



Достижение высокого технологического уровня радио-электроники невозможно без поддержания современного уровня знаний. Серия книг «Мир радиоэлектроники» с 2010 года успела зарекомендовать себя как собрание актуальной научной и технической литературы.

Директор Департамента радиоэлектронной промышленности Минпромторга России С.В. Хохлов



ТЕХНОСФЕРА
РЕКЛАМНО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ СЕРИИ КНИГ «МИР РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ»

Хохлов Сергей Владимирович, директор Департамента радиоэлектронной промышленности Минпромторга РФ – председатель редсовета

Члены совета:

Авдонин Борис Николаевич, советник директора ФГУП «МНИИРИП», д.э.н., профессор, г. Москва

Акопян Иосиф Григорьевич, АО «МНИИ «Агат», д.т.н., профессор, г. Москва

Анцев Георгий Владимирович, ген. директор – ген. конструктор АО «Концерн «Моринформсистема-Агат», г. Москва

Беккиев Азрет Юсупович, зам. ген.директора холдинговой компании «Росэлектроника», д.т.н., профессор, г. Воронеж

Белый Юрий Иванович, ген. директор АО «НИИП им. В.В. Тихомирова», г. Жуковский

Боев Сергей Федотович, председатель совета директоров АО «РТИ», генеральный конструктор, д.т.н., д.э.н., профессор, г. Москва

Борисов Юрий Иванович, заместитель министра обороны РФ, д.т.н., г. Москва

Букашкин Сергей Анатольевич, АО «Концерн «Автоматика», д.т.н., профессор, г. Москва

Бушуев Николай Александрович, советник ген. директора АО «НПП «Контакт», к.ф.-м.н., д.э.н., профессор, г. Саратов

Верба Владимир Степанович, ген. конструктор АО «Концерн радиостроения «Вега», чл.-корр. РАН, г. Москва

Верник Петр Аркадьевич, директор АНО «Институт стратегий развития», г. Москва

Вилкова Надежда Николаевна, ген. директор ЗАО «МНИТИ», к.т.н., д.э.н., профессор, г. Москва

Гуляев Юрий Васильевич, директор ФГУ ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН, академик РАН, г. Москва

Зверев Андрей Владимирович, к.э.н., г. Москва

Кожанов Дмитрий Александрович, ген. директор АО «НИИЭТ», г. Воронеж

Козлов Геннадий Викторович, советник ген. директора ОАО «Концерн ПВО «Алмаз-Антей», д.т.н., профессор, г. Москва

Красников Геннадий Яковлевич, ген. директор АО «НИИМЭ», академик РАН, г. Москва, г. Зеленоград

Критенко Михаил Иванович, госкорпорация «Ростех», к.т.н., г. Москва

Мальцев Петр Павлович, научный руководитель ИСВЧПЭ РАН, д.т.н., профессор, г. Москва

Минаев Владимир Николаевич, д.т.н., профессор, г. Москва

Муравьев Сергей Алексеевич, к.т.н., с.н.с., г. Москва

Немудров Владимир Георгиевич, научный руководитель АО «НИИМА «Прогресс», д.т.н., профессор, г. Москва

Попов Владимир Васильевич, президент ОАО «Светлана», к.т.н., г. Санкт-Петербург

Сигов Александр Сергеевич, академик РАН, президент МГТУ МИРЭА, г. Москва

Суворов Александр Евгеньевич, ген. директор ФГУП «МКБ «Электрон», г. Москва

Турилов Валерий Александрович, ген. директор АО «КНИИТМУ», к.т.н., доцент, г. Калуга

Федоров Игорь Борисович, президент МГТУ им. Н.Э. Баумана, академик РАН, д.т.н., профессор, г. Москва

Чаплыгин Юрий Александрович, президент Национального исследовательского университета «МИЭТ», чл.-корр. РАН, г. Москва, г. Зеленоград

Шахнович Илья Владимирович, главный конструктор ООО «НИИИТ», г. Москва

Шубарев Валерий Антонович, президент ОАО «Авангард», д.т.н., профессор, г. Санкт-Петербург

