аспект проблемы межпланетных перелетов связан с принятием многих допущений, главным из которых является отождествление планет с материальными точками, движущимися относительно центрального тела — Солнца — в соответствии с законом всемирного тяготения. Это допущение не является столь уж грубым для стадии баллистического проектирования межпланетных кораблей, если учесть малость размеров и масс планет по сравнению с Солнцем. Принятие данного допущения позволяет рассматривать орбиты планет как кеплеровы. Реальные орбиты планет представляют собой

Внести свое в таблицу умножения можно, только перевернув ее.

Э. Кроткий

Раздел II

Определение орбит космических аппаратов

Процесс вычисления координат и составляющих скорости КА, проводимый на некотором временном интервале и обеспечивающий получение требуемых данных о векторе состояния КА, является основой одного из важнейших разделов космической баллистики — определения орбиты КА. Методы решения задачи определения орбиты КА на этапе проектных исследований и в ходе реального полета существенным образом различаются. В первом случае необходимо выбрать траекторию, наилучшим образом решающую поставленную задачу; во втором же случае определение орбиты характеризует фактическое состояние КА в полете.

Задача определения орбиты КА в ходе реального полета отличается большой спецификой. В этом случае общая задача определения орбит КА разделяется на ряд самостоятельных задач, продиктованных требованиями практики, сложившимися условиями и ограничениями, а также имеющейся в распоряжении исследователя исходной информацией. Прежде всего следует выделить задачу навигации, в ходе которой необходимо определить вектор состояния КА (т. е. координаты и составляющие скорости) на некоторый момент времени. При этом в зависимости от поставленных целей и требований в предельных случаях это может быть текущий t_i , начальный t_0 или некоторый конечный t_k момент времени. При решении задачи навигации на начальный момент времени t_0 , предшествующий текущему t_i , необходимо в общем случае восстановить траекторию истинного движения КА на участке $t_0 — t_i$. При этом для достижения поставленной цели может быть использована вся имеющаяся (апостериорная) информация о движении КА на участке $t_0 — t_i$. Решение навигационной задачи на будущий момент времени $t = t_k$ приводит к необходимости прогнозирования движения КА. В результате такого прогнозирования можно получить вектор состояния объекта для любого момента времени из интервала $t_0 — t_k$. И, наоборот, решив навигационную задачу для множества значений времени из указанного интервала, можно найти орбиту КА. Таким образом, принципиальная особенность задачи определения орбиты в ходе реального полета заключается в том, что для ее решения обязательно требуется некоторая информация о движении КА, получаемая по результатам измерений. Точность и оперативность решения задачи определения орбиты в значительной степени зависят от состава, количества и качества измерительной информации, поэтому вопросы получения и обработки информации приобретают самостоятельное значение [8, 9, 26, 75, 77, 105, 126, 155, 165–167].

Глава 5

Определение невозмущенной орбиты по заданным условиям движения

Наиболее просто задачу определения орбиты решают в рамках теории невозмущенного движения КА. Наличие априорной информации в виде конечных соотношений, характеризующих параметры кеплеровой орбиты,

4. Определение эксцентриситета и эксцентрических аномалий:

$$e \sin \frac{1}{2}(E_1 + E_2) = \frac{r_2 - r_1}{2a} \operatorname{cosec} \frac{1}{2}(E_1 - E_2);$$

$$e \sin \frac{1}{2}(E_1 + E_2) = 1 - 2R^* \sec \frac{1}{2}(E_1 - E_2),$$

где $R^* = \frac{r_1 + r_2}{4a}$;

$$\frac{1}{2}(E_2 - E_1) = \frac{1}{2}(\varepsilon - \delta).$$

Углы ε и δ определяют из соотношений (5.13) для найденного значения элемента a .

5. Вычисление истинных аномалий:

$$\operatorname{tg} \frac{\vartheta_i}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E_i}{2}, \quad i = 1, 2.$$

Остальные элементы и вспомогательные величины находят аналогично приведенному описанию в разд. 5.4.

Глава 6

Определение орбиты и вектора состояния космического аппарата по внешнетраекторным измерениям

Параметры траекторного движения любого летательного аппарата в общем случае, а также на участках выведения его на орбиту и спуска можно получить, используя методы инерциальной навигации (см., например [38, 88]). Инерциальные системы имеют ряд существенных достоинств: универсальность, автономность, помехозащищенность. Однако для определения орбит в космической баллистике их практически не применяют по двум основным причинам:

1) при их использовании необходимо измерение ускорений, возникающих в результате действия активных сил либо взаимодействия корпуса движущегося КА с внешней сплошной средой. В орбитальном полете КА в течение длительного времени движется практически только под действием сил тяготения;

2) инерциальные навигационные системы имеют существенный недостаток — со временем они подвержены накоплению ошибок вследствие неустойчивости механического моделирования в них базисных направлений (выбранной системы координат) с помощью гироскопов.

В случае применения байесовского подхода компоненты $\sim d\mathbf{q}_{fj}$, ассоциированные с ненулевыми элементами матрицы $R^T R$, изменяются по отношению к решению с использованием обобщенного метода наименьших квадратов в соответствии с формулой

$$\sim d\mathbf{q}_{fj} = (1 + \sigma^2 / \sim \sigma_{dqaj}^2 [R^T R (\sim A)^{-1}]_{jj})^{-1} \sim d\mathbf{q}. \quad (6.53)$$

Учитывая, что $[R^T R (\sim A)^{-1}]_{ii} = \sim \sigma_{dq}^2 / \sigma_0^2$ и принимая в качестве оценки σ^2 величину σ_0^2 , можно записать

$$\sim d\mathbf{q}_{fj} = (1 + \sim \sigma_{dqj}^2 / \sim \sigma_{dqaj}^2)^{-1} (\sim d\mathbf{q}). \quad (6.54)$$

Выражение (6.54) отражает характер смещения оценки в зависимости от соотношения априорных и апостериорных характеристик распределения ошибок получаемого решения. Поскольку величины σ^2 и $\sim \sigma_{dqaj}^2$ неизвестны на практике, воспользуемся их оценками. В этом случае для вычисления ненулевых элементов f_j используем формулу

$$f_j = \sigma_0^2 / ((\sim d\mathbf{q}^T \sim d\mathbf{q}) / n), \quad (6.55)$$

где выражение в знаменателе можно рассматривать как грубую оценку $\sim \sigma_{dqj}^2$.

Как следует из выражения (6.54), в ситуации, когда уровень корреляции элементов $[A^{-1}]_{ij}$ является значимым, смещению подвергаются и другие компоненты вектора поправок, находящиеся в корреляционной связи с компонентами, на которые накладываются идентифицирующие ограничения. Интенсивность смещения определяется уровнем корреляции.

На основании результатов многочисленных исследований свидетельствуют о достижении хорошей сходимости решаемой задачи ОВС при использовании рассматриваемого метода. Это позволяет судить о возможности повышения оперативности определения движения КА по ИТНП. Для сравнения отметим, что при определении вектора состояния гелиоцентрического КА штатным методом требуется как минимум в 2 раза большее число сближений. При этом для решения, полученного штатным методом в условиях рассматриваемой однопунктной схемы ИТНП, отклонение полученного значения наклона орбиты от соответствующего значения, полученного по штатной схеме ИТНП, более чем на порядок ниже, чем для рассматриваемого метода.

Глава 7

Прогнозирование движения космических аппаратов

Прогнозирование движения КА является составной частью любых баллистико-навигационных расчетов как на этапе проектно-баллистического обоснования, так и в процессе полета. В результате прогнозирования определяют параметры траекторного движения КА, оценивают возможное

Чужие идеи не могут принести нам
пользы, пока мы не усвоим их.

Бошен

Раздел III

Введение в теорию спутниковой навигации

Появление и практическое использование нового направления навигации подвижных объектов, в том числе космических средств, получившего название спутниковой навигации, стало возможным благодаря двум свершениям, во многом определившим научно-технический прогресс XX в.: практической космонавтике, берущей начало с момента запуска первого в мире советского ИСЗ, и созданию быстродействующих ЭЦВМ, расширивших расчетные возможности человека.

Это действительно так, поскольку измерения доплеровского сдвига частоты передатчика первого ИСЗ на пункте наблюдения с известными координатами позволили определить параметры движения этого спутника. Очевидной стала и обратная задача: по измерениям того же доплеровского сдвига при известных координатах ИСЗ определить координаты пункта наблюдения. Если пункт наблюдения не является неподвижным, задача усложняется, ее решение требует увеличения вычислений, но она не является неразрешимой.

Широкое использование современных ЭЦВМ обеспечило реальную возможность выполнения большого объема вычислительных операций по уточнению координат ИСЗ на момент определения навигационных параметров и расчету на борту потребителя навигационной информации собственных координат в реальном (или близком к нему) масштабе времени. Первые шаги по разработке теории и техники навигационных определений по сигналам ИСЗ были осуществлены в период 1955–1959 гг. Существенная роль в решении этой сложной научно-технической задачи принадлежит исследованиям советских и американских ученых.

Проведенные в СССР исследования позволили перейти в 1963 г. к опытно-конструкторским разработкам низкоорбитальной СНС, первый спутник которой (Космос-192) был выведен на орбиту 27 ноября 1967 г. Развертывание отечественной СНС первого поколения «Цикада», состоящей из четырех навигационных спутников, выведенных на круговые орбиты высотой 1000 км с наклоном 83° и равномерным распределением плоскостей орбит вдоль экватора, было завершено к 1979 г. С 1964 г. американскими специалистами эксплуатировалась СНС «Транзит», созданная по заказу ВМС США и предназначенная для навигационного обеспечения атомных подводных лодок, оснащенных баллистическими ракетами [81].

Успешное применение СНС первого поколения для решения задач, главным образом, морской навигации послужило стимулом последующего поиска возможностей использования их и для навигации летательных аппаратов различного назначения. Однако вскоре выявились существенные недостатки СНС первого поколения, заключающиеся в следующем. Наличие нескольких навигационных ИСЗ (шести для исходного варианта СНС «Транзит» и четырех для СНС «Цикада»), обращающихся по независимым орбитам, позволяет проводить только дискретные навигационные сеансы при достаточно большой продолжительности (порядка 5...6 мин) использования в сеансе только одного ИСЗ и с интервалами между сеансами, исчисляемыми многими десятками минут. Такой режим работы навигационной системы, приемлемый для большинства средств ВМС, конечно, не является наилучшим для навигации летательных аппаратов, время движения которых оказывается в ряде случаев соизмеримым

с интервалами дискретизации сеансов измерений. Это приводит к неизбежному снижению точности определения текущего местоположения. Следствием выявленных недостатков СНС первого поколения явилась разработка различных проектов их модернизации на основе так называемого *принципа последовательности*, направленных на обеспечение непрерывности измерений и практической мгновенности навигационных определений.

Дальнейшее развитие космических средств и навигационной аппаратуры привело к практическому отказу от системы «Транзит» и созданию в США СНС второго поколения, получившей название «Глобальной системы местоопределения» (ГСМ, или GPS в английской транскрипции), известной также как система «Навстар» по наименованию навигационного спутника этой системы, предназначенного для измерения времени и состояния (скорости и координат) потребителя навигационной информации.

