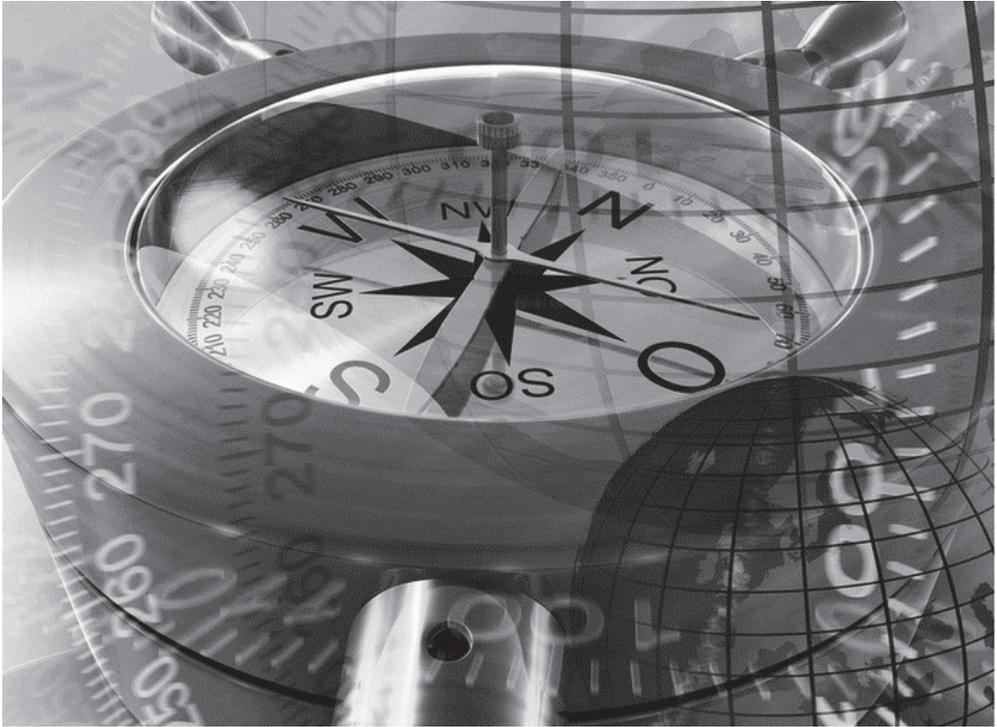


Управление в технических системах





Е.А. Микрин, М.В. Михайлов

**Навигация космических аппаратов
по измерениям от глобальных спутниковых
навигационных систем**

2-е издание

БАУМАНPRESS



МОСКВА

ИЗДАТЕЛЬСТВО

МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА

2018

УДК 629.7.05
ББК 39.62
М59

*Рекомендовано Редакционно-издательским советом
МГТУ им. Н.Э. Баумана в качестве учебного пособия*

Рецензенты:

д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой системного анализа
и управления МАИ *В.В. Малышев*;
академик РАН *В.Г. Пешехонов*

Микрин, Е. А.

М59 Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем : учебное пособие / Е. А. Микрин, М. В. Михайлов. — 2-е изд. — Москва : Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. — 345, [3] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-4896-8

Рассмотрены вопросы проектирования и разработки сложных многофункциональных систем космической навигации на базе глобальных спутниковых навигационных систем для широкого класса низкоорбитальных, высокоорбитальных и высокоэллиптических космических аппаратов, а также круг вопросов, связанных с созданием бортовых средств навигации для автономного определения орбиты космического аппарата.

Для студентов и аспирантов авиа- и ракетостроительных специальностей высших технических учебных заведений, научных работников и инженеров, занимающихся разработкой, проектированием и испытаниями навигационных систем космических аппаратов.

УДК 629.7.05
ББК 39.62



Все права защищены. Никакая часть данного издания не может быть воспроизведена в какой бы то ни было форме без письменного разрешения владельцев авторских прав. Правовую поддержку Издательства обеспечивает Адвокатское бюро «Сергей Москаленко и партнеры».

ISBN 978-5-7038-4896-8

© Микрин Е.А., Михайлов М.В., 2017
© Оформление. Издательство
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Предисловие

Первая российская аппаратура спутниковой навигации, побывавшая в космосе, — это экспериментальная аппаратура космического назначения АСН-2401-2П разработки Российского института радионавигации и времени (Санкт-Петербург). Эксперимент был осуществлен в августе–декабре 1998 г. на космическом аппарате «Союз ТМ28», который состыковался с орбитальной станцией «Мир». Дальнейшие разработки аппаратуры спутниковой навигации проводились для Международной космической станции, где в отличие от большинства других космических аппаратов имелся доступ к аппаратуре, возможность замены или возврата на Землю отказавших блоков. На МКС был проведен ряд экспериментов с аппаратурой спутниковой навигации, в том числе и международных с участием специалистов NASA и ESA, по исследованию влияния различных космических факторов на работу аппаратуры спутниковой навигации. Благодаря этим экспериментам в РКК «Энергия» накоплен огромный опыт работы по созданию космических навигационных систем на базе аппаратуры спутниковой навигации, а также по формированию инфраструктуры для их наземной отработки и испытаний.

В РКК «Энергия» была разработана и внедрена на космических кораблях «Союз МС» и «Прогресс МС», а также на МКС уникальная по своим характеристикам аппаратура АСН-К, обеспечивающая определение орбиты и ориентации космического аппарата, а также его навигацию при сближении с МКС.

В такой большой корпорации, как РКК «Энергия» работает более 1000 специалистов по навигации и управлению движением космического аппарата, но все они обучались классической системе навигации и управления движением. Специалистов по космической навигации на базе глобальной спутниковой навигационной системы всего несколько человек. Поэтому авторы сформулировали основную цель создания данного труда — подготовить курс лекций по космической навигации на базе глобальной спутниковой навигационной системы, построенный на опыте создания реальных систем аппаратуры навигации космического аппарата, позволяющий обеспечить подготовку специалистов данного направления для космической отрасли в ведущих вузах страны.

Курс лекций включает в себя рассмотрение широкого круга вопросов, связанных с созданием бортовых средств навигации для автономного определения орбиты космического аппарата, и направлен на развитие у студентов знаний, умений и навыков, позволяющих самостоятельно решать вопросы проектирования и разработки сложных многофункциональных систем космической навигации на базе глобальной спутниковой навигационной системы для широкого класса низкоорбитальных, высокоорбитальных и высокоэллиптических космических аппаратов.

Издание состоит из 11 глав.

В **главе 1** рассмотрены основные задачи, а также понятия и определения космической навигации, различные шкалы и форматы времени, используемые в навигации космических аппаратов по измерениям аппаратуры спутниковой навигации, а также основные системы координат. Показано невозмущенное движение космического аппарата, кеплеровы элементы орбит и другие представления вектора состояния космического аппарата.

В **главе 2** рассмотрено возмущенное движение низкоорбитальных космических аппаратов (на примере МКС) и высокоорбитальных космических аппаратов (на примере спутников GPS). Исследованы модели всех составляющих возмущающих ускорений, заметно влияющих на движение космического аппарата, включая возмущения, обусловленные фундаментальными параметрами вращения Земли. Предложены упрощенные алгоритмы формирования возмущений для бортового моделирования, многократно повышающие быстродействие при практическом сохранении его точности.

В **главе 3** изложены методы интегрирования уравнений движения космического аппарата и их точность. Предложен метод представления вектора состояния космического аппарата в приращениях, для которого быстродействие решения задачи прогноза повышается по сравнению с быстродействием классического метода интегрирования Рунге — Кутты четвертого порядка в ~ 5 раз при той же точности.

В **главах 4–6** рассмотрена идеология построения систем GPS и ГЛОНАСС, рекомендуемые официальными документами алгоритмы обработки информации, поступающей от навигационных спутников в аппаратуру потребителя, оценена точность и быстродействие этих алгоритмов, предложены методы повышения точности.

В **главе 7** приведены методы динамической фильтрации одномоментных измерений координат и скорости аппаратуры спутниковой навигации, обеспечивающей повышение точности формируемой оценки космического аппарата по сравнению с точностью одномоментных навигационных решений.

В **главе 8** проанализирована точность оценки орбиты МКС, формируемой по реальным измерениям АСН-М с использованием рассмотренных алгоритмов динамической фильтрации.

В **главе 9** рассмотрены методы динамической фильтрации «сырых» измерений АСН, обладающие существенными преимуществами по сравнению с динамической фильтрацией измерений координат как по точности формируемой оценки орбиты космического аппарата, так и устойчивости относительно различных возмущающих факторов.

Алгоритмы формирования оценки орбиты в приращениях по «сырым» измерениям АСН и измерениям бесплатформенной инерциальной навигационной системы, обладающие существенными преимуществами как по быстродействию, так и по точности формируемой оценки рассмотрены в **главе 10**.

Глава 11 посвящена особенностям навигации высокоорбитальных космических аппаратов по измерениям аппаратуры спутниковой навигации.

Предложены алгоритмы динамической фильтрации измерений, проведен анализ точности формируемой оценки орбиты, исследовано влияние на точность различных возмущающих факторов.

По завершении каждой главы (темы) приведен список контрольных вопросов, результаты ответов на которые учитываются при подведении итогов обучения за семестр во время сдачи зачета и экзамена.