Якунин Александр Сергеевич, АО «Концерн «Созвездие», г. Воронеж



МИР радиоэлектроники

Цзясин Лю

Теория и технологии
передачи ТТ&С
(телеметрия, отслеживание,
управление)
космических аппаратов

Перевод на русский язык А.И. Демьяникова,
Е.Б. Махияновой, К.В. Юдинцева

под редакцией к.т.н. Ю.С. Яскина

ТЕХНОСФЕРА

Москва

2017



Издание осуществлено при поддержке
Филиала ОАО «ОРКК» – «НИИ КП»

УДК 621.39
ББК 32.96
Ц55

Ц55 Цзясин Лю

Теория и технологии передачи ТТ&С (телеметрия, отслеживание, управление) космических аппаратов

Москва: ТЕХНОСФЕРА, 2017. – 632 с., ISBN 978-5-94836-489-6

Это первая книга, знакомящая читателя с технологиями передачи ТТ&С (telemetry, track and command – телеметрия, отслеживание и управление) космических аппаратов с теоретической и практической точек зрения. Рассматривается множество инженерных примеров для системного проектирования, разработки и внедрения для ТТ&С и систем связи. Продемонстрировано несколько технологий для РЛС с непрерывным излучением вместе с особенностями распространения радиоволн и его влиянием на точность измерений орбиты.

Книга будет полезна исследователям и инженерам, работающим в области космических аппаратов ТТ&С и систем связи, студентам и аспирантам профильных вузов.

УДК 621.39
ББК 32.96



 国防工业出版社
National Defense Industry Press

© National Defense Industry Press, Beijing 2015
© 2017, АО «РИЦ «ТЕХНОСФЕРА», перевод на русский язык,
оригинал-макет, оформление

ISBN: 978-5-94836-489-6
ISBN: 978-7-118-07213-6 (кит.)

Содержание

Предисловие редактора перевода	11
Предисловие.....	13
Перечень часто употребляемых сокращений и слов	15
Глава 1	
Введение.....	16
1.1. Общие сведения	16
1.2. Передача телеметрической и командно-дальномерной информации	17
1.3. Задачи, классификация систем ТТ&С и функции систем передачи информации	19
1.4. Инженерные приложения передачи средств системы ТТ&С и средств передачи информации [3].....	27
1.4.1. Система С&Т с унифицированной несущей частотой [4]...	27
1.4.2. Космическая система С&Т [3]	28
1.4.3. Система С&Т для дальней космической связи [5, 6]	29
1.4.4. Система С&Т с фазированной антенной решеткой [7]	30
1.4.5. Высокоточная система измерения параметров траектории полета ракеты [3].....	32
1.4.6. Система передачи ТТ&С и информации космических аппаратов для исследования ближнего космоса [8]	33
Литература	34
Глава 2	
Теории и методы слежения и измерений орбиты	35
2.1. Общие положения.....	35
2.2. Локализация и измерения орбиты	37
2.2.1. Локализация.....	37
2.2.2. Геометрия распределения станций и точность локализации	41
2.2.3. Система измерений траектории	50
2.3. Измерение скорости — теория и методы: методы двух-, трех- и однопроходных измерений.....	53
2.3.1. Измерение скорости цели с использованием РЛС непрерывного излучения	53