Спутниковая радионавигационная система (СРНС) GPS была развернута в 1993 г. и введена в строй в 1995 г. Решение о развертывании будущей единой отечественной ГЛОНАСС «Ураган» было принято в декабре 1976 г. Ее летные испытания были начаты 12.10.1982 г. запуском первого навигационного КА «Космос-1413». 4 апреля 1991 г. в составе ГЛОНАСС в двух плоскостях орбит оказалось одновременно 12 работоспособных спутников системы и 24.09.93 г. система была официально принята в эксплуатацию Министерством обороны РФ. Доведение числа спутников в СНС ГЛОНАСС до штатного было завершено в 1995 г. Однако полное развертывание системы и начало ее функционирования в интересах гражданских и специальных потребителей состоялось значительно позже [150].

Принципиальное различие СНС второго и первого поколений, а также их модернизаций прежде всего заключается в том, что это *сетевые системы непрерывного действия*. В этих системах за счет соответствующего баллистического построения достигается зависимое, иначе координированное, обращение ИСЗ по орбитам, при котором гарантируется глобальное (всеохватывающее) высокоточное навигационное обеспечение движущегося объекта — корабля, самолета или КА. Это уже достигалось отчасти с помощью модернизированных вариантов СНС первого поколения. Другим весьма важным отличительным признаком служит то, что СНС второго поколения обеспечивают определение не только координат, но и трех составляющих вектора скорости движущегося объекта, с которого осуществляют навигационные измерения. Однако информативность навигационных измерений повышается за счет значительного усложнения системы еще большего, чем при модернизации СНС первого поколения, увеличения суммарного числа спутников в ней, числа одновременно наблюдаемых ИСЗ.

Требование обеспечения СНС ГЛОНАСС радиовидимости потребителям, находящимся в любой точке поверхности Земли, одновременной в любой момент времени, не менее четырех спутников при минимальном общем их числе в системе, определило выбор высоты орбит навигационных систем. Вообще для гарантированной видимости потребителем так называемого «созвездия» из четырех спутников в таких системах достаточно иметь 18 спутников. Однако их число, как правило, увеличивают до 24 с целью повышения

точности установления собственных координат и скорости потребителя за счет предоставления ему возможности выбора из четырех видимых спутников, гарантирующей наивысшую точность. Помимо хорошо известных в настоящее время GPS (США) и ГЛОНАСС (РФ) получили применение следующие глобальные и региональные СНС:

- европейская глобальная навигационная спутниковая система (ГНСС) Galileo («Галилео») космического сегмента СНС;
- китайская навигационная спутниковая система «Бэйдоу» космического сегмента СНС Compass (Компас);
- японская Quasi-Zenith навигационная система (QZSS);
- индийская спутниковая региональная система навигации (IRNSS).

Таким образом, спутниковая навигация, хотя и является разделом общей теории навигации как науки, весьма специфична и требует специального изучения. Ее развитие, а тем более практическое применение, не сводятся к простому переносу созданных и всесторонне апробированных способов астрономической навигации или радионавигации (либо их синтеза) на новую техническую основу. При разработке теории спутниковой навигации пришлось решать множество проблем, связанных как с вопросами баллистического обеспечения, так и с вопросами приборного оснащения потребителей навигационной информации.

Здесь уместным будет процитировать Генерального конструктора космических систем навигации и связи академика М.Ф. Решетнева: «Одной из центральных проблем создания СНС, обеспечивающей беззапросные навигационные определения одновременно по нескольким спутникам, является проблема взаимной синхронизации спутниковых шкал времени с точностью до миллиардных долей секунды (наносекунд), поскольку рассинхронизация излучаемых спутниками навигационных сигналов в 10 нс вызывает дополнительную погрешность в определении местоположения потребителя до 10...15 м. ...Второй проблемой создания высокоорбитальной навигационной системы является высокоточное определение и прогнозирование параметров орбит навигационных спутников» [131].

Следует подчеркнуть, что подобные проблемы, как и некоторые другие, не отмеченные в приведенном цитировании, характерны только для СНС.

Обобщая изложенное, в общей проблеме решения задач спутниковой навигации можно выделить, с некоторой долей условности, два аспекта:

- баллистический, связанный с синтезом орбитальной структуры, удовлетворяющей сформулированным требованиям, в частности требованию обеспечения баллистической устойчивости, с исследованием эволюции системы под действием возмущений в процессе ее функционирования, прогнозированием орбитальных параметров, управлением элементами орбитальных структур и др.;
- сигнально-аппаратурный, определяющий пути и характеризующий возможности технической реализации позиционного метода навигации с использованием навигационных ИСЗ выбранной орбитальной структуры при гарантированном достижении требуемой точности навигационных определений.

Следует отметить, что в данном учебнике освещаются баллистические аспекты спутниковой навигации, радионавигационные аспекты решения навигационных задач упоминаются лишь вследствие необходимости достижения целостного изложения.

Глава 8

Общие принципы построения и элементы баллистического обеспечения спутниковых навигационных систем

Возможность эффективного применения ИСЗ для решения навигационных задач в значительной степени обусловлена их способностью быть видимыми с обширных территорий поверхности Земли или околоземного пространства. Это обстоятельство позволяет существенно расширить зону видимости объектов, выступающих в качестве потребителей навигационной информации, до размеров зоны видимости ИСЗ и тем самым обеспечить проведение навигационных определений объектов относительно объектов с известными координатами — реперов, находящихся на достаточно большом удалении от определяемого объекта. Для этого необходимо, чтобы и определяемый объект, и реперы находились одновременно в пределах зоны видимости ИСЗ.

Использование наземных измерительных пунктов (НИП) с известными координатами может быть исключено, если вместо них использовать непосредственно ИСЗ. Конструкция бортовой аппаратуры ИСЗ и алгоритмическое обеспечение их систем при этом, конечно, усложняются, зато может быть обеспечена централизация управления СНС и повышена надежность решения навигационной задачи. Определение орбит ИСЗ и прогнозирование их параметров в этом случае должны проводиться с помощью наземного КИК. Объекты же определяют параметры своего положения относительно «созвездия спутников», а при наличии точной информации о положении ИСЗ относительно базовой системы координат — свои координаты (а также их производные) относительно той же системы координат.

В качестве такой информации используют *эфемеридную информацию* или *эфемериды* ИСЗ, задаваемые в виде таблиц, заносимых в память ЭЦВМ и содержащих заранее вычисленные относительные координаты навигационных ИСЗ для ряда последовательных моментов (равномерно текущего) *эфемеридного времени*, являющегося независимой переменной в уравнениях движения ИСЗ. Расчет эфемерид должен проводиться заранее на основе прогноза параметров орбиты на определенный промежуток времени для каждого спутника системы.

Процедуру определения эфемерид, а также ряда других решаемых в процессе функционирования системы задач относят к числу *задач исполнительской космической баллистики* навигационных ИСЗ. Однако помимо этих задач, характерных для обеспечения эксплуатации уже созданной СНС, их

целесообразно компенсировать корректирующими воздействиями только эти уходы.

2. Эволюцию наклонения орбит компенсировать не имеет смысла, так как она относительно невелика (до $1,5^\circ$), имеет колебательный характер и требует чрезвычайно высоких затрат топлива.

3. Относительные групповые уходы навигационных КА для разных плоскостей орбит целесообразно компенсировать без использования коррекций соответствующим выбором параметров орбит при формировании периода обращения в процессе установки спутника в рабочую точку, чтобы минимизировать их в среднем.

4. Уходы узлов орбит целесообразно компенсировать соответствующим выбором положения узла при формировании орбиты выведения и установке каждого КА в рабочую точку.

5. Согласно проектным данным по навигационному КА «Глонасс-К», точность в периоде при установке КА в рабочую точку должна иметь порядок 0,06 с, что приведет за 10 лет к относительному сдвигу по аргументу широты примерно на 6° и потребует для компенсации небольших (1...2 м/с) корректирующих воздействий. Для того чтобы рассогласование между КА по аргументу широты за счет этого фактора не превышало заданной границы 5° , ошибка в периоде при установке КА в рабочую точку должна быть менее 0,05 с.

Можно утверждать, что для изотрассных орбитальных группировок, к которым относится как существующая орбитальная группировка ГЛОНАСС, так и модернизированная шестиплоскостная орбитальная группировка ЗОА, при обеспечении точности реализации периода при установке навигационного КА в рабочую точку на уровне 0,05 с затраты характеристической скорости на интегральную компенсацию деградации орбитальной группировки за полное время ее активного существования будут минимальными и составят не более 2 м/с, что существенно ниже проектных значений.

Глава 9

Методы синтеза и погрешности реализации навигационных функций при использовании спутниковой радионавигационной системы

Содержание навигационной задачи, решаемой с использованием информации, получаемой от СРНС, как отмечалось выше, сводится к определению пространственно-временных координат потребителя навигационной информации, а также составляющих вектора его скорости. Помимо полной совокупности линейных фазовых координат относительно выбранной базовой системы отсчета, расширенный вектор состояния потребителя должен включать в себя при «беззапросной» технологической схеме также временную поправку шкалы времени потребителя относительно системной шкалы времени [96].

Незнание — не довод.
Невежество — не аргумент.

Б. Спиноза

Раздел IV

Межорбитальные и локальные маневры космических аппаратов

Решение практически любой задачи космического полета в той или иной степени сопряжено с необходимостью выполнения некоторой совокупности орбитальных маневров.

Маневр — это управляемое движение центра масс КА, в результате которого происходит целенаправленное изменение его движения. В зависимости от функционального назначения выполняемого в космосе маневра различают маневры орбитального перехода, корректирующие маневры и маневры сближения.

При выполнении *маневра орбитального перехода* (орбитального маневра) происходит такое изменение параметров движения, при котором КА переходит с заданной начальной орбиты на требуемую промежуточную или конечную. Частными случаями маневров орбитального перехода являются маневры, обеспечивающие выведение КА в заданную точку пространства, и маневры схода аппарата с орбиты для осуществления последующего спуска на поверхность Земли или другой планеты.

Целью *корректирующего маневра* (коррекции) является «исправление» движения. В отличие от маневра орбитального перехода коррекция не предполагает изменения направления полета. Задача коррекции ограничивается исправлением ошибок реальной траектории движения КА по отношению к расчетной (номинальной) траектории. В случае, когда природа возникновения ошибок достаточно хорошо изучена, а их значение удастся определить с высокой степенью точности, процесс коррекции оправданно рассматривать как детерминированный.

Маневр сближения определяют как процесс, при котором осуществляется встреча КА с другим КА или выведение его в некоторую окрестность объекта встречи с заданными характеристиками относительного движения. Сближение, завершающееся встречей КА на орбите, относят к числу наиболее сложных научно-технических проблем космонавтики, имеющих важное значение для успешного освоения космического пространства. Для современных и перспективных КА маневр сближения не ограничивается обязательно последующим непосредственным их контактом. При сборке, профилактическом обслуживании, транспортировке строительных модулей орбитальной станции, выполнении спасательных и ряда других операций маневрирование можно осуществлять не только для встречи, но и для удаления на требуемое расстояние, обеспечения совместного полета и облета КА.