Данный курс авторы читают в МГТУ им. Н.Э. Баумана, Московском физико-техническом институте (МФТИ) и в аспирантуре РКК «Энергия».

В заключение следует сказать, что настоящий курс лекций создавался в процессе разработки реальных систем навигации МКС и ее модулей, кораблей «Союз» и «Прогресс», «Пилотируемой транспортной системы нового поколения», исследовательских спутников и других объектов, разработанных в РКК «Энергия». И самое непосредственное участие в этой работе принимали коллеги и ученики авторов: С.Н. Рожков, А.С. Семенов, И.А. Краснопольский, О.Ю. Слепушкин, И.И. Ларьков и другие. Хочется высказать им огромную благодарность за активное участие в подготовке настоящего издания. Особую признательность авторы выражают Ю.В. Булгаковой за ее труд по оформлению и редактированию издания.

Список основных сокращений

АМ	— антенный модуль
АП	— аппаратура потребителя
АСН	— аппаратура спутниковой навигации
БВС	— бортовая вычислительная система
БИНС	— бесплатформенная инерциальная навигационная система
БП	— блок питания
БЦВМ	— бортовая центральная вычислительная машина
ВЭО	— высокоэллиптическая орбита
ГГСК	— Гринвичская географическая система координат
ГЛОНАСС	— Глобальная навигационная спутниковая система
ГСК	— гринвичская (прямоугольная) система координат
ГСНС	— Глобальная спутниковая навигационная система
ГСО	— геостационарная орбита
ГЭВЧ	— Государственный эталон времени и частоты
ДЗЗ	— дистанционное зондирование Земли
ДПО	— двигатели причаливания и ориентации
ДС	— делитель сигнала
ДУС	— датчик угловой скорости
ЕКА	— Европейское космическое агентство
ИИО	— инерциальные исполнительные органы
ИКД	— Интерфейсный контрольный документ
ИП	— интерфейсная плата
ИСК	— инерциальная система координат
КА	— космический аппарат
КД	— корректирующий двигатель
КИК	— командно-измерительный комплекс
КСВ	— координаты, скорость, время
МБМВ	— Международное бюро мер и весов
МКС	— Международная космическая станция
МПВ	— модуль приемовычислительный
МСВЗ	— Международная служба вращения Земли
НВМ	— навигационный вычислительный модуль
НИП	— наземный измерительный пункт
НМ	— навигационный модуль
НО	— низкая орбита
НПМ	— навигационный приемный модуль
НС	— навигационный спутник
ОСК	— орбитальная система координат
ПВЗ	— параметры вращения Земли

ПМ	— процессорный модуль
ПО	— программное обеспечение
ПП	— процессорная плата
ПСП	— псевдослучайная последовательность
СБ	— солнечная батарея
СВЧ	— сверхвысокая частота
СИ	— система измерений
СКД	— сближающий корректирующий двигатель
ССК	— связанная (с КА) система координат
УА	— устройство антенное
УСМ	— усилитель секундной метки
УУ	— устройство усилительное
ЦВМ	— центральная вычислительная машина
ЦУП	— Центр управления полетами
ШВ	— шкала времени
CP	— careers phase (интегральная фаза)
GDOP	— Geometric Dilution of Precision (геометрический фактор)
GPS	— Global Positioning System
<i>PR</i>	— pseudoranges (псевдодальность)
<i>PVt</i>	— position, velocity, time
UT	— универсальное время
UTC	— универсальное международное время

Основные термины и определения

Акселерометр — устройство, формирующее выходные сигналы, пропорциональные проекциям линейных ускорений КА, обусловленных всеми негравитационными силами, на оси чувствительности акселерометра. Акселерометр может быть построен на разных физических принципах и отличаться диапазоном измеряемых линейных ускорений, точностью измерения этих ускорений.

Альманах — набор параметров, по которым могут быть рассчитаны координаты и скорости навигационных спутников на требуемый момент времени с низкой точностью. По альманаху в АСН определяется список видимых навигационных спутников.

Аппаратура потребителя — электронное устройство, принимающее и обрабатывающее сигналы от ГСНС, формирующее параметры движения потребителя.

ВЭО — высокоэллиптическая орбита КА с периодом 12 или 24 ч, наклоном $\sim 63^\circ$, низким перигеем (1000...2000 км) и высоким апогеем.

ГЛОНАСС — российская Глобальная навигационная спутниковая система.

ГСНС — Глобальная спутниковая навигационная система, обеспечивающая возможность с помощью специальных электронных приемных устройств определять параметры движения потребителя.

ГСО — геостационарная орбита КА, близкая к круговой, совпадает с плоскостью экватора и имеет период 24 ч.

ИИО — инерциальные исполнительные органы, осуществляют управление ориентацией КА путем изменения собственного суммарного кинетического момента. ИИО подразделяют на *маховики* и *силовые гироскопы*. Маховики меняют собственный кинетический момент благодаря изменению скорости вращения тяжелого ротора без изменения направления осей вращения в ССК. Силовые гироскопы имеют постоянную высокую угловую скорость, а изменение кинетического момента осуществляется за счет поворота оси ротора. Маховики используются на КА с малыми моментами инерции, силовые гироскопы — на КА с большими моментами инерции, например, на орбитальной станции «Мир» и на МКС.

КСВ — информационное сообщение от АСН, содержащее векторы координат и скорости потребителя с их привязкой к точному времени.

«Курс» — радионавигационная система, обеспечивающая сближение кораблей «Союз» и «Прогресс» с орбитальными станциями (начиная с 1980-х годов). Система имеет активную часть, которая устанавливается на корабль, и пассивную, устанавливаемую на станции. Система является многоантенной и определяет дальность и скорость изменения дальности между

антеннами КА и станции для различных комбинаций антенн. По измеряемым параметрам определяется относительный вектор состояния и относительная ориентация, по которым система управления осуществляет сближение с дальности ~50 км до касания. Недостатком данной системы является ее большая масса, высокое энергопотребление и стоимость.

МКС — Международная космическая станция, первый модуль которой был запущен в 20 ноября 1998 г. — функционально-грузовой блок «Заря», был выведен ракетой «Протон-К». 26 июля 2000 года к функционально-грузовому блоку «Заря» был пристыкован служебный модуль «Звезда», а 2 ноября 2000 г. транспортный пилотируемый корабль «Союз ТМ-31» доставил на борт МКС экипаж первой основной экспедиции.

Сейчас МКС включает десятки модулей, изготовленных разными странами в рамках международного сотрудничества. Станция является пилотируемой, на ней непрерывно работают международные экипажи.

Обратный НС — навигационный спутник, обеспечивающий навигацию высокоорбитальных и среднеорбитальных КА. Такие КА, находясь выше орбит НС, попадают в поле зрения излучающих антенн только тех НС, которые находятся за Землей в окрестности горизонта. Например, АСН, установленная на ГСО, может работать только по обратным НС. Если расстояние между низкоорбитальными КА и прямыми НС составляет 21...25 тыс. км, то расстояние между геостационарным КА и обратным НС достигает 70...75 тыс. км. Увеличение расстояния приблизительно в 3 раза требует для работы с обратным НС применения специальных антенн.

Прецессия и нутация оси вращения Земли — угловое движение оси вращения Земли в пространстве вследствие возмущающих воздействий на «несферическую» Землю гравитационного поля Солнца, Луны и планет.

РБ — разгонный блок, обеспечивающий выведение КА с низкой орбиты, высотой ~200 км, на высокую, включая ГСО, ВЭО, межпланетные орбиты и т. п. РБ, как правило, имеет химический двигатель с высокой тягой.

«Сырые» измерения — первичные параметры, измеряемые в АСН: псевдодальности и интегральные фазы (или псевдоскорости). По «сырым» измерениям в АСН вычисляются остальные выходные параметры.

ЭРД — электрореактивный двигатель, в котором рабочее тело в виде плазмы разгоняется электромагнитным полем до высоких скоростей. ЭРД работают благодаря электроэнергии, вырабатываемой, как правило, солнечными батареями. Удельная тяга ЭРД в 5–10 раз выше удельной тяги химических двигателей, и, как следствие, масса потребного для выполнения задачи рабочего тела уменьшается в десятки раз. Но ЭРД имеет низкую тягу (граммы) и используется для довыведения КА на высокие орбиты в течение длительного времени (месяцы).

Эфемериды — набор параметров, по которым могут быть рассчитаны координаты и скорости НС на требуемый момент времени с высокой точностью. По эфемеридам в АСН вычисляют координаты и скорость потребителя.

Broadcast-эфемериды — эфемериды, передаваемые от НС с определенной частотой.

J2000 — инерциальная система координат, совпадающая с ГСК на момент времени UTC 11:58:55,816 01.01.2000 г. Принята в качестве универсальной ИСК.

Leap_sec — рассогласование шкалы системного времени GPS со шкалой UTC на целое число секунд вследствие регулярной коррекции шкалы UTC на целую секунду.

GDOP (*Geometric Dilution of Precision*) — геометрический фактор, характеризующий взаимное геометрическое расположение НС и потребителя и определяющий точность формируемых КСВ по измерениям данного набора навигационных спутников.

GPS — Глобальная спутниковая навигационная система США.