2.3.2.	Метод измерения доплеровской частоты	58
2.3.3.	Теоретический анализ погрешности измерения скорости двухпроходным когерентным доплеровским методом	60
2.3.4.	Трехпроходный некогерентный доплеровский метод измерения скорости и \dot{S}	91
2.3.5.	Двухпроходный некогерентный доплеровский метод измерения скорости	94
2.3.6.	Однопроходный некогерентный доплеровский метод измерения скорости	102
2.3.7.	Теоретические расчеты точности измерения скорости	104
2.4.	Методы определения дальности. Теория и методы: Двух-, трех- и однопроходный методы	109
2.4.1.	Двухпроходные методы определения дальности с использованием непрерывного излучения	109
2.4.2.	Метод векторного анализа ошибки измерения дальности .	132
2.4.3.	Метод анализа характеристик групповой задержки ошибки измерения дальности [12]	142
2.4.4.	Случайная погрешность измерения дальности	153
2.4.5.	Теоретические расчеты точности определения дальности .	160
2.4.6.	Однопроходный метод измерения дальности	165
2.4.7.	Трехпроходный метод измерения дальности	168
2.4.8.	Система определения дальности для дальнего космоса	170
2.5.	Теория и методы угловых измерений	173
2.5.1.	Угловые измерения с использованием слежения антенной — трехканальный, двухканальный и одноканальный моноимпульсный метод	174
2.5.2.	Угловые измерения интерферометром	186
2.5.3.	Теоретические расчеты точности сопровождения по углу .	196
2.5.4.	Теоретический анализ сопровождения по углу сигналом с широким спектром — метод функции взаимной корреляции	200
2.5.5.	Угловые измерения с помощью фазированной антенной решетки и точность угловых измерений — методы пространственного скользящего окна и проекции цели на плоскость	213
2.5.6.	Независимое наведение, самонаведение и многолучевое наведение	239
2.5.7.	Метод сопровождения по углу с синтезом ДНА, используя поляризационное разнесение	259
	Литература	268

Глава 3

Технологии передачи информации	270
3.1. Технология аналоговой передачи в системах С&Т	271
3.1.1. Модуляция аналогового сигнала	271
3.1.2. Демодуляция аналогового сигнала	279
3.1.3. Двусторонний захват и синхронизация несущей частоты в системе С&Т — развертка по частоте для захвата и синхронизации и решения для определения углового коэффициента последующей развертки частоты [1]	285
3.1.4. Комбинированные помехи в системе С&Т с единой несущей частотой — метод анализа интегрированных характеристик модуляции/демодуляции[3]	295
3.2. Технологии передачи цифровых сигналов в системах С&Т	305
3.2.1. Общие сведения	305
3.2.2. Оптимальная передаточная функция при передаче цифрового сигнала [7]	307
3.2.3. Технологии цифровой модуляции/демодуляции	314
3.2.4. Технологии кодирования/декодирования для каналов	327
3.2.5. Воздействие шума на частоту появления битовых ошибок при передаче данных. Эквивалентный метод расчета амплитудного шума	344
3.2.6. Воздействие линейных искажений на частоту появления битовых ошибок при передаче данных	350
3.2.7. Воздействие нелинейных искажений на частоту появления битовых ошибок при передаче данных	362
3.3. Методы передачи данных телеметрии, телеуправления и дистанционного зондирования	378
3.3.1. Методы передачи данных телеметрии	378
3.3.2. Технология передачи команд	395
3.3.3. Техника передачи информации дистанционного зондирования	412
Литература	428

Глава 4

Широкополосное телеуправление и слежение	430
4.1. Общие понятия	430
4.2. Характеристики системы широкополосного телеуправления и слежения (ТТ&С)	431
4.3. Основные методы широкополосного телеуправления и слежения (ШТУС)	435
4.3.1. Широкополосная модуляция с прямым расширением спектра (DSSS)	436