Все маневры КА, осуществляемые в окрестности другого КА, можно выделить [153] в отдельный класс *локальных маневров*. В отличие от локальных орбитальные и корректирующие маневры, обладающие общностью, обусловленной единым характером граничных условий движения, относят к классу *межорбитальных маневров*.

Задача выполнения любого из рассмотренных маневров как управляемого движения КА может быть сформулирована в следующей постановке: определить значение и направление управляющего воздействия, переводящего КА из фиксированного начального состояния в заданное конечное за фиксированное

время. Выполнение любого из маневров КА предполагает реализацию навигационного обеспечения полета.

Термин **«навигационное обеспечение полета»** применительно к решению задач маневрирования КА наиболее часто используют по отношению к неавтономной навигации, т. е. к процессу навигации, осуществляемому с помощью НКИК. Реализуемое с его помощью командное телеуправление позволяет решать как задачи межорбитального маневрирования (орбитальные переходы, «поддержание» орбиты, дальнейшее наведение при сближении КА, коррекция полета лунных и межпланетных КА и т. д.), так и задачи локальных маневров.

При обеспечении навигации бортовыми средствами КА, работающими независимо от наземных систем и средств связи, обычно используют понятие *автономная навигация* [1, 114, 124]. Наличие автономной навигации не исключает возможности использования КИК для получения первичной информации.

В любом случае технической реализации процесса навигации точность выполнения маневра непосредственно определяется точностью воспроизведения (физического или математического, для бесплатформенных систем или моделирования) на борту КА выбранных базисных направлений [1, 49, 64, 78]. В качестве сопровождающей системы координат при этом можно использовать различные координатные трехгранники осей, задаваемые на борту, как правило, с помощью ориентированной (выставленной) платформы, изолированной от углового движения корпуса КА с помощью карданова подвеса. Физическое моделирование координатных осей применяют не только в задачах инерциальной навигации, но также и при ориентации «развязанного» координатора, предназначенного для определения параметров относительного движения КА в процессе сближения, наведения различного рода оптических систем: телескопа, секстантов, астропеленгаторов на выбранные светила в процессе астронавигации и т. д.

Воспроизведение на борту КА выбранной системы отсчета предполагает не только придание платформе соответствующей ориентации, но и высокоточное поддержание ее в течение цикла навигации. При этом необходимо определить текущую ориентацию платформы на основе обработки измерительной информации, выполнить коррекцию и управление поддержанием ее ориентации с помощью специальной, часто весьма сложной, системы автоматического регулирования.

Уровень конкретизации при изложении перечисленных вопросов определяют ориентированностью материала на задачи либо проектной, либо оперативной (исполнительной) баллистики, цель которой — баллистическое обеспечение реального полета. Последнее требует привлечения высокоточных и достаточно громоздких математических моделей движения, отвечающих условию достижения требуемой точности полета современных КА. Задачи проектной баллистики, которым посвящен разд. IV, не требуют столь высокой степени детализации и могут быть обсуждены в рамках подхода, отвечающего задаче двух тел (см. гл. 2).

Глава 10

Маневры орбитального перехода

Теория маневров орбитального перехода имеет предысторию, начало которой относится к 20-м гг. прошлого столетия. В частности, именно в эти годы было впервые введено широко применяемое впоследствии понятие «*импульсные маневры*», использованное рядом авторов при исследовании проблем движения межпланетных КА в сфере действия Солнца. Обоснованность введения гипотезы о мгновенном изменении значения и направления вектора скорости при выполнении такого маневра базировалась на том, что время работы двигателя, требуемое для изменения скорости межпланетного КА на необходимую величину, мало по сравнению со временем его перехода с орбиты одной планеты на орбиту другой.

Следующим фундаментальным результатом данной теории послужили исследования В. Гомана (В. Хоманна) [168] в области обоснования оптимальности так называемого «гомановского перехода» между компланарными (лежащими в одной плоскости) круговыми орбитами. Этот переход основывался на идеализированной двухимпульсной схеме, предусматривающей приложении импульсов в начале и в конце маневра по касательной соответственно к начальной и конечной орбитам КА.

Траектория перехода представляла собой полуэллипс с перицентром на начальной и апоцентром на конечной орбите (см. гл. 4). Строго говоря, В. Гоман, утверждая, что предложенная им схема требует для реализации наименьшего потребного суммарного импульса, не привел математического доказательства ее энергетической оптимальности. Это было сделано значительно позднее Д. Лоуденом.

Последующие исследования, выполненные А. Штернфельдом, показали, что если отношение радиусов конечной и начальной орбит превосходит некоторое значение, то может существовать и более экономичная, чем двухимпульсная, трехимпульсная схема межорбитального перехода по так называемой обходной переходной орбите. Необходимо отметить и интересный результат, полученный Ф.А. Цандером в части минимизации энергетических затрат для одноимпульсного маневра перехода с начальной на конечную компланарную орбиту, имеющие общую точку.

К середине 1970-х гг. данный раздел теории космического полета получил исчерпывающее развитие в трудах многих отечественных и иностранных исследователей. Наиболее полное его изложение содержится в работах К. Эрике [168], В.М. Пономарева [116], В.В. Ивашкина [57], В.А. Ильина, Г.Е. Кузмака [58] и других ученых.

Ниже приведена краткая классификация различных типов маневров орбитального перехода (переходы).

В зависимости от взаимного расположения и видов (геометрических характеристик) начальной и конечной орбит:

с компланарным случаем. Сколь-нибудь завершенной общей теории оптимальных импульсных программ пространственного маневра не существует. Решения ищут обычно в каждом конкретном случае с учетом граничных условий и целевого назначения полета. Обобщение результатов анализа некоторых задач такого типа приведено в работе [116].

Глава 11

Корректирующие маневры

Вследствие действия возмущающих факторов реальная траектория полета (орбита КА) всегда будет отличаться от расчетной. Если различия превосходят допустимые отклонения, отвечающие конкретному целевому назначению полета, возникает необходимость коррекции (исправления) отдельных требуемых характеристик движения. Практическое осуществление коррекции основано на результатах измерений и определении параметров фактической орбиты КА.

Так же, как и маневры орбитального перехода, корректирующие маневры можно выполнять под действием непрерывной или импульсной тяги. Допущение об импульсном характере изменения скорости полета при проведении коррекции даже более обоснованно, чем при решении предшествующих задач. Однако это допущение применимо только в том случае, когда ошибки в определениях параметров орбиты, обусловленные этим предположением, соизмеримы с ошибками, вызываемыми методическими погрешностями реализуемого расчетного алгоритма. Как правило, при решении задач коррекции предполагают, что исправлению подлежат параметры маловозмущенной траектории, расчет которых может быть проведен на основе применения теории малых возмущений. Это дает основание считать, что гипотеза об импульсной коррекции в большинстве случаев правомерна.

Поскольку текущее состояние КА в полете характеризуется шестью параметрами кеплерова движения либо шестью фазовыми координатами (тремя координатами, определяющими местоположение КА, и их производными), для осуществления полной коррекции необходимо шестипараметрическое (по числу параметров) управляющее воздействие. Однако управляющими параметрами в точке коррекции могут быть только три компонента вектора скорости. Таким образом, для исправления всех шести параметров потребуется как минимум двукратное включение корректирующей двигательной установки. Только в идеальном случае (без учета ошибок прогноза и проведения коррекции) возможно полное устранение выявленных отклонений фазовых координат либо параметров движения в заданной точке. Такой подход, при котором ошибки прогноза и проведения коррекции не учитываются, соответствует детерминированному подходу к расчету корректирующих воздействий. Их значения, требуемые, например, для оценки энергетических затрат, могут быть

Глава 12

Навигационное обеспечение и автономная навигация при выполнении межорбитальных маневров космических аппаратов

В теории космической навигации приняты с некоторой долей условности два направления навигационного обеспечения, различающиеся в зависимости от степени близости орбит КА к поверхности планеты, получившие название околопланетной и межпланетной навигации. В первом приближении можно считать [162], что околопланетная навигация ограничивается условиями, когда расстояния между КА и навигационной точкой, относительно которой определяют параметры движения, соизмеримы с радиусом планеты, а при межпланетной навигации эти расстояния значительно превышают ее размеры.

Околопланетная навигация делает возможным проведение измерений и обработку информации как на борту КА, так и в навигационной точке. Первому случаю соответствует *схема самоопределения*, поскольку решение навигационной задачи осуществляют без привлечения средств, расположенных вне борта КА, второму — *схема иноопределения*, так как навигационные определения проводят не в пункте расположения объекта, а в каком-то ином по отношению к нему месте.

На начальных этапах развития космической техники навигационные измерения осуществляли исключительно с помощью наземных средств, что позволило реализовать высокую точность навигации при простейшем составе, а следовательно, и при максимальной надежности бортовых систем. Однако по мере увеличения числа пусков КА пропускная способность НИПов оказалась недостаточной, что стимулировало развитие методов самоопределения, причем это касалось как околопланетной, так и межпланетной навигации. Последняя характеризуется применительно к реализации схемы иноопределения значительной протяженностью каналов передачи сигналов, что требует использования передатчиков большой мощности, приемников высокой чувствительности, применения пространственной и частотной селекции.

Вследствие удаленности полета АМС от Земли повышается значение естественных навигационных точек с неограниченными запасами энергии (Солнце, звезды), что, в свою очередь, усиливает стремление к расширению автономных возможностей КА данного типа. Все это не исключает полностью использования командных методов управления и схему иноопределения как средства навигационного обеспечения полета.

Вместе с тем при общности с околосредней навигацией межпланетная навигация отличается от нее возможным составом измеряемых параметров. Здесь не используют измерения высоты полета, разности расстояний до двух поверхностных навигационных точек или скорости их изменения. В то же

Следовательно, Delta-DOR соответствует измерению угла $\Delta\beta$, т. е.

$$\Delta\beta \approx -\frac{c \text{ Delta-DOR}}{B \sin \beta}.$$

Если две базы, на которых проводят радиоинтерферометрические измерения, являются квазиортогональными, т. е. расположенными вдоль меридиана и параллели Земли, а такими приблизительно можно считать базы \mathbf{B}_{gm} , \mathbf{B}_{gc} , то углы β_1 и β_2 можно рассматривать как квазиортогональные сферические координаты АМС относительно квазара.

Точность измерения угла $\Delta\beta_1$ зависит как от точности собственно измерений Delta-DOR, так и от точности знания длины базы (\mathbf{B}) и ее ориентации в пространстве (углы β_1 и β_2). Поэтому при обработке Delta-DOR-измерений особую значимость приобретает точность вычисления положений измерительных станций. При этом с максимально возможной точностью должны быть учтены прецессия, нутация и движение полюсов (т. е. осуществлена привязка станций к геоцентрической системе координат эпохи 1950.0), а также переход к инерциальной системе координат, определяемой теми же планетными теориями движения, которые были использованы и для привязки каталогов квазаров.

Следует отметить, что при реализации эксперимента «Ллоцман» ошибка изменений углов $\Delta\beta$ для КА «Вега» составила порядка $0,035''$. Разрешение системы «Радиоастрон» достигает 8 мкс дуги.