Введение

В конце XX в. вокруг Земли было создано рукотворное глобальное навигационное поле, позволяющее в корне изменить отношение человека к времени и пространству. Сложнейшая когда-то задача определения времени и положения в пространстве сегодня решается с высокой точностью практически мгновенно. С 6 января 1980 года с 00 ч 00 мин 00 с идет отсчет времени GPS. Не исключено, что когда-то календарь GPS в силу своих естественных технических преимуществ станет единым мировым календарем человечества. Во всяком случае многие технические системы уже сегодня работают по времени GPS, в том числе и бортовая шкала времени МКС — системное время GPS, отсчитываемое в секундах от начала эры GPS (т. е. от 6 января 1980 года с 00 ч 00 мин 00 с).

Кроме GPS в мире созданы и создаются другие глобальные спутниковые навигационные системы (ГСНС), например, Российская ГСНС ГЛОНАСС, которая также, как и GPS, позволяет независимо решать весь комплекс задач пространственно-временного обеспечения потребителя. Кроме того, ГЛОНАСС удачно дополняет GPS. Совместное использование сигналов двух систем в одной аппаратуре потребителя во многих случаях обеспечивает несомненные преимущества по сравнению с возможностями только GPS.

Существует также европейская ГСНС Галилео (*Galileo*), находящаяся на этапе создания спутниковой группировки. По состоянию на ноябрь 2016 г. на орбите находится 16 спутников, 9 действующих и 7 тестируемых, а также в разработке находится китайская BeiDou. Каждая из этих систем с точки зрения потребителя может работать автономно. Однако создаваемая усилиями трех мировых космических держав (России, США, КНР) и Европейского союза, объединенная глобальная спутниковая навигационная система несомненно представляет собой рукотворное чудо, открывающее принципиально новые технические возможности для многих отраслей промышленности. Это, прежде всего, наземный, морской и воздушный транспорт, строительство, обеспечение индивидуальной безопасности и т. п.

Создание ГСНС позволяет реализовать принципиально новые методы решения всего комплекса задач пространственно-временного обеспечения управления космическими аппаратами (КА), включающего задачи навигации на участке выведения, орбитальном и участке спуска КА в атмосфере, ориентации и относительной навигации при сближении КА.

Использование ГСНС существенно, иногда на порядки, повышает точность и снижает время решения задачи, позволяет осуществлять решения автономно, без задействования наземного измерительного комплекса, а также существенно позволяет снизить массу, габариты, энергопотребление и стоимость аппаратного состава системы по сравнению с аппаратурой, решающей перечисленные задачи традиционными способами. Сегодня навигационные приемники

ГЛОНАСС и GPS используются практически во всех отраслях промышленности, их производство растет в геометрической прогрессии, тем не менее внедрение АСН в космическую технику идет крайне медленно. Несмотря на то что системы ГЛОНАСС и GPS развернуты еще в 1980-е годы и функционируют более 25 лет, далеко не все КА сегодня оснащены АСН. При этом ни на одном из существующих КА не реализуются в комплексе все перечисленные выше возможности АСН. Как правило, существующая аппаратура по своей структуре аналогична наземным навигационным приемникам и обеспечивает формирование только текущих векторов координат и скорости КА, точность которых недостаточна для решения многих навигационных задач в космосе.

Можно назвать несколько объективных причин замедленного распространения АСН в космической технике:

- консерватизм при разработке космической техники, обусловленный ее высокой стоимостью — как правило, первый серийный КА серии должен гарантированно исполнить свою миссию, поэтому разработчики КА предпочитают использовать отработанную, многократно испытанную аппаратуру, пусть она и уступает по своим характеристикам новой, более современной аппаратуре;

- тяжелые условия эксплуатации техники в космосе — перегрузки и вибрации при выведении и спуске КА, высокая радиация, большие перепады температур и давления, требования длительной безотказной эксплуатации, низкого энергопотребления, ограничений массы, объема и т. п. — часто оказывается, что фирмы, производящие лучшие образцы техники для наземной эксплуатации, не способны производить аналогичную технику для космоса;

- сложность воспроизведения при отработке аппаратуры на Земле условий ее космической эксплуатации — нередко наземное испытательное оборудование намного сложнее и дороже самой испытываемой аппаратуры. Иногда бывает, что те или иные условия реального космического полета вообще невозможно смоделировать на Земле;

- отсутствие или недостаточность обратной связи для диагностики отказов аппаратуры при ее лётной эксплуатации — после выведения КА на орбиту, как правило, отсутствует физический доступ к аппаратуре, а имеющаяся телеметрическая информация, поступающая с КА на Землю, часто бывает недостаточной для однозначного определения причин возникновения замечаний к работе аппаратуры или ее отказа;

- отсутствие высококвалифицированных специалистов по гироскопии, оптике, радиотехнике, вычислительной технике созданы целые отрасли, работают институты и производственные предприятия, но по такому глобальному и перспективному направлению космической навигации, как навигация КА по сигналам ГСНС, обучение в вузах страны практически не ведется, поэтому необходимо готовить специалистов и в области космической навигации по сигналам ГСНС. Только в этом случае применение АСН обеспечит качественный скачок в технике космического управления, как это произошло после создания бортовых ЦВМ, гироскопов, звездных датчиков.

Глава 1

Задачи космической навигации.

Невозмущенное движение космического аппарата

1.1. Задачи космической навигации

Космическая навигация — широкое понятие, и разными авторами трактуется по-разному. Приведем краткое описание этого термина, представленное авторами в новой редакции Энциклопедии машиностроения:

«Космическая навигация (от лат. *navigatio* — мореплавание, *navigo* — плыву на корабле, *navis* — корабль) — область науки и техники, относящаяся к навигации космических аппаратов (КА). В узком значении космическая навигация решает задачу определения текущего положения и скорости центра масс КА, а также прогнозирования его движения. В широком значении космическая навигация включает также определение и прогнозирование параметров углового движения КА — ориентации осей КА в пространстве и его угловой скорости. Система космической навигации, выполняющая решение навигационной задачи, в общем случае включает бортовые, космические и наземные измерительные и вычислительные средства. В зависимости от типа применяемых навигационных измерительных приборов космическая навигация делится на радионавигацию, астронавигацию, инерциальную навигацию. В зависимости от участка или вида траектории в целом принято говорить об орбитальной и межпланетной навигации. Радионавигация выполняется по измерениям дальностей и скорости изменения дальностей между КА и измерительными антеннами, расположенными в разных точках Земли. По этим данным в Центре управления полетами КА осуществляется определение параметров движения КА.

С конца XX в. наиболее универсальными средствами навигации как орбитальных КА, так и наземных объектов стали Глобальные спутниковые навигационные системы (ГСНС): GPS (*Global Positioning System*) и ГЛОНАСС. В настоящее время идет разработка европейской ГСНС Galileo и китайской BeiDou. Космическая навигация по измерениям ГСНС относится к орбитальной радионавигации. Определение параметров движения КА здесь основано на измерениях дальности и скорости изменения дальности между КА и навигационными спутниками ГСНС, параметры движения которых известны с высокой точностью. По сигналам ГСНС могут определяться не только параметры движения центра масс КА, но и его ориентация. Астронавигация выполняется по измерениям углов между осями КА и звездами, планетами или ориентирами на поверхности планет с известными координатами. Инерциальная навигация основана на свойствах различных устройств выпол-

Глава 2

Возмущенное движение космического аппарата, возмущающие ускорения, действующие на него. Моделирование движения космического аппарата

2.1. Возмущения, влияющие на орбиты КА

Уравнение движения КА (1.50) предполагает, что на него действует единственная центральная сила гравитационного поля, равная $\frac{\mu}{r^3} \bar{X}$. Для этих условий в 1.4 были получены формулы невозмущенного движения КА. В действительности же на КА кроме центральной силы действует целый ряд других, достаточно сильно влияющих на движение, сил. При этом центральная сила для орбитального КА, существенно превосходящая все остальные, и определяет основную его траекторию, а все другие силы — отклонения или возмущения реальной траектории от основной.

Под действием возмущающих ускорений меняются параметры орбиты КА. Например, шесть кеплеровых элементов орбиты изменяются во времени. Их текущие значения называются *оскулирующими кеплеровыми элементами*. По значению оскулирующих элементов орбиты по формулам (1.65) можно определить текущие значения координат и скорости КА. Аналогично, по текущим значениям координат и скорости КА по формулам (1.66)–(1.76) можно получить оскулирующие кеплеровы элементы орбиты.

Основными источниками возмущающих ускорений, действующих на КА, находящиеся на орбите Земли, являются:

- гравитационные возмущения, обусловленные нецентральностью гравитационного поля Земли;
- атмосфера Земли;
- гравитационные возмущения от Луны и Солнца;
- возмущения от сил солнечного давления и сил светового давления от альбедо Земли;
- световые и тепловые излучения от самого КА;
- гравитационные возмущения, вызванные изменением формы Земли из-за приливных воздействий на Землю от Луны и Солнца;
- гравитационные возмущения от Венеры и других планет.

Кроме перечисленных, на движение КА влияет множество более мелких возмущений, которыми можно пренебречь.