4.3.2.	Расширение спектра со скачкообразной перестройкой частоты (FHSS)	442
4.3.3.	Гибридные, широкополосные DSSS- и FHSS-системы.....	446
4.3.4.	Широкополосная система с псевдослучайным переключением временных интервалов	446
4.3.5.	Скачкообразная перестройка кодов	447
4.4.	Обнаружение и отслеживание сигналов TT&C-системы	452
4.4.1.	Обнаружение и отслеживание сигналов DSSS.....	452
4.4.2.	Система обнаружения и слежения за широкополосными сигналами со скачкообразной перестройкой частоты.....	460
4.4.3.	Измерение скорости с использованием широкополосных сигналов со скачкообразной перестройкой частоты — двухэтапный метод измерения скорости системой со скачкообразной перестройкой частоты.....	462
4.5.	Точность измерения и следящий порог широкополосной TT&C-системы с кодом прямой последовательности	467
4.5.1.	Погрешность фазы в схеме автоподстройки несущей приемника сигналов с расширенным спектром (широкополосного приемника).....	467
4.5.2.	Ошибка измерения дальности в широкополосной TT&C-системе	469
4.5.3.	Погрешность измерения скорости в широкополосной TT&C-системе	471
4.6.	«Двухполосный сигнал с расширенным спектром» и его применение в спутниковой системе слежения и связи (TDRSS)	471
4.6.1.	Возникающие проблемы	471
4.6.2.	Мультиплексирование с кодовым разделением и двухполосный сигнал с расширенным спектром	473
4.6.3.	Главные технические проблемы системы и обработки сигналов с двойным разрешением	475
4.7.	Хаотическая последовательность и хаотический широкополосный сигнал в системе слежения, телеметрии и управления (TT&C).....	479
4.7.1.	Характеристики хаотической последовательности	479
4.7.2.	Тип, выбор и генерация хаотической последовательности [6]	484
4.7.3.	Синхронизация и ранжирование хаотических сигналов с расширенным спектром	495
	Литература	505

Глава 5

Специальные вопросы по радиоканалу передачи сигналов системы связи и слежения (С&Т-системы)	507
5.1. Разработка оптического и Ка-диапазонов спутниковой связи и слежения	507
5.1.1. Принцип выбора полосы частот для системы связи и слежения [1]	507
5.1.2. Тенденция развития	511
5.1.3. История развития С&Т-систем Ка-диапазона [2]	514
5.1.4. Характеристики системы слежения и связи (С&Т) Ка-диапазона	515
5.1.5. Главные технические вопросы системы слежения и связи Ка-диапазона	520
5.2. Атмосферное и дождевое затухание радиосигналов в канале передачи [5]	524
5.2.1. Важность изучения дождевого эффекта затухания радиосигнала [5]	524
5.2.2. Характеристики затухания в дожде	525
5.2.3. Расчет затухания радиосигнала в дожде	525
5.2.4. Прирост шумовой температуры системы по причине дождя	531
5.2.5. Меры противодействия затуханию радиосигнала в дожде	532
5.2.6. Атмосферное затухание радиосигнала в канале передачи	537
5.3. Факторы влияния многолучевости при передаче радиосигнала	541
5.3.1. Три типа быстрого затухания/замирания при многолучевом распространении	542
5.3.2. Природа коэффициента отражения	545
5.3.3. Потери и мерцательное затухание в трассе многолучевого распространения радиосигнала	551
5.3.4. Ошибка оценки орбиты, обусловленная многолучевым распространением	555
5.3.5. Влияние многолучевой интерференции на частоту двоичных ошибок при передаче данных	559
5.3.6. Меры противодействия многолучевой интерференции	563
5.4. Новые методы имитационного моделирования и точной настройки (калибровки)	592
5.4.1. Метод динамической имитации на основе уравнения движения	592
5.4.2. Калибровка фазы по дискретному источнику радишума (радиозвезды)	597
5.4.3. Орбитальная фазовая калибровка путем измерения величины «перекрестной связи»	603

5.4.4.	Применение геометрической оптики для калибровки по дальности.....	606
5.4.5.	Влияние характеристик распространения радиоволн на точность определения орбиты	612
5.4.6.	Исправление погрешности измерения давления, возникающей вследствие явления рефракции радиоволны.....	619
5.4.7.	Методы коррекции ионосферной ошибки за счет влияния рефракции радиоволн в ионосфере	621
5.4.8.	Факторы, влияющие на точность коррекции	625
	Литература	627
	Предметный указатель	628

Предисловие редактора перевода

Зарождение и активное развитие радиотехнических систем и комплексов (РТСиК), без которых невозможны повседневная деятельность и общественное развитие, способствовало формированию, становлению и изучению современных информационных технологий в РТСиК. Изучение и освоение информационных технологий в РТСиК, представляющих основную задачу подготовки высококвалифицированных специалистов, сталкивается с определенными трудностями.