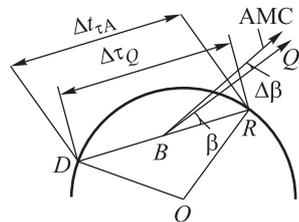


Рис. 12.11. К определению задержки $\Delta\tau_Q$ при наблюдении АМС с использованием радиоинтерферометрических измерений Delta-DOR

Глава 13

Маневры сближения и встреча космических аппаратов на орбите

Осуществление операции встречи КА на орбите обычно связано с необходимостью управления их относительным движением, в результате которого создаются условия для их совместного полета. Причем под совместным полетом будем понимать как движение при наличии между несколькими КА физического контакта (полет «в связке» или в состыкованном состоянии), так и движение на некотором расстоянии один от другого (совместный групповой

Как много дел считались невозможными,
пока они не были осуществлены.

Плиний Старший

Раздел V

Снижение и посадка космических аппаратов на поверхность планет

Большинство КА, запускаемых с Земли на околоземные орбиты или межпланетные траектории, в конце полета должны совершить посадку на поверхность планеты (Земли, Марса, Венеры и др.). Снижение и посадка КА является ответственным этапом космического полета, так как от его успешной реализации зависит выполнение дальнейшей программы полета, а также сохранение и доставка на Землю результатов исследований и уникальных научных экспериментов. Значимость этого этапа несравнимо увеличивается, если на борту КА находятся космонавты.

Этап снижения и посадки КА на поверхность любого небесного тела называют спуском. Его можно рассматривать формально как обратный процесс по отношению к старту КА с поверхности планеты. Такой подход возможен только с математической точки зрения, но в действительности физические процессы настолько отличаются, что для изучения спуска разработали и используют специальные методы исследования. Основными отличительными особенностями спуска КА являются: большой уровень кинетической энергии, которую необходимо погасить за конечный интервал времени; большие динамические и тепловые нагрузки на экипаж, бортовую аппаратуру и конструкцию спускаемого аппарата (СА); быстротечность и необратимость процесса спуска, что повышает цену возможной ошибки и предъявляет высокие (жесткие) требования к системе управления спуском.

Глава 14

Спуск космического аппарата с орбиты искусственного спутника Земли

В общем случае задачу спуска формулируют следующим образом: КА, движущийся по орбите ИСЗ, необходимо мягко посадить в заданном районе земной поверхности, выдержав некоторые дополнительные условия и ограничения. Отсюда вытекает требование выполнения одного из основных условий, заключающегося в том, что скорость встречи КА с Землей должна быть близка к нулю. В результате на участке спуска должна быть погашена практически вся энергия, уровень которой чрезвычайно высок. Действительно, простые расчеты показывают, что только кинетическая энергия составляет около 10^9 Дж на каждый килограмм массы КА, находящегося на орбите ИСЗ. Это и определяет все основные проблемы возвращения.

В сформулированном виде задача возврата, на первый взгляд, действительно обратна задаче выведения на орбиту ИСЗ, т. е. если при выведении используют тягу реактивных двигателей для увеличения скорости и подъема КА, то при посадке подобные двигатели уменьшают скорость и спускают КА. Однако использование этого «активного способа торможения» сопряжено с огромными затратами топлива, так как, прежде чем спустить КА, его надо

Глава 15

Особенности спуска на поверхность Земли
с лунных и межпланетных траекторий возвращения

При реализации полетов КА к другим небесным телам Солнечной системы (к Луне, планетам, астероидам, кометам) в некоторых случаях предусматривают возвращение на Землю какой-то части КА (например, при доставке грунта с Луны на советских автоматических межпланетных станциях (АМС) «Луна»). Обязательным требованием при этом является надежная посадка СА в заданном, специально выбранном районе Земли.

При анализе траекторий возвращения прежде всего рассматривают возможную скорость подлета к Земле и так называемый коридор входа.

При возвращении от Луны скорость входа близка ко второй космической скорости ($V_{\text{вх}} \approx 11$ км/с), а при возвращении от других небесных тел — превышает ее ($V_{\text{вх}} > 11,2$ км/с). В последнем случае скорость входа называют гиперболической, так как траектория возвращения КА относительно Земли является кеплеровой разомкнутой орбитой, аппроксимируемой гиперболой. Соответственно траекторией возвращения от Луны является парабола. В результате возвращающийся от Луны КА входит в атмосферу Земли с параболической (точнее, околопараболической) скоростью, в то время как возвращающийся от планет КА — с гиперболической скоростью. Диапазон скоростей входа $V_{\text{вх}} > 11,2$ км/с называют также диапазоном гиперболических скоростей возвращения.

15.1. Коридор входа

Основной характеристикой, широко используемой при анализе различных задач спуска, является *ширина коридора входа*, или *коридор входа*. Для его определения удобно использовать высоту условного перицентра (рис. 15.1), которая является высотой перицентра h_{π} подлетной кеплеровой траектории, рассчитанной при предположении отсутствия у планеты атмосферы. Между высотой условного перицентра h_{π} и углом входа $\theta_{\text{вх}}$ существует функциональная зависимость, позволяющая при фиксированной скорости входа однозначно определять любой из этих параметров на границе атмосферы h_a :

$$h_{\pi} = a(e - 1) - R,$$

$$\text{где } e = \sqrt{1 - k_{\text{вх}}(2 - k_{\text{вх}})\cos^2\theta_{\text{вх}}}; \quad k_{\text{вх}} = \frac{r_{\text{вх}}V_{\text{вх}}^2}{\mu}.$$

Верхнюю границу коридора входа $h_{\pi}^{(в)}$ характеризуют максимальным, а нижнюю $h_{\pi}^{(н)}$ — минимальным значением высоты условного перицентра (см. рис. 15.1). Ширину коридора входа рассчитывают как разность этих высот:

Глава 16

Особенности спуска космического аппарата в атмосферах планет

В настоящее время способ гашения энергии КА с использованием аэродинамического торможения при спуске на поверхность планет, окруженных атмосферой, как энергетически оптимальный является оптимально приемлемым. Однако применение его для посадки на конкретную планету имеет свои специфические особенности, неучет которых приводит к тому, что задача безопасной посадки может быть существенно затруднена и даже невыполнима.

16.1. Основные подходы к проведению исследований

Для выявления основных особенностей движения КА в атмосфере планеты используют следующий прием. Проводят расчет траекторий спуска для наиболее простого типа СА — баллистического. При этом оценивают значения основных траекторных параметров спуска — скорости, высоты полета, перегрузки, тепловых потоков (конвективных, радиационных и суммарных) и температуры. Эти параметры связаны с основными критериями, на которые ориентируются разработчики при создании СА. Например, значение скорости спуска на заданной высоте полета определяет требования к выбору вида системы мягкой посадки (СМП); значение перегрузки обуславливает требования к прочностным характеристикам элементов конструкции СА; значения тепловых потоков и температур, действующих на СА, влияют на выбор системы теплозащиты. Кроме того, числовое значение каждого из параметров влияет на массу соответствующих систем и конструктивных элементов СА.

Проводя сравнение приведенных выше параметров, можно выявить косвенным образом основной критерий, которым руководствуются разработчики. При этом для каждой из рассматриваемых планет Солнечной системы основной критерий, которому нужно удовлетворять при проектировании СА, может быть различным [46]. Объясняется это различием физических условий снижения СА: характеристик атмосферы, изменением ее плотности, температуры и давления в зависимости от высоты над поверхностью планеты; различием газового состава; наличием ветров, пылевых бурь; уровнем влажности и т. д. Кроме этого, надо учитывать геометрические размеры планет, их массовые характеристики и соответственно силы притяжения на каждой из них. Различие физических условий движения КА в атмосфере также может быть вызвано различной скоростью подлета СА к плотным слоям атмосферы.

Ниже приведены специфические особенности снижения СА в атмосфере двух планет — Марса и Юпитера, а также обсуждаются выявленные основные задачи спуска и способы их решения. Эти две планеты являются диаметрально противоположными по своим физическим характеристикам и условиям подлета СА к плотным слоям их атмосфер. Действительно, плотность

Лишь в конце работы мы обычно узнаем, с чего нужно было ее начинать.

Б. Паскаль

Раздел VI

Баллистико - навигационное обеспечение управления полетом космических аппаратов

Важнейшей и неотъемлемой частью реализации как любой космической программы в целом, так и полетов отдельных КА в рамках каждой из них, является баллистико-навигационное обеспечение (БНО) космического полета. БНО — самостоятельный с высоким уровнем практической направленности раздел науки, отражающий постановку задач, методов и алгоритмов их решения, а также комплекса технологических и вычислительных процедур, используемых при проведении всего цикла исследовательских, проектно-конструкторских и расчетных работ на этапах подготовки, планирования, осуществления и анализа промежуточных, а также конечных результатов космического полета в части, связанной с динамикой его движения.

Наиболее общей и широко применяемой для современных КА является комбинированная схема управления полетом. Причем под **управлением космическим полетом** в контексте обсуждаемых в данном учебнике проблем понимают [66, 67, 122, 143] полную совокупность выполняемых операций и осуществление комплекса мероприятий, обеспечивающих решение поставленных перед полетом научных и прикладных задач с момента выведения КА на орбиту до передачи результатов полета заинтересованным потребителям.

В приведенном выше определении комбинированной системы управления полетом обычно выделяют три управленческих звена: наземные средства в виде наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ), экипажа КА и бортовых средств в виде бортового контура управления (БКУ). К достоинствам комбинированной схемы можно отнести:

- резервирование способов и средств управления, повышающее надежность выполнения задач полета и его безопасность;
- обеспечение возможности максимального освобождения экипажа от функций управления при выполнении стандартных операций полета;
- представление экипажу возможности непосредственного выполнения основных функций управления полетом при осуществлении наиболее сложных операций и фаз полета.

Таким образом, хотя в процессе пилотируемого космического полета не исключается функционирование КА в сугубо автономном режиме, управление полетом не может быть осуществлено без широкого и, главное, эффективного использования наземных средств. Это обусловлено прежде всего тем, что возможности наземных средств несоизмеримо шире по сравнению с бортовыми средствами КА.

Текущее управление полетом, осуществляемое в реальном либо, по крайней мере, на ограниченно малом отводимом для этого интервале времени, трактуется как **оперативное управление полетом**. Процесс управления полетом, в том числе оперативный, предполагает использование технических средств, объединенных в автоматизированную (полуавтоматическую) командную систему управления, элементом которой, соответствующим единой в территориальном отношении структуре, является Центр управления полетами (ЦУП), оснащенный мощными информационно-вычислительными средствами, узлом связи с наземными измерительными пунктами (НИП) командно-измерительного комплекса (КИК), комплексами инженерного обеспечения всех средств, располагающий помещениями для работы главной оперативной группы управления (ГОГУ) и специализированных служб [63, 76].

Эффективность работы НАКУ в значительной степени определяется научно-техническим уровнем его программно-математического обеспечения (ПМО).

Под ПМО НАКУ принято понимать совокупность алгоритмов системных и прикладных программ, описаний и инструкций, обеспечивающих автоматизированное решение задач планирования полета, баллистико-навигационного обеспечения, диагностики работы подсистем формирования командно-программной информации, обработки данных телеметрии, а также организацию информационных и вычислительных процессов в сети НАКУ и орбитального объекта при рациональном распределении управления между бортовыми и наземными контурами системы управления КА.