Значение каждого из приведенных выше возмущений зависит и от орбиты КА. В табл. 2.1 приведены примерные значения возмущающих ускорений,

Глава 3

Методы интегрирования уравнений движения космического аппарата

3.1. Интегрирование уравнений движения КА методом Рунге — Кутты четвертого порядка

Движение КА описывается уравнениями движения, например, уравнением движения КА в ИСК (2.32). Зная начальный вектор состояния КА, интегрированием уравнения движения можно выполнить прогноз вектора состояния на любой другой момент времени. Точность прогноза зависит как от точности уравнений, описывающих движение КА, так и от точности метода интегрирования уравнений движения.

В гл. 2 были рассмотрены зависимости точности прогноза от точности модели движения КА и реализован классический метод интегрирования уравнения движения — метод Рунге — Кутты четвертого порядка, обеспечивающий высокоточный прогноз вектора состояния. При выбранном шаге интегрирования, равном 1 с, прогноз на интервал несколько суток, выполненный этим методом, как для низких, так и для высоких орбит выполняется с точностью несколько сантиметров. Поэтому ранее при изучении зависимости точности прогноза от точности модели движения мы пренебрегли методической ошибкой прогноза, определяемой методом интегрирования. Приведем алгоритмы интегрирования уравнений движения методом Рунге — Кутты четвертого порядка.

Рассмотрим задачу Коши

$$\dot{\bar{x}} = \bar{f}(\bar{x}, t); \quad \bar{x}(t_0) = \bar{x}_0. \quad (3.1)$$

Рекуррентный алгоритм формирования вектора состояния на $(i+1)$ -м шаге имеет вид

$$\bar{x}_{i+1} = \bar{x}_i + \frac{1}{6}(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4), \quad (3.2)$$

где

$$\begin{aligned} K_1 &= h\bar{f}(\bar{x}_i, t_i); \\ K_2 &= h\bar{f}\left(\bar{x}_i + \frac{1}{2}K_1, t_i + \frac{h}{2}\right); \\ K_3 &= h\bar{f}\left(\bar{x}_i + \frac{1}{2}K_2, t_i + \frac{h}{2}\right); \\ K_4 &= h\bar{f}(\bar{x}_i + K_3, t_i + h); \end{aligned}$$

h — шаг интегрирования.

Глава 4

Определение орбит. Глобальные спутниковые навигационные системы ГЛОНАСС и GPS, их основные характеристики

4.1. Определение орбит КА по наземным радиоизмерениям

До развертывания ГСНС GPS и ГЛОНАСС наиболее распространенным методом определения орбиты КА был метод траекторных радиоизмерений, для реализации которого в ряде наземных измерительных пунктов (НИП) устанавливали специальную радиоаппаратуру, которая при пролете КА над соответствующим НИП излучала в направлении на КА радиосигнал определенной частоты. Этот сигнал принимался на КА, усиливался и транслировался на Землю. На Земле после приема обратного сигнала определялась задержка между приемом и излучением сигнала, а также изменение частоты несущего сигнала. Задержка принятого сигнала соответствовала двойной дальности (деленной на скорость света c) от наземного излучателя до КА, а изменение частоты — двойной проекции скорости КА в направлении на излучатель.

Описанную схему измерений иллюстрирует рис. 4.1.

В результате измерений, выполненных несколькими НИП на двух-трех соседних витках, формировались массивы:

D_{ij} — дальности КА в моменты t_i до j -го НИП;

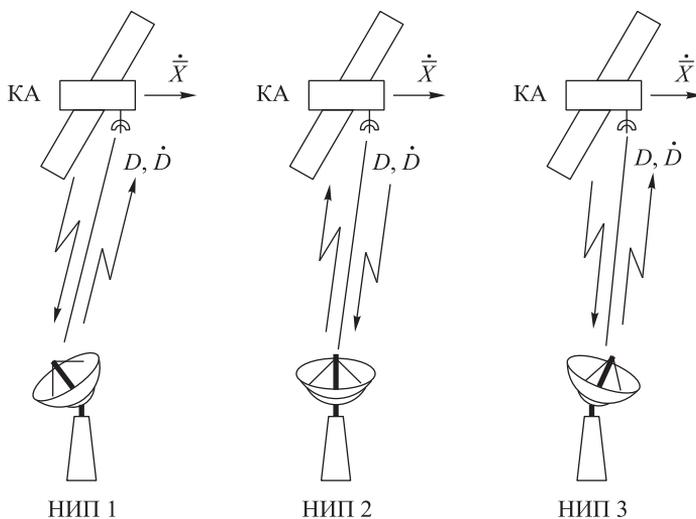


Рис. 4.1. Схема наземных навигационных измерений

Глава 5

Альманахи и эфемериды ГЛОНАСС и GPS. Алгоритмы расчета координат и скорости навигационного спутника по альманахам и эфемеридам. Точностные характеристики и «время жизни» альманахов и эфемерид систем ГЛОНАСС и GPS

5.1. Общие сведения

После определения псевдодалности и псевдоскорости можно выполнять определение координат и скорости антенны приемника по формулам, аналогичным (4.9) и (4.13), полученным в 4.2. Однако для этого необходимо знать координаты и скорость НС. Кроме того, измерения в аппаратуре потребителя проводятся в собственной шкале времени аппаратуры, а момент излучения принятого сигнала известен в шкале времени каждого НС. Все эти времена отличаются друг от друга. Для проведения потребителями навигационных определений, привязки к точному времени и для планирования навигационных сеансов предусмотрены навигационные сообщения, передаваемые от НС потребителю в массивах данных.

По содержанию навигационное сообщение разделяется на оперативную и неоперативную информацию. Оперативная информация относится к тому НС, с борта которого передается данный навигационный радиосигнал, содержащий:

- оцифровку меток времени НС;
- сдвиг шкалы времени НС относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС или GPS;
- отличие несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала от номинального значения;
- эфемериды НС (параметры орбиты, позволяющие определить с высокой точностью координаты и скорость НС в любой момент времени).

Неоперативная информация содержит альманах системы, включающий:

- данные о состоянии всех НС системы (альманах состояния);
- сдвиг шкалы времени каждого НС относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС или GPS;
- параметры орбит всех НС системы (альманах орбит);
- сдвиг шкалы времени системы ГЛОНАСС или GPS относительно всемирной шкалы UTC.

Глава 6

Алгоритмы формирования навигационных определений в аппаратуре спутниковой навигации

6.1. Расчет поправок к измерениям псевдодальностей

После формирования «сырых» измерений, векторов координат и скорости НС, а также поправок к «сырым» измерениям по оперативной информации, поступающей от НС, можно приступить к решению навигационной задачи, заключающейся в определении векторов положения и скорости антенны АСН потребителя.

В навигационных приемниках может формироваться разный состав «сырых» измерений, может быть реализована различная временная привязка измерений к внутренним или системным часам. Все эти особенности должны быть учтены при реализации алгоритмов решения навигационных задач, которые также могут отличаться.

В первую очередь рассмотрим алгоритмы компенсации различного рода возмущений псевдодальностей, по которым определяется вектор координат потребителя.

Вектор координат потребителя определяется по значениям всех достоверных псевдодальностей PR_i , сформированных на данной секунде, при наличии достоверных эфемерид, соответствующих НС. В первую очередь составляют список таких НС, для каждого из которых формируют поправки, соответствующие ошибкам часов НС относительно системного времени (для GPS — по формуле (4.39), для ГЛОНАСС — по формуле (4.37)), для GPS также формируют релятивистские поправки по формуле (4.40), для ГЛОНАСС в режиме GPS+ГЛОНАСС поправки на расхождение системных шкал времени GPS и ГЛОНАСС по формуле (4.36).

Следующим этапом расчета поправок псевдодальностей является расчет векторов перемещения НС за время распространения сигнала от НС потребителю. Вычисляют координаты НС на момент приема сигнала в АСН и проведения измерения. Допустим, измерение выполнено в целую секунду внутренних часов приемника. В процессе измерений определяется смещение τ_n шкалы приемника относительно системной шкалы. Если в начальный момент это смещение неизвестно, то его можно считать равным нулю. С учетом знания τ_n определяется момент приема сигнала в системном времени t_c , а также координаты $\bar{X}_c(t_c)$ соответственно для ГЛОНАСС и GPS.

При проведении измерений АСН обычно положение потребителя известно с какой-либо точностью, например, вектор предыдущего решения, который может использоваться для расчета времени распространения. Если этот

Глава 7

Формирование оценки орбиты низкоорбитальных космических аппаратов по измерениям координат аппаратуры спутниковой навигации

7.1. Общие сведения

По измерениям ГСНС принципиально может осуществляться навигация любых КА, находящихся в зоне действия ГСНС, т. е. аппаратура АСН способна принимать и обрабатывать сигналы НС. Область использования ГСНС определяется мощностью излучаемого НС сигнала и чувствительностью существующей аппаратуры потребителя. В настоящее время соотношение между мощностью излучаемого сигнала и чувствительностью таково, что навигация по измерениям ГСНС может выполняться для КА с орбитами до $\sim 50\,000$ км. При этом измерения возможны только в том случае, если КА находится в области диаграммы направленности излучающей антенны НС. С учетом этого и согласно методам навигации по измерениям ГСНС, орбиты КА можно разделить на три класса:

- низкие орбиты (НО);
- высокоэллиптические орбиты (ВЭО);
- геостационарные (или высокие) орбиты (ГСО).