Интенсивность внедрения радиотехнических систем и комплексов, различных по виду и назначению, стремительно возрастает. Непременным условием работы любой РТСиК является получение, обработка, хранение и передача различного рода информации. Например, информация формируется в источнике сообщений РЛС, кодируется (модулируется) в радиопередатчике, передается в канал связи, поступает в радиоприемник, где декодируется (демодулируется) и принимается в виде сообщения. Применительно к РТСиК необходимо решать задачи теории информации.

Способом получения и передачи на Землю информации является использование радиотелеметрических систем, которые дают возможность вести непрерывный контроль состояния и управление объектом. Наибольшее развитие в настоящее время получили телеметрические системы для контроля технических систем и экипажей летательных аппаратов, а также для различных исследований с большим объемом измерений, многообразием телеметрических процессов и числом датчиков, обеспечивающие передачу информации на большие расстояния при весьма жестких ограничениях веса и габаритов. Получение, обработка, передача и хранение различного рода информации — неперенное условие работы любой системы управления по разомкнутому или замкнутому принципу.

Информационные технологии, применяемые в построении РТСиК в настоящее время, обусловлены широким применением цифровых методов формирования и обработки сигналов, использованием интегральной и функциональной электроники, гибридных интегральных схем, твердотельных СВЧ-устройств, позволяющих существенно расширить возможности РТСиК, увеличить объем перерабатываемой и используемой информации и многообразие решаемых задач. Но все это не находит пока в полной мере отражения в изданиях научной и учебной литературы для специалистов и студентов радиотехнических вузов.

Переводное издание книги Цзясин Лю «Теория и технологии передачи ТТ&С (телеметрия, отслеживание, управление) космических аппаратов» познакомит читателя с технологиями передачи ТТ&С (telemetry, track and command — телеметрия, отслеживание и управление) космических аппаратов с теоретической и практической точек зрения. В ней рассматривается

множество инженерных примеров для системного проектирования, разработки и внедрения для ТТ&С и систем связи. Главной особенностью этой книги является идея объединения ТТ&С с передачей информации, а также практическое применение теории при разработке технических образцов соответствующих устройств.

Благодаря быстрому развитию авиационно-космических технологий сегодня перед разработчиками систем С&Т (связи и слежения) встает большая проблема. Традиционная концепция С&Т уступает место понятию связи и навигации, где навигация содержит традиционные понятия слежения, определения орбиты, ее контроля и расчета, в то время как связь означает передачу различных видов информации. Поэтому она имеет некоторые новые расширенные функциональные возможности, такие как информация о командах и телеметрии, передача голоса и данных на низкой скорости, и новое расширение — высокоскоростную передачу данных.

В книге приводятся основы теории передачи ТТ&С информации космических аппаратов. При сочетании ТТ&С и передачи информации представлено несколько технологий для РЛС с непрерывным излучением, включая измерения по дальности, скорость изменения дальности и угла, аналоговую и цифровую передачу информации, телеуправление, телеизмерения, дистанционное зондирование и расширение спектра ТТ&С. Для решения особых проблем, возникающих в каналах для ТТ&С и передачи информации, излагаются особенности распространения радиоволн и его влияние на точность измерений орбиты, рассматриваются эффекты, вызванные затуханием (радиоволн) в дожде и в атмосфере, а также многолучевым распространением, и технология поляризации состава (композиции).

Книга может быть интересна исследователям и инженерам, студентам университетов, аспирантам и специалистам, работающим в области космических аппаратов ТТ&С и систем связи.