Обсуждение проблем БНО, наряду с проблемами управления космическими полетами, по отношению к которому БНО выступает как один из видов обеспечения, должно включать в себя:

- научно-теоретические аспекты формулировки и решения системных задач, входящих в реально функционирующую сложную автоматизированную систему управления (АСУ) БНО;
- математические и модельные аспекты функционирования НАКУ в целом и автоматизированной системы управления технологическим циклом БНО в частности;
- организационно-техническую сторону оперативного управления полетом, включающую обеспечение наилучшего взаимодействия специалистов и служб на всех этапах полета, а также передачу на борт необходимой баллистической информации, дистанционное управление КА с Земли, а также координацию работы наземных средств слежения за КА и систем обработки поступающей с него информации.

Глава 17

Технологии управления космическим полетом и место баллистико-навигационного обеспечения в общем контуре управления

Практическое применение БНО этапа оперативного управления должно быть адаптировано под конкретную технологию управления КП [6, 17, 23, 24, 29, 56, 122, 142]. Ниже приведены краткий обзор существующих типов технологий и анализ их достоинств и недостатков.

К настоящему времени известны и достаточно широко обсуждаются в специальной литературе четыре основных типа технологий, отличающихся высоким уровнем точности, надежности и экономичности (требуемыми затратами на осуществление процесса управления):

- многопунктная территориальная с непосредственным управлением полетом;

Информационный обмен реализуют по согласованным форматам данных [например, 121], что обусловлено не только большим числом различных задач и типов передаваемой информации, но также требованиями удобства контроля и использования данных в автоматизированных информационно-вычислительных комплексах (ИВК). Территориально распределенные технические и вычислительные средства баллистической службы соединены специализированными каналами связи и локальными сетями в единый баллистический ИВК.

Глава 18

Методические особенности решения баллистико-навигационных задач при оперативном управлении космическим аппаратом

Рассмотренные в гл. 17 основные задачи БНО управления полетом можно разделить на два направления:

- 1) непосредственное определение для изменения параметров движения КА в пространстве в текущий или заранее заданный моменты времени;
- 2) получение всех сопутствующих баллистических данных при предположении известного движения КА.

Наибольшие сложности возникают при решении задач первого направления, так как они охватывают всю динамику движения КА.

Задачи второго направления связаны с расчетом «стандартной баллистической информации» (СБИ). Номенклатура их весьма обширна, начиная от времени существования КА и кончая такими специфическими вопросами, как, например, определение времени или высоты его пролета над каким-то районом Земли (или планеты), определение освещенности КА на орбите и т. д. Получение СБИ не столь сложно, так как основано на самых общих законах космической баллистики с учетом возможной специфики конкретных объектов, но зачастую сопряжено с большим объемом вычислений.

Таким образом, собственно БНО начинается с момента запуска КА или АМС в космос. Но этому предшествует огромная подготовительная работа, включающая в себя, по крайней мере, два этапа баллистического проектирования полета и его баллистического планирования.

Работы первого этапа начинают с момента, когда принято решение о проведении той или иной экспедиции (миссии). После проведения этих работ можно приступить к этапу баллистического планирования полета КА. Лишь осуществив весь комплекс подготовительных работ, можно переходить непосредственно к этапу обеспечения оперативного управления космическим полетом.

После завершения полета КА начинают этап послеполетного анализа полученных результатов. К его задачам относят, в частности:

- точное восстановление траектории (орбиты) КА по совокупности результатов измерений и дополнительных телеметрических данных с учетом уточненных параметров используемых моделей;

Глава 19

Баллистико-навигационное обеспечение возвращения на землю космических аппаратов, выработавших свой ресурс

Выведение любого КА на орбиту ИСЗ по истечении срока его эксплуатации заканчивается возвращением КА или его фрагментов на поверхность Земли. Для КА, спуск которых заранее запланирован, в настоящее время нет принципиальных проблем, мешающих реализации этого процесса. Эти КА оборудуют специальными системами, необходимыми для решения данной задачи: прежде всего системой управления и силовой (двигательной) установкой с необходимым запасом топлива. В определенный момент времени КА ориентируется, стабилизируется, а затем в фиксированное время и в заданном направлении с помощью ДУ ему сообщается тормозной импульс строго определенного значения, и КА переводится на траекторию спуска, входит в плотные слои атмосферы и осуществляет либо мягкую посадку в заданном районе поверхности Земли, либо разрушается и сгорает в атмосфере, и только некоторые несгоревшие элементы достигают поверхности. Таким образом осуществлены сотни пилотируемых и беспилотных посадок КА, специальных капсул, а также ТК типа «Прогресс».

Гораздо сложнее может обстоять дело с крупногабаритными космическими конструкциями, специальное возвращение которых заранее не предусматривается и они не снабжены ни специальными системами, ни топливом [54]. Практика космических полетов показывает, что значительная часть таких КА после прекращения работы с ними по тем или иным причинам, например после выработки ресурса КА, превращается в космический мусор; за счет естественного аэродинамического торможения они постепенно снижаются и входят в плотные слои атмосферы случайным образом, т. е. точка входа и соответственно район падения КА заранее неизвестны. Только за несколько витков до входа в атмосферу можно с некоторой вероятностью определить этот район (табл. 19.1).

Спуск в плотных слоях атмосферы сопровождается значительными динамическими и тепловыми воздействиями на крупногабаритную конструкцию КА, в результате чего она разрушается, затем происходит полное или частичное сгорание образовавшихся фрагментов в атмосфере. В тех случаях, когда конструкция КА (его системы, бортовое оборудование и пр.) такова, что до Земли долетает значительная часть их несгоревших элементов, учитывая значительные скорости подлета к поверхности (десятки и даже сотни метров в секунду), подобные объекты следует направлять в максимально безопасные районы, например в свободные от судоходства районы акватории Мирового океана.

Однако на практике это не всегда возможно, и полностью избежать нежелательных последствий не удастся. Поэтому задача «цивилизованного» затопления во многих случаях не имеет однозначного решения, и даже если оно найдено, то всегда сопряжено с некоторым риском.

Литература

Основная (рекомендуемая)

Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987.

Бранец В.Н., Севастьянов Н.Н., Федулов Р.В. Лекции по теории систем ориентации, управления движением и навигации: учеб. пособие. Томск: Изд-во ТГУ, 2013.

Власов С.А., Мамон П.А. Теория полета космических аппаратов: учеб. пособие. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2007.

Механика космического полета / М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перельгин и др.: учебник // под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989.

Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов: учебник. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Дрофа, 2004.

Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990.

Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами: учеб. пособие; в 2 ч.; под ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, часть I, 2009; часть II, 2010.

Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. 2-е изд. М.: Либроком, 2011.

Дополнительная

1. Автономная навигация космических аппаратов / Г.П. Аншаков, В.П. Петрищев, А.Д. Голяков и др.; под ред. А.Н. Кирилина. Самара: ЦСКБ–Прогресс, 2011.

2. *Агаджанов П.А.* Командно-измерительный комплекс. М.: Знание, 1979.

3. *Аксенов Е.П.* Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1977.

4. *Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г., Ярошевский В.А.* Маневрирование космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1970.

5. *Архипенков С.Я., Семченко В.Ф.* Выбор оптимального варианта построения СНС с использованием имитационного моделирования // Космонавтика и ракетостроение. 1997. Вып. 9. С. 186–190.

6. *Бабишин В.Д.* Методические основы синтеза технологий автоматизированного управления космическими аппаратами в условиях ограниченных ресурсов. М.: Изд-во МГУЛ, 2002.

7. *Баженов В.И., Осин М.И.* Посадка космических аппаратов на планеты. М.: Машиностроение, 1978.

8. *Бажинов И.К., Почукаев В.Н., Поляков В.С.* Космическая навигация. М.: Машиностроение, 1975.

9. *Бажинов И.К., Почукаев В.Н.* Оптимальное планирование навигационных измерений в космическом полете. М.: Машиностроение, 1976.

10. *Бажинов И.К., Ястребов В.Д.* Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «Аполлон». М.: Наука, 1965.

11. *Балахонцев В.Г., Иванов В.А., Шабанов В.Н.* Сближение в космосе. М.: Воениздат, 1973.

12. Балк М.Б. Элементы динамики космического полета. М.: Наука, 1965.
13. Баллистика / С.В. Беневольский, В.В. Бурлов, Л.Н. Лысенко и др.; под ред. Л.Н. Лысенко. Пенза: ПАИИ, 2005.
14. Баллистическое обеспечение космической баллистико-навигационной службы ВКС: сборник. СПб.: ВИКУ им. Н.Ф. Можайского, 1998.
15. Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А. Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975.
16. Бебенин Г.Г., Скребушевский Б.С., Соколов Г.А. Системы управления полетом космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.
17. Бетанов В.В., Янчик А.Г. Навигационно-баллистическое обеспечение испытаний и применения космических аппаратов / под ред. Б.И. Глазова. М.: ВА РВСН, 1993.
18. Бетанов В.В., Яшин В.Г. Математическое обеспечение маневров космических аппаратов. М.: ВА им. Ф.Э. Дзержинского, 1996.
19. Бетанов В.В. К вопросу решения обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения управления КА // Космические исследования. 1996. Т. 34. № 5. С. 524–530.
20. Бетанов В.В., Кудряшов М.И. Практические подходы к решению некорректных задач с приложениями к навигационно-баллистическому обеспечению управления космическими аппаратами. Научно-методические материалы. М.: ВА РВСН, 1997.
21. Бетанов В.В. Введение в теорию решения обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами. М.: ВА РВСН, 1997.
22. Бетанов В.В., Яшин В.Г. Методы решения задачи одно- и двухимпульсного перехода КА на квазикруговую орбиту, заданную средним радиусом // ОНТЖ «Полет». 1999. № 7. С. 26–30.
23. Бетанов В.В., Лысенко Л.Н., Иванов Н.М., Соловьев В.А. Применение теории ультраоператоров при исследовании фундаментальных свойств системы управления баллистико-навигационным обеспечением космических полетов // НТЖ «Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики». 2000. № 2. С. 2–7.
24. Бетанов В.В., Демидов А.С., Ступак Г.Г., Янчик А.Г. Теоретические основы построения автоматизированной системы организационно-технического управления космическими средствами / под ред. А.Г. Янчика. М.: ВА РВСН, 2002.
25. Брандин В.Н., Васильев А.А., Худяков С.Т. Основы экспериментальной космической баллистики. М.: Машиностроение, 1974.
26. Брандин В.Н., Разоренов В.Н. Определение траекторий космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.
27. Беттин Р. Наведение в космосе. М.: Машиностроение, 1966.
28. Глазов Б.И. Автоматизированное управление в больших кибернетических системах. 2-е изд., доп. и перераб. М.: МО СССР, 1981.
29. Говоров Л.В., Щакин В.А. Баллистическое обеспечение систем спутниковой связи. М.: Воениздат, 1984.
30. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / под ред. В.Н. Харисова, А.И. Петрова, В.А. Болдина. 2-е изд. М.: ИПРЖР, 1999.
31. Гончаревский В.С. Радиоуправление сближением космических аппаратов. М.: Советское радио, 1976.
32. Горелик А.Л., Бутко Г.И., Белоусов Ю.А. Бортовые цифровые вычислительные машины. М.: Машиностроение, 1975.
33. ГОСТ Р 25645.167–2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. М.: Стандартинформ, 2005.

34. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета (проблемы оптимизации). М.: Наука, 1975.
35. Дашков А.А., Ивашкин В.В. Об одном замечательном свойстве пучка гиперболических траекторий // Космические исследования. 1965. Т. 3. Вып. 5. С. 684–686.
36. Дегтярь В.Г., Волков В.А. Ракетная концепция системы противoaстероидной защиты Земли. М.: Машиностроение, 2013.
37. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Прикладные задачи теории оптимального управления движением беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.
38. Баллистика и навигация ракет / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко, Н.М. Иванов и др.; под ред. А.А. Дмитриевского. М.: Машиностроение, 1985.
39. Елисеев А.С. Техника космических полетов. М.: Машиностроение, 1983.
40. Ермилов Ю.А., Иванова Е.Е., Пантюшин С.В. Управление сближением космических аппаратов / под ред. Е.П. Попова. М.: Наука, 1977.
41. Технологии навигационно-баллистического обеспечения полетов космических средств: сб. трудов / А.В. Забокрицкий, В.В. Пасынков, С.Л. Пономарев, В.В. Суевалов. Баллистика вчера, сегодня и завтра. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2006. С. 82–97.
42. Звягин Ф.В. Об одном классе орбит в задачах трех и четырех тел // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2010. № 4. С. 105–113.
43. Зеленцов В.В., Казаковцев В.П. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.
44. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Мартынов А.И. Методы теории систем в задачах управления космическим аппаратом. М.: Машиностроение, 1981.
45. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса. М.: Наука, 1977.
46. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Проблемы спуска космических аппаратов в атмосфере планет. М.: Знание, 1972.
47. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Управление межпланетными космическими аппаратами / под ред. Б.Н. Петрова. М.: Мир, 1975. С. 187–216.
48. Иванов Н.М., Митяев Ю.И. Проблемы межпланетных полетов. М.: Знание, 1973.
49. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Дмитриевский А.А. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986.
50. Иванов Н.М., Поляков В.С. Наведение автоматических межпланетных станций. М.: Машиностроение, 1987.
51. Иванов Н.М., Соболевский В.Г. Спускаемый аппарат космического корабля «Союз» (баллистика, динамика и управление полетом) // ОНТЖ «Полет». 2000. № 7. С. 72–83.
52. Иванов Н.М. Развитие новых способов навигации автоматических межпланетных станций // Космонавтика и ракетостроение. 2000. Т. 19. С. 73–75.
53. Иванов Н.М. Особенности развития баллистики и навигации КА и АМС в ЦНИИмаш // Космонавтика и ракетостроение. 2001. Т. 21. С. 72–83.
54. Иванов Н.М. Выбор стратегии управления полетом с возвращением на Землю космических аппаратов, выработавших свой ресурс // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. № 1. С. 94–101.
55. Иванов Н.М. Управление полетом орбитального комплекса «Мир» на завершающем этапе его работы // Известия РАН. Теория и системы управления. 2002. № 4. С. 89–115.

56. *Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.* Назначение и состав баллистико-навигационного обеспечения в структуре технологии управления космическим полетом // Известия РАН. Теория и системы управления. 2004. № 2. С. 156–169.

57. *Ивашкин В.В.* Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстоянии до планет. М.: Наука, 1975.

58. *Ильин В.А., Кузмак Г.Е.* Оптимальные перелеты космических аппаратов. М.: Наука, 1976.

59. *Каменков Е.Ф.* Маневрирование спускаемых аппаратов (гиперболические скорости входа в атмосферу). М.: Машиностроение, 1983.

60. *Колчин И.В., Кочетков В.И., Туманов А.В.* Оборудование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979.

61. Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков и др.; под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996.

62. *Коптев Ю.Н.* Российская космонавтика вчера, сегодня, завтра // ОНТЖ «Полет». 2003. № 1. С. 3–9.

63. Космический научный центр. В 2-х кн.; гл. ред. Г.Г. Райкунов. М.: ЦНИИмаш, 2011.

64. Космическое аппаратостроение: научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / А.Н. Кирилин, Г.П. Аншаков, Р.Н. Ахметов и др.; под ред. А.Н. Кирилина. Самара: Изд. дом «АГНИ», 2011.

65. Космонавтика. Энциклопедия / под ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985.

66. *Кравец В.Г., Любинский В.Е.* Основы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1983.

67. *Кравец В.Г.* Автоматизированные системы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1995.

68. *Кубасов В.Н., Дашков В.В.* Межпланетные полеты. М.: Машиностроение, 1979.

69. *Кубасов В.Н., Данков Г.Ю., Яблонько Ю.П.* Методы сближения на орбите. М.: Машиностроение, 1985.

70. *Кузьмин В.П., Ярошевский В.А.* Оценка предельных отклонений фазовых координат динамической системы при случайных возмущениях. М.: Физматгиз, 1997.

71. *Лебедев А.А., Соколов В.Б.* Встреча на орбите. М.: Машиностроение, 1969.

72. *Лебедев А.А., Красильщиков М.Н., Малышев В.В.* Оптимальное управление движением космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1974.

73. *Лебедев А.А., Нестеренко О.П.* Космические системы наблюдения. Синтез и моделирование. М.: Машиностроение, 1991.

74. *Левантовский В.И.* Механика космического полета в элементарном изложении. М.: Наука, 1980.

75. *Лидов М.Л.* Математическая аналогия между некоторыми оптимальными задачами коррекции траекторий и выбором состава измерений и алгоритмы их решения // Космические исследования. 1971. Т. IX. Вып. 5. С. 3–15.

76. *Лобачев В.И., Почукаев В.Н.* Некоторые теоретические аспекты синтеза и анализа Центра управления полетом. Препринт ИКИ АН СССР, Т-14347. М. 1988.

77. *Лысенко Л.Н., Панкратов И.А.* Обработка результатов измерений в задачах управления движением / под ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1980.

78. *Лысенко Л.Н., Акимов К.В.* Элементы теории аналитического конструирования и исследование динамики гироскопических систем ориентации низкоорбитальных КА // Космические исследования. 1986. Т. XXIV. Вып. 5. С. 702–710.

79. *Лысенко Л.Н., Властовский О.М.* Новый подход к оцениванию функционалов переменных состояния наблюдателем минимальной размерности в присутствии шумов // *Техническая кибернетика*. 1986. № 4. С. 89–93.

80. *Лысенко Л.Н., Кушнарев В.И.* Методы восстановления вектора состояния нелинейной динамической системы по результатам наблюдений // *Автоматика и телемеханика*. 1987. № 2. С. 54–61.

81. *Лысенко Л.И., Панкратов И.А.* Основы спутниковой навигации. М.: Воениздат, 1988.

82. *Лысенко Л.Н.* Проблемы алгоритмизации оптимальных стратегий стохастического управления спускаемым аппаратом // *Оборонная техника*. 1994. № 1. С. 10–15.

83. *Лысенко Л.Н., Парфенов С.В.* Оптимизация низкоорбитальных спутниковых систем периодического обзора // *ОНТЖ «Полет»*. 1998. № 2. С. 31–39.

84. *Лысенко Л.Н., Бетанов Б.В., Иванов Н.М., Соловьев В.А.* Математическое моделирование реализации технологического цикла баллистико-навигационного обеспечения при управлении космическим полетом // *НТЖ «Фундаментальные и прикладные» проблемы космонавтики*. 2000. № 1. С. 37–44.

85. *Лысенко Л.Н., Кузьмин А.В.* О возможности применения теории нечеткого управления при сближении космических аппаратов // *ОНТЖ «Полет»*. 2002. № 5. С. 9–13.

86. *Лысенко Л.Н., Кузьмин А.В.* Сближение космических аппаратов по модифицированному методу двухимпульсной коррекции // *ОНТЖ «Полет»*. 2004. № 2. С. 18–26.

87. *Лысенко Л.Н., Разумный Ю.Н.* Прикладная баллистика спутниковых систем. Состояние и перспективы. Сб. «Баллистика вчера, сегодня, завтра». СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2006. С. 98–110.

88. *Лысенко Л.Н.* Наведение и навигация баллистических ракет. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.

89. *Лысенко Л.Н.* Исторические аспекты создания баллистического обеспечения пусков первых РН и КА конструкции С.П. Королева // *Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем*. 2007. № 2 (24). С. 31–45.

90. *Лысенко Л.Н., Бетанов В.В.* Принципы и основные направления совершенствования наземного автоматизированного комплекса управления космическими полетами // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*. 2011. № 1 (82). С. 17–30.

91. *Лысенко Л.Н., Звягин Ф.В.* Теоретические основы баллистического обеспечения межпланетных полетов с использованием орбит, проходящих в окрестностях точек либрации // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*. 2012. № 3 (88). С. 12–29.

92. *Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В.* Последовательная структурно-параметрическая оптимизация моделей в едином технологическом цикле баллистико-навигационного обеспечения оперативного управления космическими полетами // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*. 2012. № 4 (89). С. 18–32.

93. *Лысенко Л.Н., Звягин Ф.В.* Перспективы использования орбит F-класса при решении задач баллистического обеспечения межпланетных полетов // *ОНТЖ «Полет»*. 2013. № 4. С. 3–9.

94. *Лысенко Л.Н., Корянов В.В., Райкунов К.Г.* Применение теории стохастической коррекции орбит при планировании проектно-баллистического обеспечения межпланетных миссий // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2013. Вып. 3. URL:<http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/621.html>

95. *Лысенко Л.Н., Райкунов К.Г.* Рациональная структура спутниковой группировки орбитального сегмента информационной системы астероидной безопасности Земли // ОНТЖ «Полет». 2014. № 1. С. 37–44.
96. *Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В.* Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.
97. *Макаренко Д.М., Потюпкин А.Ю.* Системный анализ космических аппаратов: учеб. пособие. М.: МО РФ, 2007.
98. *Максимов Г.Ю.* Теоретические основы разработки космических аппаратов. М.: Наука, 1980.
99. *Мартиросов М.Г., Поляков В.С.* Оценка точности прогнозирования траекторий межпланетного перелета. Сб. статей «Некоторые вопросы теории космических полетов» / под ред. И.К. Бажинова. 1971. Вып. 4. С. 11–18.
100. *Машиностроение. Энциклопедия: в 2 кн. Кн. 1: Ракетно-космическая техника.* А.П. Аджян, Э.Л. Аким, О.М. Алифанов и др.; под ред. В.П. Легостаева. М.: Машиностроение, 2012.
101. *Мишин В.П., Осин В.И.* Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.
102. *Можжаев Г.В.* Синтез орбитальных структур спутниковых систем: теоретико-групповой подход. М.: Машиностроение, 1989.
103. *Мудров В.И., Кушко В.Л.* Методы обработки измерений. М.: Советское радио, 1976.
104. *Навигация, наведение и стабилизация в космосе* / под ред. Д.Э. Миллера. М.: Машиностроение, 1970.
105. *Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс».* И.К. Бажинов, В.П. Гаврилов, В.Д. Ястребов и др. М.: Наука, 1985.
106. *Назаренко А.И., Скребушевский Б.С.* Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1981.
107. *Назаренко А.И.* Моделирование техногенного загрязнения околоземного космического пространства // *Астрономический вестник*. 2002. Т. 36. № 6. С. 555–564.
108. *Назаренко А.И.* Погрешности прогнозирования движения спутников в гравитационном поле Земли / под ред. Р.Р. Назирова. М.: Институт космических исследований РАН, 2010.
109. *Основы теории полета космических аппаратов.* В.С. Авдуевский и др.; под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.
110. *Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли* / под ред. М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1974.
111. *Особенности баллистико-навигационного обеспечения управления орбитальным комплексом «Мир» на этапе завершения его полета* // Н.А. Анфимов, Н.М. Иванов и др.; Т. 25; *Космонавтика и ракетостроение*. М.: ЦНИИмаш, 2001. С. 11–32.
112. *Пилотируемая экспедиция на Марс* / под ред. А.С. Коротеева. Москва–Королев: Изд-во РАКЦ, 2006.
113. *Плотников Ю.И., Воробьев С.Н., Егоров Е.С.* Математические методы обоснования оперативно-тактических решений. М.: ВА РВСН им. Петра Великого, 1992.
114. *Повышение автономности и безопасности полетов пилотируемых космических станций и кораблей за счет внедрения интегрированной системы искусственного интеллекта в бортовые комплексы управления.* В.П. Легостаев, Е.А. Микрин, И.П. Федосеев и др. Труды 5-й Междунар. конф. «Авиация и космонавтика–2006». М.: 2006. С. 38.