Для перечисленных трех классов орбит КА принципиальной является видимость НС антенной АСН, установленной на соответствующем КА. Типовые графики числа видимых НС для этих орбит приведены на рис. 7.1–7.3.

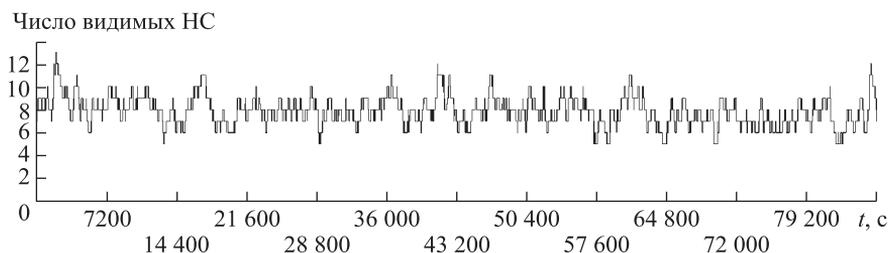


Рис. 7.1. Видимость прямых НС GPS на МКС

На рис. 7.1 на примере АСН-М МКС показана видимость НС для НО. Из графика видно, что число видимых спутников составляет 6–9 НС. Такое количество НС достаточно для формирования КСВ с достаточно высокой точностью: 20...30 м по положению и 5...15 см/с по скорости.

Глава 8

Анализ ошибок формируемой оценки орбиты по реальным измерениям АСН-М МКС

8.1. Зависимость точности формируемой оценки орбиты от ошибок измерений

Результаты влияния различных возмущений на точность орбиты, формируемой по предложенным алгоритмам динамической фильтрации, основаны на моделировании измерений АСН и орбиты КА. В настоящем разделе полученные результаты моделирования подтверждаются реальными лётными измерениями АСН-М, выполненными на МКС при проведении в 2010–2011 гг. специальных лётных экспериментов по исследованию достигаемой точности навигации низкоорбитальных КА.

Чтобы оценить влияние реальных ошибок измерений АСН на точность формируемой оценки орбиты, на МКС были проведены измерения на трех независимых приемниках АСН, антенны которых установлены под различными углами к местной вертикали. Одна из антенн направлена в зенит, а две другие отклонены от вертикали вокруг продольной оси МКС на углы $+40^\circ$ и -40° соответственно. Поэтому все три приемника работали по разным созвездиям спутников GPS и имели различные ошибки КСВ.

На рис. 8.1 приведены графики ошибок измерений координат центра масс МКС каждого приемника. Графики ошибок построены относительно оценок орбиты, полученных по этим измерениям динамической фильтрацией с постоянной времени, равной 1 виток. Из приведенных графиков видно, что ошибки измерений приемников практически не коррелированы между собой. Минимальные ошибки наблюдаются у первого приемника, антенна которого направлена в зенит. Следовательно, в ее поле зрения находится максимальное число НС.

Видимость НС боковыми антеннами МКС существенно хуже, чем «зенитной», и поскольку они развернуты в противоположные стороны, созвездия видимых этими антеннами спутников существенно отличаются друг от друга. Кроме того, в поле зрения каждой из антенн попадают переотраженные сигналы от различных элементов конструкции МКС. В результате ошибки измерений из-за переотражения сигналов различны для каждого навигационного приемника и обуславливают ошибки формируемых по этим измерениям оценок орбиты МКС, а значит и составляющие ошибок этих оценок отличаются друг от друга. Они обусловлены неточностью модели движения КА и равны для всех трех оценок, так как при формировании этих оценок используются одинаковые модели движения КА. В итоге разности оценок,

Глава 9

Динамическая фильтрация «сырых» измерений аппаратуры спутниковой навигации.

Зависимость точности формируемой по «сырым» измерениям оценки орбиты от возмущающих факторов

9.1. Алгоритмы динамической фильтрации измерений псевдодалности

В рассмотренной динамической фильтрации измерений АСН в качестве измеряемого вектора использовался вектор координат КА, формируемый в АСН одномоментно по сигналам видимых в этот момент НС, при этом, если число видимых НС меньше четырех, то вектор координат потребителя не формируется. Для процесса фильтрации это означает, что измерение в данный момент отсутствует. Кроме того, при неблагоприятных конфигурациях видимых НС с большим уровнем GDOP возникают повышенные ошибки формируемых координат даже при хорошем качестве измерений псевдодалностей. Эти повышенные ошибки приводят к снижению точности формируемой оценки орбиты. Поэтому целесообразно исключить промежуточный этап формирования оценки орбиты — формирование данных КСВ, а в качестве измеряемых параметров для выполнения фильтрации использовать непосредственно псевдодалности, являющиеся первичными измерениями в АСН. Однако в состав ошибок псевдодалностей входит составляющая, обусловленная ошибкой часов приемника. Исключить эту ошибку можно, взяв разность псевдодалностей двух НС, т. е. в качестве измерений использовать разность псевдодалностей. Если текущее созвездие видимых НС состоит из n спутников, то в качестве текущего вектора измерения $\bar{\xi}_n$ будем использовать n -мерный вектор попарных разностей псевдодалностей:

$$\bar{\xi}_n = \begin{pmatrix} PR_1 - PR_2 \\ PR_2 - PR_3 \\ \vdots \\ PR_n - PR_1 \end{pmatrix}. \quad (9.1)$$

Если известна некоторая начальная оценка вектора состояния КА $\bar{\xi}_0^*$, а также эфемериды НС, то легко можно определить оценки псевдодалностей PR_i^* и, соответственно, оценку вектора измерения:

Глава 10

Формирование оценки орбиты в приращениях с учетом измерений БИНС и коррекцией оценки по полным «сырым» измерениям

10.1. Общие сведения

Алгоритмы формирования оценки орбиты по измерениям координат и по измерениям псевдодальностей разработаны применительно к АСН-М МКС, находящейся в пассивном полете. Они обеспечивают формирование высокоточной оценки орбиты МКС как по координатам, так и по скорости, что демонстрируют графики, приведенные на рис. 8.6. Высокая точность этих алгоритмов достигается благодаря высокоточному моделированию уравнений движения КА при фильтрации измерений с большой постоянной времени ($T = 5500$ с). Однако такая постоянная времени может быть реализована только на пассивных КА, движение которых можно легко смоделировать с высокой точностью. На динамичных КА, у которых часто работают двигатели, на любых КА при коррекции орбиты, а также на участках орбиты КА, где действуют большие возмущающие ускорения (например, при спуске в атмосфере), большие постоянные времени недопустимы.

При уменьшении постоянной времени точность оценки существенно снижается как по координатам, так и по скорости. Например, графики, приведенные на рис. 8.13 и 8.14, демонстрируют ошибки оценки орбиты МКС по координатам и скорости, формируемой при разных значениях постоянной времени. Графики показывают, что существенное повышение точности оценки орбиты достигается при постоянных времени фильтра $T > 1000$ с. А при малых постоянных времени ($T = 30$ с) точность оценки по координатам остается такой же, как и точность измерений АСН, а оценка по скорости значительно ухудшается. Это объясняется тем, что вектор измерений, реализуемый в рассмотренных алгоритмах, включает только измерения АСН по координатам или по псевдодальности, тогда как для динамичных объектов, допускающих фильтрацию измерений только с малой постоянной времени, повышение точности оценки может быть достигнуто за счет включения скорости в состав вектора измерений или приращений интегральных фаз, в случае фильтрации «сырых» измерений АСН.

В гл. 9 было также показано, что динамическая фильтрация псевдодальностей имеет целый ряд преимуществ по сравнению с динамической фильтрацией векторов координат, формируемых АСН. Это и более высокая точность формируемой оценки орбиты, независимость от числа НС и геометрии

Глава 11

Навигация высокоорбитальных космических аппаратов по измерениям глобальных спутниковых навигационных систем

11.1. Общие сведения

К низким орбитам с точки зрения навигации по измерениям ГСНС будем относить орбиты, на которых в верхней полусфере (над местным горизонтом) всегда или почти всегда находится четыре и более НС. Типовой график видимости НС GPS антенной АСН-М МКС, направленной в зенит, представлен на рис. 7.1. Число одновременно видимых спутников НС находится в диапазоне 5...12, т. е. среднее их число составляет ~8 НС.

С увеличением высоты орбиты число видимых спутников уменьшается, появляются участки орбиты, на которых их меньше четырех. Дальнейшее увеличение высоты приводит к увеличению количества таких участков и их длительности. На высоте свыше 2000 км участки орбиты с числом видимых НС менее четырех начинают по суммарной длительности превышать участки с числом НС более четырех. Поэтому высоту 2000 км условно будем считать границей между низкими и высокими орбитами. В качестве примера низкоорбитального КА рассматривалась МКС. Возможности ГСНС в части решения навигационной задачи МКС исследовались как путем моделирования измерений АСН, так и с использованием реальных лётных данных, полученных на МКС в процессе проведения различных экспериментов, а также в процессе штатной работы АСН-М МКС.