115. Полет космических аппаратов. Примеры и задачи: 2-е изд. / под общей ред. Г.С. Титова. М.: Машиностроение, 1990.
116. *Пономарев В.М.* Теория управления движением космических аппаратов. М.: Наука, 1965.
117. *Попович П.Р., Скребушевский Б.С.* Баллистическое проектирование космических систем. М.: Машиностроение, 1987.
118. *Перфильев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И.* Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987.
119. Проблемы входа с гиперболическими скоростями и управление с прогнозированием. Н.М. Иванов, Л.А. Бочаров, В.Г. Соболевский и др. Препринт 71–79. Киев. ИКИ АН УССР, 1971.
120. Программно-математическое обеспечение автоматизированной системы управления космическими полетами / под ред. Д.А. Ловцова. М.: ВА им. Ф.Э. Дзержинского, 1995.
121. Протокол информационного обмена между КС ЦУП-М и БВС БКУ РСУС «Регул-ОС». М.: РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 1999.
122. *Почукаев В.Н., Сердюков А.М.* Баллистико-навигационное обеспечение полета космического аппарата // *Космонавтика и ракетостроение*. 1997. № 9. С. 103–116.
123. *Почукаев В.Н.* О некоторых тенденциях в развитии систем управления космическими аппаратами // *Космонавтика и ракетостроение*. 2000. № 20. С. 32–34.
124. Радиоуправление реактивными снарядами и космическими аппаратами. Л.С. Гуткин, Ю.П. Борисов, А.А. Балуев и др.; под ред. Л.С. Гуткина. М.: Советское радио, 1968.
125. *Разыграев А.П.* Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. М.: Машиностроение, 1977.
126. *Разоренов Г.Н.* Введение в теорию оценивания состояния динамических систем по результатам измерений. М.: МО СССР, 1981.
127. *Разумный Ю.Н.* Синтез орбитальных структур спутниковых систем периодического обзора / под ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000.
128. *Райкунов Г.Г.* Баллистическое обеспечение обслуживания системы летательных аппаратов, движущихся по круговой орбите. М.: Наука, 2002.
129. Ракетно-космическая техника. Информационные системы и технологии. В 2-х т.; под общ. ред. М.И. Макарова. М.: НИИ КС им. А.А. Максимова, 2012.
130. *Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н.* Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974.
131. *Решетнев М.Ф.* Развитие спутниковых радионавигационных систем // *Инф. бюллетень НТЦ «Интернавигация»*. 1992. С. 6–10.
132. *Рой А.* Движение по орбитам. М.: Мир, 1981.
133. *Романтеев А.Ф., Хрунов Е.В.* Астрономическая навигация пилотируемых космических кораблей. М.: Машиностроение, 1976.
134. *Рябов Ю.А.* Движение небесных тел. М.: Наука, 1977.
135. *Себехей В.* Теория орбит: ограниченная задача трех тел: пер. с англ.; под ред. Г.Н. Дубошина. М.: Наука, 1982.
136. *Семенов Ю.П., Гориков Л.А.* Концепция марсианской экспедиции // *ОНТЖ «Полет»*. 2001. № 11. С. 12–18.
137. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С. Шебшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич и др.; под ред. П.П. Дмитриева и В.С. Шебшаевича. М.: Радио и связь, 1982.
138. *Сихарулидзе Ю.Г.* Баллистика летательных аппаратов. М.: Наука, 1982.

139. *Сихарулидзе Ю.Г.* Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011.
140. *Скребушевский Б.С.* Формирование орбит космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1990.
141. *Скребушевский Б.С.* Управление полетом беспилотных космических аппаратов. М.: ВЛАДМО, 2003.
142. Современные технологии навигации геостационарных спутников / Ю.М. Урличич, С.А. Ежов, А.И. Жодзишский и др. М.: Физматлит, 2006.
143. *Соловьев В.А., Лысенко Л.Н.* Обобщение опыта выполнения российско-американских космических программ в интересах управления полетом Международной космической станции // ОНТЖ «Полет». 1999. № 1. С. 15–20.
144. *Соловьев Ц.В., Тарасов Е.В.* Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973.
145. *Сологуб А.В., Анишаков Г.П., Данилов В.В.* Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли / под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1993.
146. Справочное пособие по экспериментальной баллистике ракетно-космических средств / В.В. Бетанов, А.Г. Янчик, И.А. Шевченко и др. М.: Изд-во ВА РВСН, 2001.
147. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / под ред. Г.Н. Дубошина. М.: Наука, 1976.
148. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление / В.В. Малышев, М.И. Красильщиков, В.Т. Бобровников и др.; под ред. В.В. Малышева. М.: Изд-во МАИ, 2000.
149. *Ступак Г.Г., Ряполов С.И., Колесников Н.П.* История КИК управления КА от истоков до Главного испытательного центра имени Г.С.Титова. Книга 1. М.: МО РФ, 2006.
150. Состояние и перспективы совершенствования орбитальных структур навигационных спутниковых систем. Г.Г. Ступак, Л.Н. Лысенко, В.В. Бетанов и др. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2014. № 1 (94). С. 3–17.
151. *Ступак Г.Г., Лысенко Л.Н., Бетанов В.В.* Оценка устойчивости орбитальной группировки ГЛОНАСС и анализ влияния возмущающих факторов на ее деградацию // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2014. № 2 (95). С. 62–69.
152. *Тарасов Е.В.* Космонавтика. Механика полета и баллистическое проектирование КЛА. М.: Машиностроение, 1977.
153. *Титов Г.С., Иванов В.А., Горьков В.Л.* Межорбитальные и локальные маневры космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982.
154. Управление космическими летательными аппаратами / под ред. К.Т. Леондеса. М.: Машиностроение, 1967.
155. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах / М.Ф. Решетнев, А.А. Лебедев, В.А. Бартенев и др. М.: Машиностроение, 1988.
156. Управление космическими объектами. Методы, модели и алгоритмы решения некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения / К.Р. Байрамов, В.В. Бетанов, Г.Г. Ступак и др. М.: Радиотехника, 2012.
157. Фундаментальные космические исследования / О.М. Алифанов, Н.А. Анфимов, Б.В. Бодин и др. В 2 т.; под ред. Г.Г. Райкунова. М.: Физматлит, 2014.
158. *Циолковский К.Э.* Причина космоса. Воля Вселенной. Научная этика. М.: Космополис, 1991.
159. *Чарный В.И.* Об изохронных производных // Искусственные спутники Земли. 1963. Вып. 16. С. 236–237.

160. Черноусько Ф.Л. Оценивание фазового состояния динамических систем. Метод эллипсоидов. М.: Наука, 1988.
161. Чечкин А.В., Гудим Н.Н., Кобзарь М.Г. Разработка автоматизированных систем контроля и проектирование процессов обработки данных на основе общей теории систем и ультрасистем. М.: МО СССР, 1986.
162. Шебшаевич В.С. Введение в теорию космической навигации. М.: Советское радио, 1971.
163. Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М.: Машиностроение, 1972.
164. Экспериментальная баллистика ракетно-космических средств / под ред. Л.Н. Лысенко, В.В. Бетанова, И.В. Лысенко. М.: Изд-во ВА РВСН, 2000.
165. Эльясберг П.Е., Бахшиян Б.Ц. Определение траектории полета космического аппарата при отсутствии сведений о законе распределения ошибок измерений // Космические исследования. 1969. Т. VII. Вып. 1. С. 18–28.
166. Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. М: Наука, 1976.
167. Эльясберг П.Е. Измерительная информация: сколько ее нужно? как ее обрабатывать? М.: Наука, 1983.
168. Эрике К. Космический полет. В 2 т., 3 кн. М.: Наука, 1969.
169. Эскобал П. Методы определения орбит. М.: Мир, 1970.
170. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988.
171. Ярошевский В.А., Иванчихина Л.И. Реализация маневренных возможностей космического аппарата при входе в атмосферу // Космические исследования. 1976. Т. 34. № 5. С. 505–512.
172. Ярошевский В.А. О критериях оптимизации теплового режима космических аппаратов при входе в атмосферу // Космические исследования. 1997. Т. 35. № 1. С. 91–98.

Оглавление

От авторов	5
Предисловие к первому изданию	8
Из предисловия ко второму изданию	9
Предисловие к третьему изданию	11
Основные обозначения и сокращения	13
Введение	17
РАЗДЕЛ I. Орбитальное движение космических аппаратов	23
Глава 1. Условия и окружающая среда космического полета	24
1.1. Вселенная (Космос)	25
1.2. Солнечная система	27
1.3. Солнце	30
1.4. Земля и околоземное пространство	32
1.5. Планеты земной группы	39
1.6. Планеты-гиганты (планеты юпитеровой группы)	41
1.7. Карликовая планета Плутон и ее спутник Харон	42
1.8. Приближение модели атмосфер планет	43
1.9. Спутники и кольца планет	43
1.10. Астероиды и кометы	45
1.11. Метеоры и метеориты	49
1.12. Межпланетная среда	50
1.13. Космический мусор	50
Глава 2. Невозмущенное движение	51
2.1. Математическая модель невозмущенного движения космического аппарата	52
2.2. Интеграл площадей	55
2.3. Интеграл «живых сил» (интеграл энергии)	56
2.4. Интегралы Лапласа	57
2.5. Шестой интеграл уравнений невозмущенного движения	58
2.6. Определение произвольных постоянных	60
2.7. Переход к орбитальным координатам	61
2.8. Кеплеровы элементы невозмущенного движения	65
2.9. Общие свойства невозмущенного движения	67
2.10. Эллиптическое движение	68
2.11. Круговые орбиты, сфера действия	69
2.12. Некоторые практические задачи	71
2.13. Параболические орбиты	73
2.14. Гиперболические орбиты	75
Глава 3. Возмущенное движение	78
3.1. Общая характеристика возмущений и возмущенного движения	78
3.2. Задача n тел и методы ее решения	80
3.3. Ограниченная задача трех тел и ее прикладные аспекты	84
3.4. Гравитационные сферы	86
3.5. Метод оскулирующих элементов	88

3.6. Система дифференциальных уравнений движения в оскулирующих элементах	92
3.7. Оценка изменений оскулирующих элементов	96
3.8. Возмущения, вызываемые нецентральностью поля тяготения Земли	96
3.9. Возмущения, вызываемые сопротивлением атмосферы	99
3.10. Возмущения, вызываемые притяжением Солнца и Луны	99
3.11. Возмущения, вызываемые давлением солнечного света	100
3.12. Влияние начальных возмущений на движение искусственного спутника Земли по круговой орбите	101
3.13. Время существования космического аппарата на орбите искусственного спутника Земли	106
Глава 4. Межпланетные перелеты	108
4.1. Основные требования, предъявляемые к схемам полета	109
4.2. Формирование межпланетных орбит	111
4.3. Формирование орбит с использованием гравитационных маневров	114
4.4. Классификация схем полета	116
4.5. Введение в формирование баллистических схем межпланетных полетов с использованием точек либрации	121
4.6. Формы моделей движения задачи трех тел, используемые при синтезе орбит, проходящих в окрестностях точек либрации	125
4.7. Анализ допустимых движений	135
4.8. Определение положения точек либрации	139
4.9. Структура фазового пространства задачи трех тел в окрестности коллинеарных точек либрации	141
4.10. Пространственное движение в окрестности точек либрации	144
4.11. Построение инвариантных многообразий	146
4.12. Расчетная схема построения двухимпульсных перелетов	148
Раздел II. Определение орбит космических аппаратов	153
Глава 5. Определение невозмущенной орбиты по заданным условиям движения	154
5.1. Определение орбиты по положению и скорости космического аппарата в начальный момент времени	155
5.2. Определение орбиты по двум фиксированным положениям космического аппарата и фокальному параметру	156
5.3. Метод Гаусса для нахождения фокального параметра орбиты	158
5.4. Нахождение элементов орбиты по двум фиксированным положениям космического аппарата	159
5.5. Определение орбиты по двум фиксированным положениям методом Ламберта — Эйлера	161
Глава 6. Определение орбиты и вектора состояния космического аппарата по внешнетраекторным измерениям	164
6.1. Анализ технической реализуемости измерений состояния космического аппарата различными средствами	166
6.2. Схемы измерений	168
6.3. Ошибки измерений	169
6.4. Обобщенная постановка задач определения параметров движения космического аппарата по результатам измерений	172

6.5. Вычислительные аспекты определения параметров движения космического аппарата	176
6.6. Повышение оперативности обработки измерений текущих навигационных параметров	181
6.7. Методы последовательного определения вектора состояния космического аппарата в условиях априорной неопределенности	183
6.8. Некорректность постановки и решения классических задач оперативного определения вектора состояния космического аппарата по результатам измерений	187
Глава 7. Прогнозирование движения космических аппаратов	196
7.1. Прогнозирование движения искусственного спутника Земли методами численного интегрирования	198
7.2. Аналитические методы прогнозирования движения искусственных спутников Земли	200
7.3. Прогнозирование движения межпланетных космических аппаратов	202
Раздел III. Введение в теорию спутниковой навигации	203
Глава 8. Общие принципы построения и элементы баллистического обеспечения спутниковых навигационных систем	207
8.1. Кинематические характеристики спутниковой навигационной системы	208
8.2. Требования, предъявляемые к орбитальной структуре спутниковой навигационной системы	214
8.3. Упрощенное определение структуры орбитальной группировки спутников геометрическим методом	216
8.4. Общая постановка задачи баллистического проектирования орбитальных структур спутниковой системы	221
8.5. Особенности построения орбитальных группировок спутниковых навигационных систем второго поколения	228
8.6. Методы оценки влияния эволюции орбитальной структуры и управление спутниковыми навигационными системами	240
8.7. Численная интегральная оценка устойчивости орбитальной группировки ГЛОНАСС и анализ влияния возмущающих факторов на ее деградацию	246
Глава 9. Методы синтеза и погрешности реализации навигационных функций при использовании спутниковой радионавигационной системы	249
9.1. Основы построения алгоритмов навигационных определений	250
9.2. Понятия об алгоритмах решения навигационных задач по выборке одновременных измерений и выборке нарастающего объема	253
9.3. Применение метода поверхностей положения для оценивания свойств навигационных функций	259
9.4. Показатели суммарной точности навигационных определений	267
9.5. Принципы синхронизации временных шкал	272
РАЗДЕЛ IV. Межорбитальные и локальные маневры космических аппаратов	275
Глава 10. Маневры орбитального перехода	278
10.1. Характеристики маневров, выполняемых под действием импульсной силы	280

10.2. Энергетические затраты на импульсное изменение элементов орбиты и условия их минимизации.	285
10.3. Общий подход к решению задач оптимизации управления маневрами космических аппаратов на околокруговых орбитах	287
10.4. Основные виды импульсных орбитальных переходов космического аппарата	290
Глава 11. Корректирующие маневры	296
11.1. Элементы теории малых возмущений.	297
11.2. Корректируемые параметры.	300
11.3. Понятие об области рассеивания в пространстве корректируемых параметров.	301
11.4. Математические основы двухпараметрической коррекции	303
11.5. Однопараметрическая коррекция	304
11.6. Связанные коррекции	305
11.7. Аналитическое определение корректирующих воздействий при различных составах управляемых параметров	307
11.8. Особенности постановки задачи определения характеристик стохастической коррекции	311
Глава 12. Навигационное обеспечение и автономная навигация при выполнении межорбитальных маневров космических аппаратов	317
12.1. Особенности решения навигационной задачи при автономном выполнении межорбитальных маневров.	318
12.2. Моделирование базисных направлений и получение навигационной информации с помощью астрономических, гироскопических датчиков и комплексных навигационных систем пилотируемых и беспилотных космических аппаратов.	322
12.3. Методические погрешности ошибок строителей базисных направлений и методы повышения точности измерений при решении навигационных задач	325
12.4. Применение высокоточных радиоинтерферометрических измерений Delta-DOR для межпланетной навигации	335
Глава 13. Маневры сближения и встреча космических аппаратов на орбите	337
13.1. Уравнения относительного движения космических аппаратов	340
13.2. Начальные условия для обеспечения встречи	345
13.3. Ближнее наведение с учетом действия относительного гравитационного ускорения	346
13.4. Математические основы методов ближнего наведения без учета действия относительного гравитационного ускорения	349
13.5. Измерение и оптимальное оценивание параметров сближения при выполнении локальных маневров космических аппаратов	353
13.6. Синтез стратегий сближения на основе теории нечеткого управления.	356
Раздел V. Снижение и посадка космических аппаратов на поверхность планет.	369
Глава 14. Спуск космического аппарата с орбиты искусственного спутника Земли.	370
14.1. Общая схема спуска космического аппарата с использованием аэродинамического торможения.	371

14.2. Внеатмосферный участок спуска	373
14.3. Участок основного аэродинамического торможения	376
14.4. Участок мягкой посадки	384
14.5. Скользящий спуск	386
14.6. Планирующий спуск	405
Глава 15. Особенности спуска на поверхность Земли с лунных и меж- планетных траекторий возвращения	412
15.1. Коридор входа	412
15.2. Возвращение от Луны	414
15.3. Вход с гиперболическими скоростями	416
15.4. Управление спускаемым аппаратом на гиперболических траекториях воз- вращения	417
15.5. Принципы организации управления спуском	419
15.6. Описание алгоритма работы системы управления спуском на гиперболи- ческих траекториях	421
Глава 16. Особенности спуска космического аппарата в атмосферах планет	425
16.1. Основные подходы к проведению исследований	425
16.2. Характеристики процесса спуска в атмосфере Марса	426
16.3. Требования, предъявляемые к спускаемому аппарату при посадке на Марс	427
16.4. Упрощение основной задачи спуска	428
16.5. Оптимальное управление космическим аппаратом на участке реактивного торможения	429
16.6. Оптимальное управление космическим аппаратом на парашютно-реактив- ном участке спуска	430
16.7. Оптимальное управление космическим аппаратом на участке основного аэродинамического торможения	431
16.8. Спуск в атмосфере Юпитера	432
16.9. Анализ траекторий спуска с постоянным качеством	433
16.10. Управляемый спуск космического аппарата в атмосфере Юпитера	434
Раздел VI. Баллистико-навигационное обеспечение управления полетом космических аппаратов	437
Глава 17. Технологии управления космическим полетом и место балли- стико-навигационного обеспечения в общем контуре управления	439
17.1. Краткий анализ технологий и средств управления полетом космического аппарата	440
17.2. Оценка возможностей методов и принципов формирования технологиче- ских циклов управления	446
17.3. Структура и задачи автоматизированной системы баллистико-навигаци- онного обеспечения беспилотных космических средств	447
17.4. Математическая модель функционирования автоматизированной системы управления технологическим циклом баллистико-навигационного обес- печения	449
17.5. Организационно-технические аспекты использования баллистико-навига- ционного обеспечения	454

Глава 18. Методические особенности решения баллистико-навигационных задач при оперативном управлении космическим аппаратом	455
18.1. Специальное программно-математическое обеспечение решения задач баллистико-навигационного обеспечения и расчет стандартной баллистической информации.	456
18.2. Общая постановка задач оперативного определения параметров управления маневрами космического аппарата.	464
18.3. Расчет параметров управления маневрами уклонения космического аппарата от поражающего действия космического мусора	472
18.4. Некоторые особенности решения задач расчета маневров и коррекций траекторий при выведении космического аппарата в точку встречи	475
18.5. Поддержание заданной высоты орбиты международной космической станции	479
18.6. Баллистико-навигационное обеспечение спуска космического аппарата ...	481
Глава 19. Баллистико-навигационное обеспечение возвращения на землю космических аппаратов, выработавших свой ресурс ...	486
19.1. Постановка задачи спуска с орбиты космических аппаратов, выработавших ресурс	487
19.2. Анализ возможных вариантов стратегий спуска	489
19.3. Управление полетом орбитального комплекса «Мир» на завершающем этапе его работы	493
19.4. Практическая реализация завершающих динамических операций по спуску орбитального комплекса «Мир»	503
Литература	509

Учебное издание

Иванов Николай Михайлович
Лысенко Лев Николаевич

**БАЛЛИСТИКА И НАВИГАЦИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Редактор *Л.Т. Мартыненко*
Технический редактор *Э.А. Кулакова*
Художник *Я.И. Ильина*
Корректор *Н.В. Савельева*
Компьютерная графика *Т.Ю. Кутузовой*
Компьютерная верстка *И.Д. Звягинцевой*

В оформлении использованы шрифты Студии Артемия Лебедева.

Оригинал-макет подготовлен
в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Подписано в печать 28.02.2016. Формат 70×100 1/16.
Усл. печ. л. 42,9. Тираж 500 экз. Заказ №

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
press@bmstu.ru
www.baumanpress.ru

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
baumanprint@gmail.com