В качестве примера высокоорбитальных КА будем рассматривать спутники, находящиеся на ВЭО, ГСО, а также НС ГЛОНАСС и GPS. Особенности функционирования АСН на ВЭО и ГСО будут исследоваться путем моделирования с использованием разработанных моделей движения КА. Результаты моделирования можно считать верными, если есть абсолютная уверенность в правильности разработанных моделей. Сегодня существует уникальная возможность проведения такой верификации с использованием высокоточных эфемерид спутников ГЛОНАСС и GPS. В Интернете для этих спутников представлены реальные высокоточные эфемериды, полученные постобработкой передаваемых потребителю *broadcast*-эфемерид с использованием дополнительных измерений. Эфемериды представлены в виде векторов координат центров масс спутников в ГСК (*WGS-84*) дискретностью 15 мин. Их точность составляет единицы сантиметров (декларируемая точность эфемерид GPS — 3 см, ГЛОНАСС — 5 см). Это означает, что для спутников ГЛОНАСС и GPS исследования можно проводить практически с идеальными данными об их

Литература

Основная

Автономная система навигации модернизированных кораблей «Союз» и «Прогресс» / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, И.В. Орловский [и др.] // Сб. тр. XXI Санкт-Петербургской Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 304–309.

Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. 2-е изд., доп. и перераб. М.: Машиностроение, 1974.

Анализ влияния различных возмущающих факторов на высокоточный прогноз орбит космических аппаратов / Ю.Г. Марков, В.Н. Почукаев, С.Н. Рожков [и др.] // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 6. С. 1–9.

Бартенев В.А., Гречкосеев А.К., Марарескул Д.И. Применение ГЛОНАСС и GPS для навигации космических аппаратов на геостационарных и высокоэллиптических орбитах. Методы навигации, построения аппаратуры и технология испытаний // Космонавтика и ракетостроение. ЦНИИМАШ. 2007. № 3(48),

Бранец В.Н., Михайлов М.В. Аппаратура спутниковой навигации на существующих и перспективных изделиях РКК «Энергия». Функциональные возможности, технические характеристики // Междунар. форум по спутниковой навигации. М.: Правительство Москвы, 2007.

Бранец В.Н., Михайлов М.В. Навигационное обеспечение МКС // Сб. тр. X Санкт-Петербургской Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003.

Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992.

Бэттин Р. Наведение в космосе. М.: Машиностроение, 1966.

Высокоточный прогноз орбит космических аппаратов, анализ влияния различных возмущающих факторов на движение низкоорбитальных и высокоорбитальных КА / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, С.Н. Рожков [и др.] // Сб. тр. XXI Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор». 2014. С. 77–88.

Дишель В.Д., Межеричкий Е.Л., Немкевич В.А. Методология формирования объединенного контура терминального наведения и инерциально-спутниковой корректируемой навигации в системах управления космических средств выведения. Анализ натурных испытаний. XV Санкт-Петербургская междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2008.

Дишель В.Д., Паластин В.Л. Методы навигации и ориентации геостационарных и высокоэллиптических космических аппаратов при использовании БИНС, корректируемой по кодовым и фазовым измерениям ГЛОНАСС/GPS. X Санкт-Петербургская междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003.

- Дубошин Г.Н.* Небесная механика. Основные задачи и методы. М.: Наука, 1968.
- Линник Ю.В.* Метод наименьших квадратов и основы теории обработки результатов измерений. М.: Физматгиз, 1962.
- Мальшие В.В., Красильщиков М.Н., Карлов В.И.* Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1989.
- Марков Ю.Г., Михайлов М.В., Почукаев В.Н.* Высокоточный прогноз орбит космического аппарата как результат рационального выбора возмущающих факторов // Доклады академии наук. 2014. Т. 457. № 2. С. 170–174.
- Марков Ю.Г., Михайлов М.В., Почукаев В.Н.* Учет фундаментальных составляющих параметров вращения Земли в формировании высокоточной орбиты навигационных спутников // Доклады Академии наук. 2012. Т. 445. № 1.
- Метод повышения точности и «времени жизни» эфемерид GPS и ГЛОНАСС / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, С.Н. Рожков [и др.] // Сб. трудов XIX Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2012.
- Метод повышения точности и «времени жизни» эфемерид ГЛОНАСС / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, С.Н. Рожков [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. 2011. № 4(65).
- Микрин Е.А., Михайлов М.В.* Использование спутниковой навигации для обеспечения полета автоматического транспортного корабля ATV к Международной космической станции // Сб. тр. XIII Санкт-Петербургской Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2006.
- Микрин Е.А., Михайлов М.В.* Ориентация, выведение, сближение и спуск космических аппаратов по измерениям от глобальных навигационных систем. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017.
- Микрин Е.А., Михайлов М.В.* Ориентация перспективных кораблей «Союз» и «Прогресс» по измерениям асинхронных приемников GPS // Сб. тр. XV Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2008.
- Микрин Е.А., Михайлов М.В.* Прецизионная навигация спутника дистанционного зондирования Земли // V научные чтения памяти М.К. Тихонравова. МО, Королёв, 2004.
- Микрин Е.А., Михайлов М.В.* Эксплуатация АСН-М МКС, ее характеристики и возможности. Перспективы использования АСН на КА «Союз» и «Прогресс» // Сб. тр. XVI Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2009.
- Микрин Е.А., Михайлов М.В., Рожков С.Н.* Автономная навигация и сближение КА на лунной орбите // Гироскопия и навигация. 2010. Т. 1. № 4.
- Микрин Е.А., Михайлов М.В., Рожков С.Н.* Автономная навигация и сближение КА на лунной орбите // Сб. тр. XVII Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электронприбор», 2010.
- Михайлов М.В.* Метод определения ориентации космических аппаратов по измерениям асинхронных приемников GPS-ГЛОНАСС // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2009. № 6.

Михайлов М.В. Определение ориентации космических аппаратов по измерениям асинхронных приемников GPS-ГЛОНАСС и датчиков угловой скорости // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 2(55).

Михайлов М.В. Система спутниковой навигации МКС. Функциональное назначение и прикладные эксперименты // Космонавтика и ракетостроение. ЦНИИМАШ. 2007. № 3(48).

Михайлов М.В., Ларьков И.И. Решение задачи относительной навигации по измерениям глобальной спутниковой навигационной системы при сближении космических аппаратов // Труды МФТИ. 2011. Т. 3. № 2.

Михайлов М.В., Рожков С.Н. Автономная навигация высокоэллиптических космических аппаратов по измерениям АСН // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 2(55).

Михайлов М.В., Рожков С.Н. Высокоточный метод ускорения интегрирования уравнений движения космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение, 2014. Т. 1(74). С. 76–88.

Михайлов М.В., Рожков С.Н. Прецизионная автономная навигация МКС по измерениям АСН // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2009. № 5.

Михайлов М.В., Федулов Р.В. Определение относительного положения двух КА по сигналам навигационных систем GPS и ГЛОНАСС // Сб. тр. V Междунар. конф. Авиация и космонавтика. М., 2006.

Михайлов М.В., Федулов Р.В. Применение аппаратуры спутниковой навигации для навигационного обеспечения сближения и стыковки ATV с МКС // Ракетно-космическая техника. РКК «Энергия». 2008. Вып. 3–4.

Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб.: Политехника, 2014.

Муртазин Р.Ф. Баллистическое обеспечение схем быстрого сближения космического корабля с орбитальной станцией // Космонавтика и ракетостроение. ЦНИИМАШ. 2012. № 4(69).

Обеспечение надежности работы аппаратуры спутниковой навигации МКС, кораблей «Союз» и «Прогресс» в условиях локальных и глобальных сбоев систем ГЛОНАСС и GPS, значительного сокращения спутниковых группировок / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, С.Н. Рожков, И.А. Краснопольский // Сб. тр. VII Российской мультikonференции по проблемам управления // Материалы конференции «Управление в морских и аэрокосмических системах» (УМАС-2014). Санкт-Петербург. 2014. С. 315–324.

Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.

Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов. 2-е изд., доп. и перераб. М.: Машиностроение, 1990.

Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974.

Результаты лётного эксперимента на МКС по исследованию влияния переотражений на решение задач навигации, ориентации и сближения по измерениям аппаратуры спутниковой навигации / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, С.Н. Рожков, А.С. Семенов // Гироскопия и навигация. 2012. № 1(76).

Результаты лётного эксперимента на МКС по исследованию влияния переотражений на решение задач навигации, ориентации и сближения по измерениям аппаратуры спутниковой навигации / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, С.Н. Рожков, А.С. Семенов // Сб. тр. XVIII Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2011.

Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С. Шебшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич [и др.]. М.: Радио и связь, 1993.

Совершенствование бортового математического обеспечения первой инерциально-спутниковой системы навигации и ориентации космических средств выведения / В.Д. Дишель, А.К. Быков, В.Г. Сулимов, Н.В. Соколова // Обобщение результатов серии лётных испытаний системы: XIII Санкт-Петербургская междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2006.

Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2000.

Тихонравов М.К. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли. М.: Машиностроение, 1962.

Фундаментальные составляющие параметров вращения Земли в формировании высокоточной спутниковой навигации / Ю.Г. Марков, С.Н. Рожков, С.С. Крылов [и др.] // Космические исследования, 2015. Т. 53. № 2. С. 152–164.

Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.

Дополнительная

Анишаков Г.П., Мантуров А.И., Мостовой Я.А., Рублев В.И., Усталов Ю.М. Бортовое навигационное обеспечение космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Ресурс – ДК» / Г.П. Анишаков, А.И. Мантуров, Я.А. Мостовой [и др.] // XIII Санкт-Петербургская Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2006.

Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966.

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

Ахметов Р.Н., Мантуров А.И., Мостовой Я.А., Рублев В.И., Усталов Ю.М., Дзесов Р.А. Некоторые результаты анализа эксплуатации системы спутниковой навигации на КА «Ресурс-ДК» / Р.Н. Ахметов, А.И. Мантуров, Я.А. Мостовой [и др.] // XV Санкт-Петербургская Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2006.

Болдин В.А. Зарубежные глобальные системы навигации. М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1986.

Брандин В.Н., Васильев А.А., Худяков С.Т. Основы экспериментальной космической баллистики. М.: Машиностроение, 1974.

Бранец В.Н., Михайлов М.В. Аппаратура спутниковой навигации на существующих и перспективных изделиях РКК «Энергия». Функциональные возможности, технические характеристики // Международный форум по спутниковой навигации. М.: Правительство Москвы, 2007.

Бранец В.Н., Михайлов М.В., Стущев Ю.В. «Союз»–«МИР» — орбитальный эксперимент GPS/GLONASS // Сб. докладов XII Междунар. технической конф. ION GPS 1999, Nashville Convention Center.

Интерфейсный Контрольный Документ ГЛОНАСС: версия 5.0. 2002. URL: http://www.glonass-center.ru/ICD02_e.pdf

Истон Р.Л. Роль частоты и времени в навигационных спутниковых системах. Время и частота. М.: Мир, 1973.

Ишлинский А.Ю. Инерциальное управление баллистическими ракетами. М.: Наука, 1968.

Калман Р., Бьюси Р. Новые результаты в линейной фильтрации и теории предсказания. Труды Американского общества инженеров-механиков. М.: 1961. Т. 33. № 1.

Каргу Л.Ч. Системы угловой стабилизации КА. М.: Машиностроение, 1980.

Козлов А.Г. и др. Проектирование космических навигационных систем. Красноярск: НИИ ИПУ, 2000.

Космическая навигация / И.К. Бажинов, В.И. Алешин, В.Н. Почукаев [и др.]. М.: Машиностроение, 1975.

Космические аппараты / Б.В. Раушенбах [и др.]; под общ. ред. К.П. Феоктистова. М.: Воениздат, 1983.

Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. М.: Наука, 1973.

Кудрявцев И.В., Мищенко И.Н., Волынкин А.И. Бортовые устройства спутниковой радионавигации / под ред. В.С. Шебшаевича. М.: Транспорт, 1988.

Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф. Баллистика ракет. М.: Машиностроение, 1970.

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

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

Легостаев В.П., Раушенбах Б.В. Автоматическая сборка в космосе. Космические исследования. 1969. № 6. Т. VII.

Легостаев В.П., Шмыглевский И.П. Управление сближением космических аппаратов на этапе причаливания. Управление в космосе. М.: Наука, 1972. Т. II.

Малышев В.В. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез, управление. М.: Издательство МАИ, 2000.

Малышев В.В., Федоров А.В. Управление движением спутников космической системы // Сб. тр. II Междунар. конф. «Малые спутники. Новые технологии. Миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». М.: ЦНИИМАШ, 2000.

Марков Ю.Г., Почукаев В.Н. Фундаментальные составляющие параметров вращения Земли в формировании высокоточных систем навигации космических аппаратов // Доклады академии наук. 2013. № 3.

Мельников Е.К., Смирнов А.И. Метод решения многоцелевой задачи управления движением околоземной космической станции / Космонавтика и ракетостроение. 2009. Вып. 2 (55). С. 69–78.

Освоение космического пространства в СССР. 1967–1970 гг. М.: Наука, 1970.

Охоцимский Д.Е. Динамика космических полетов. М.: Изд-во МГУ, 1968.

Переверзenceв Е.Н., Сорочинский В.А. Алгоритмы решения задачи определения места судна по данным дальномерной навигационной спутниковой системы. Судовождение и связь / ЦНИИМФ. 1971. Вып. 147.

Переверзenceв Е.Н., Сорочинский В.А. Алгоритмы решения задачи определения места судна по данным разностно-дальномерных навигационных спутниковых систем. Судовождение и связь / ЦНИИМФ. 1972. Вып. 157.

Пономарев В.М. Теория управления движением космических аппаратов. М.: Наука, 1965.

Прецизионная система навигации и управления движением искусственных спутников Земли / Э.В. Гаушус, М.В. Михайлов, Ю.Н. Зыбин, А.В. Антонов // Вестник МГТУ им. Баумана. Спец. выпуск «Системы управления». 1/97(25).

Скакун И.О. Всемирное координированное время и методы сличения шкал времени // Космонавтика и ракетостроение. ЦНИИМАШ. 2012. № 4(69).

Смирнов Г.Д. Управление космическими аппаратами. М.: Наука, 1978.

Соловьев Ю.А. Состояние и развитие спутниковых навигационных систем. Научно-технический журнал по проблемам навигации // Новости навигации. 2008. № 2.

Соловьев Ю.А. Спутниковая навигация и ее применение. М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2003.

Соловьев Ю.А. Точность определения относительных координат и синхронных шкал времени объектов при использовании спутниковых радионавигационных систем // Радиотехника. ИПРЖР. 1998. № 9.

Управление спуском космического аппарата в атмосфере / Э.В. Гаушус, М.В. Михайлов, Ю.Н. Зыбин, А.В. Антонов // Вестник МГТУ им. Баумана. Спец. выпуск «Системы управления». 1/97 (25).

Чмых М.К. Спутниковые системы связи и навигации: сб. статей. Красноярск: КГТУ, 1997.

Чуров Е.П. Спутниковые системы радионавигации. М.: Сов. радио, 1977.

Шебшаевич Б.В., Тюляков А.Е., Дружинин В.Е., Федоров Д.Н., Чухненко А.В. Интегрированная навигационная аппаратура для низкоорбитальных космических аппаратов зондирования Земли / Б.В. Шебшаевич, А.Е. Тюляков, В.Е. Дружинин [и др.] // X Санкт-Петербургская Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003.

Шебшаевич В.С. Введение в теорию космической навигации. М.: Сов. радио, 1971.

Шебшаевич В.С. Введение в теорию космической навигации. М.: Сов. радио, 1976.

Bamford W., Winternitz L., Hay C. Autonomous GPS Positioning at High Earth Orbits. GPS World, Apr. 1, 2006.

Milliken R.J., Zoller C.J. Principle of operation of NAVSTAR and systems characteristics. "Navigation" (USA), 1978. Vol. 25. No. 2.

Murtazin R., Budylov S. Short Rendezvous Missions for Advanced Russian HumanSpacecraft // Acta Astronautica. 2010. No. 67. Pp. 900–909.

Murtazin R., Petrov N. Short Profile for the Human Spacecraft SOYUZ-TMA Rendezvous Mission to the ISS // Acta Astronautica. 2012. № 77. P. 77–82.

NASA News Release-66-226 "Project Gemini-11", 1966.

NASA News Release-73-131 "Project Skylab-3 (Second Manned Mission)", 1973.

Noe P.S., Myers K.A., Wu T.K. A navigation algorithm for the low-cost GPS receiver. "Navigation" (USA), 1978. Vol. 25. No. 2.

Parkinson B.W., Spilker J.J. Global Positioning System: Theory and Applications. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. Vol. I, II.

Spilker J.J. GPS signal structure and performance characteristics. "Navigation" (USA), 1978. Vol. 25. No. 2.

Оглавление

Предисловие	5
Список основных сокращений	8
Основные термины и определения	10
Введение	13
Глава 1. Задачи космической навигации. Невозмущенное движение космического аппарата	15
1.1. Задачи космической навигации	15
1.2. Время в космической навигации	16
1.3. Основные системы координат	20
1.4. Невозмущенное движение КА. Кеплеровы элементы орбиты	34
Контрольные вопросы	39
Глава 2. Возмущенное движение космического аппарата, возмущающие ускорения, действующие на него. Моделирование движения космического аппарата	40
2.1. Возмущения, влияющие на орбиты КА	40
2.2. Возмущения, обусловленные нецентральностью гравитационного поля Земли	44
2.3. Аэродинамическое возмущение орбиты КА	54
2.4. Возмущения, обусловленные гравитационным воздействием на КА Луны, Солнца и других планет	58
2.5. Возмущения орбиты КА под воздействием сил солнечного давления	66
2.6. Уравнения движения в ГСК. Возмущения движения КА, обусловленные параметрами вращения Земли	68
2.7. Замечательные орбиты и их свойства	80
Контрольные вопросы	84
Глава 3. Методы интегрирования уравнений движения космического аппарата	85
3.1. Интегрирование уравнений движения КА методом Рунге — Кутты четвертого порядка	85
3.2. Возможные способы повышения быстродействия алгоритмов. Экономичный метод интегрирования уравнений движения КА	88
3.3. Представление вектора состояния КА в виде вектора координат и его приращения. Метод интегрирования уравнений движения КА в приращениях	94
3.4. Интегрирование уравнений движения КА в ИСК БИНС с учетом измерений БИНС	100

3.5. Алгоритмы расчета приращений кажущейся скорости в БИНС	104
3.6. Синхронизация измерений БИНС с измерениями АСН	108
3.7. Рекуррентный алгоритм интегрирования уравнений движения КА в приращениях относительно ГСК с учетом измерений БИНС	111
3.8. Неформальное описание алгоритмов интегрирования уравнений движения КА в приращениях относительно ГСК с учетом измерений БИНС	115
Контрольные вопросы.....	123
Глава 4. Определение орбит. Глобальные спутниковые навигационные системы ГЛОНАСС и GPS, их основные характеристики.....	124
4.1. Определение орбит КА по наземным радиоизмерениям	124
4.2. Основные принципы решения навигационной задачи КА с использованием ГСНС	126
4.3. Идеология построения систем ГЛОНАСС и GPS, их основные характеристики и отличия. «Сырые» измерения в аппаратуре потребителя	129
4.4. Время в системах ГЛОНАСС и GPS.....	136
Контрольные вопросы.....	144
Глава 5. Альманахи и эфемериды ГЛОНАСС и GPS. Алгоритмы расчета координат и скорости навигационного спутника по альманахам и эфемеридам. Точностные характеристики и «время жизни» альманахов и эфемерид систем ГЛОНАСС и GPS.....	145
5.1. Общие сведения.....	145
5.2. Алгоритм расчета координат и скорости НС по данным альманаха GPS. Точность формируемых координат.....	146
5.3. Алгоритмы расчета координат и скорости НС по данным эфемерид GPS. Точность формируемых координат и скорости	150
5.4. Алгоритмы расчета координат и скорости НС по данным альманаха ГЛОНАСС. Точность формируемых координат.....	155
5.5. Алгоритмы расчета координат и скорости НС по данным эфемерид ГЛОНАСС. Точность формируемого вектора состояния	159
5.6. Возможные пути повышения точности прогноза и увеличения «времени жизни» эфемерид ГЛОНАСС и GPS.....	164
Контрольные вопросы.....	173
Глава 6. Алгоритмы формирования навигационных определений в аппаратуре спутниковой навигации.....	174
6.1. Расчет поправок к измерениям псевдодальностей	174
6.2. Алгоритмы формирования вектора координат потребителя.....	183
6.3. Алгоритмы формирования вектора скорости потребителя	191
6.4. Ошибки определения векторов координат и скорости. Методы повышения точности навигационных определений АСН.....	198
Контрольные вопросы.....	202

Глава 7. Формирование оценки орбиты низкоорбитальных космических аппаратов по измерениям координат аппаратуры спутниковой навигации.....	203
7.1. Общие сведения	203
7.2. Обоснование необходимости вторичной обработки измерений АСН. Структура АСН космического назначения.....	205
7.3. Динамическая фильтрация измерений АСН и ее алгоритмы	214
7.4. Зависимость ошибок формируемой оценки орбиты от различных возмущающих факторов.....	220
7.5. Динамическая фильтрация измерений АСН с самонастройкой на текущее аэродинамическое торможение	227
7.6. Метод определения возмущений, действующих на НС GPS и ГЛОНАСС, обусловленных силами солнечного давления.....	231
Контрольные вопросы.....	234
Глава 8. Анализ ошибок формируемой оценки орбиты по реальным измерениям АСН-М МКС.....	235
8.1. Зависимость точности формируемой оценки орбиты от ошибок измерений	235
8.2. Зависимость точности формируемой оценки орбиты от ошибок модели гравитационного поля Земли	239
8.3. Зависимость точности формирования оценки орбиты от аэродинамического торможения КА	243
8.4. Зависимость формируемой оценки орбиты от гравитационного воздействия на КА Луны и Солнца и смещения полюса Земли	245
8.5. Зависимость точности формируемой оценки орбиты от постоянной времени фильтра	247
Контрольные вопросы.....	250
Глава 9. Динамическая фильтрация «сырых» измерений аппаратуры спутниковой навигации. Зависимость точности формируемой по «сырым» измерениям оценки орбиты от возмущающих факторов	251
9.1. Алгоритмы динамической фильтрации измерений псевдодальности	251
9.2. Зависимость точности формируемой оценки орбиты от ошибок измерений и числа навигационных спутников в группировке.....	254
9.3. Зависимость точности формируемой оценки орбиты от ошибок модели гравитационного поля Земли	261
9.4. Зависимость точности формируемой оценки орбиты от аэродинамического торможения КА	263
9.5. Влияние на точность формируемой оценки орбиты гравитационных возмущений от Луны и Солнца, солнечного давления, параметров вращения Земли	265
Контрольные вопросы.....	265

Глава 10. Формирование оценки орбиты в приращениях с учетом измерений БИНС и коррекцией оценки по полным «сырым» измерениям	266
10.1. Общие сведения	266
10.2. Алгоритмы динамической фильтрации измерений псевдодальностей и интегральных фаз	267
10.3. Алгоритмы динамической фильтрации измерений псевдодальностей и интегральных фаз с самонастройкой на аэродинамическое торможение	275
10.4. Неформальное описание алгоритмов динамической фильтрации полных «сырых» измерений АСН при формировании оценки орбиты КА в приращениях	278
10.5. Зависимость точности формируемой оценки орбиты и устойчивости по отношению к внешним возмущающим ускорениям от постоянных времени динамического фильтра с использованием реальных «сырых» измерений АСН-М МКС	284
10.6. Зависимость точности формируемой оценки орбиты и устойчивости по отношению к внешним возмущающим ускорениям от числа видимых НС	289
10.7. Алгоритм формирования оценки орбиты и кажущейся скорости при больших ускорениях от корректирующих двигателей	296
Контрольные вопросы	300
Глава 11. Навигация высокоорбитальных космических аппаратов по измерениям глобальных спутниковых навигационных систем	302
11.1. Общие сведения	302
11.2. Навигация высокоэллиптических КА по измерениям АСН в окрестности перигея	303
11.3. Навигация высокоэллиптических КА по полным «сырым» измерениям от прямых и обратных НС	314
11.4. Навигация геостационарных космических аппаратов по полным «сырым» измерениям от обратных НС	326
Контрольные вопросы	334
Литература	335

Учебное издание

Микрин Евгений Анатольевич
Михайлов Михаил Васильевич

**Навигация космических аппаратов
по измерениям от глобальных спутниковых
навигационных систем**

Редактор *К.А. Осипова*
Художник *Э.Ш. Мурадова*
Корректор *Р.В. Царева*
Компьютерная графика *Т.Ю. Кутузовой*
Компьютерная верстка *Н.Ф. Бердавцевой*

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

В оформлении использованы шрифты Студии Артемия Лебедева.

Подписано в печать 26.03.2018. Формат 70×100/16.

Усл. печ. л. 28,11. Тираж 200 экз.

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

Отпечатано в ПАО «Т8 Издательские Технологии»
109316, Москва, Волгоградский проспект, д. 42, корп. 5.

**В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышел в свет учебник
Н.П. Деменкова, Е.А. Микрина
«Управление в технических системах»**



Изложена теория автоматического управления в применении к техническим системам. Рассмотрены характерные особенности систем управления, их математическое описание, синтез корректирующих устройств, а также проектирование оптимальных и адаптивных систем управления.

Для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению «Управление в технических системах» и изучающих дисциплины «Основы теории управления», «Теория автоматического управления», «Управление в технических системах», «Основы автоматики и системы автоматического управления» и др.

Учебник может быть полезен для инженерно-технических работников предприятий, проектных организаций и институтов, занимающихся вопросами автоматизации и управления производственными процессами и техническими объектами.

Год издания: 2017

Тип издания: Учебник

Объем: 456 стр. / 37,05 п.л.

Формат: 70x100/16

ISBN: 978-5-7038-4661-2

Информацию о других новых книгах можно получить на сайте Издательства МГТУ им. Н.Э. Баумана
<http://baumanpress.ru>

По вопросам приобретения обращаться в отдел реализации Издательства:

телефон: 8 499 263-60-45;

факс: 8 499 261-45-97

e-mail: press@baumanpress.ru

**В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет учебное пособие Е.А. Микрина
«Бортовые комплексы
управления космических аппаратов»**



Изложены методология и средства создания бортовых комплексов управления современных космических аппаратов. Представлены структура и состав бортового комплекса управления, а также описание его составных частей, методология модульного проектирования структуры программного и информационного обеспечения бортовых комплексов управления.

Показана технология разработки и отработки программного обеспечения систем управления космических аппаратов.

Содержание данного пособия соответствует курсу лекций, читаемому автором в МГТУ им. Н.Э. Баумана на кафедре «Системы автоматического управления».

Для студентов старших курсов, аспирантов соответствующих специальностей, также может быть полезно научно-техническим работникам, занимающимся созданием и эксплуатацией систем управления космических аппаратов, и специалистам по вычислительным системам и комплексам, информатике и программному обеспечению информационно-управляющих систем.

Год издания: 2014

Тип издания: Учебное пособие

Объем: 246 стр. / 16 п.л.

Формат: 60x90/16

ISBN: 978-5-7038-3983-6

Информацию о других книгах можно получить на сайте Издательства МГТУ им. Н.Э. Баумана
<http://baumanpress.ru>

По вопросам приобретения обращаться в отдел реализации Издательства:

телефон: 8 499 263-60-45;

факс: 8 499 261-45-97

e-mail: press@baumanpress.ru