Руководитель филиала

*ОАО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» —
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения»
к.т.н. Яскин Юрий Сергеевич*

Предисловие

Аббревиатура «ТТ&С» означает телеметрия, слежение и управление (команды)¹. Термин «передача информации космическим аппаратом» относится к передаче информации, генерируемой космическим аппаратом, и приему ее наземной станцией. С развитием технологий ТТ&С и передача информации были органически связаны между собой и взаимно дополняли друг друга функциями, унифицированными в синтезе сигнала и интегрированными в оборудование. Кроме того, телеметрия и телеуправление, по существу, являются особым видом передачи информации. С точки зрения развития технологий информационная война и интегрированные электронные информационные системы требуют, чтобы ТТ&С и передача информации разрабатывались на унифицированной основе и были интегрированы в единое устройство. Эта книга подчеркивает характеристики комбинации ТТ&С и техники передачи информации с особым акцентом на последней. Исходя из многолетнего опыта автора в разработке различного оборудования для ТТ&С и в попытке сочетать теорию с практикой, основное внимание в книге сосредоточено на главных технологиях, обычно применяемых для системы связи и слежения (С&Т) за различными летательными аппаратами, чтобы помочь читателям получить более глубокое понимание систем ТТ&С и обеспечить их теоретической основой для решения практических инженерных задач.

Книга делится на две части: передача ТТ&С и передача информации и состоит из пяти глав. Глава 1 описывает прошлое, настоящее и будущее технологий ТТ&С и техники (средств) передачи информации. Глава 2 является введением в теорию и методы слежения и орбитальных измерений с акцентом на технологиях измерения скорости, дальнометрии, угловых измерениях с помощью радиолокационных станций постоянного излучения и технологиях геолокации. Глава 3 («Технологии передачи информации») посвящена технологиям передачи аналоговых и цифровых данных. В дополнение к базовым теориям в сочетании с особенностями С&Т также рассмотрены телеметрия, телеуправление и технологии дистанционного зондирования. Глава 4 («Широкополосное телеуправление и слежение») представляет применение технологий расширения спектра в области С&Т. В главе 5 описано развитие частотного диапазона передачи ТТ&С в сочетании с особыми проблемами, возникающими в канале радиопередачи, такими как затухание сигнала из-за дождя, атмосферное затухание и влияние условий распространения радиоволн на точность определения орбиты во время передачи сигналов, воздействие передачи многолучевого сигнала и синтез поляризационно-разнесенного приема.

¹ В русскоязычной технической литературе используются устоявшиеся термины «командно-телеметрическая информация», «командно-телеметрическая радиолиния».

Учитывая основную цель, которой является введение в базовые знания о теориях и технологиях, главной особенностью этой книги является идея объединения ТТ&С с передачей информации, а также сочетание теории с практическим опытом в области разработки оборудования.

Вследствие более широкого применения системы С&Т, в частности благодаря ее растущему значению для военных приложений, она превращается в единственную информационную линию связи между космическим аппаратом и Землей, поэтому сейчас наблюдается рост числа специалистов, занятых в разработке, производстве, применении и преподавании знаний такой инженерной системы. Тем не менее есть только несколько книг, в которых описаны применяющиеся технологии. По этой причине автор благодаря опыту практического участия в различных проектах с применением исследовательского инженерного оборудования в течение многих лет решил обобщить свои опубликованные работы и учебные материалы для написания этой книги в надежде обеспечить поддержку ученым, разработчикам, производственникам, преподавателям и студентам университетов, которые принимают участие в разработке, проектировании, производстве и применении системы С&Т.

Работа над этой книгой велась при большой поддержке сотрудников Китайского Юго-Западного института электронной техники (China Southwest Institute of Electronics Technology) — места работы автора, а также СМН национальной оборонной промышленности. Большая часть содержания этой книги отражает успехи, достигнутые учеными Китайского Юго-Западного института электронной техники в разработке систем С&Т в течение многих лет, поэтому она является плодом усилий всех участников. Кроме того, в ходе составления этой книги академик Ян Шичжун провел рецензирование рукописи, исследователи Лей Ли и Чжан Хансан выдвинули множество ценных замечаний, Ян Хунцзюнь предоставил большой свод материалов, Лю Юй и Лю Яньмен выполнили подавляющую часть работ по редактированию текста. Здесь автор выражает искреннюю благодарность всем им за огромную поддержку.

Цзясин Лю

Чэнду, Китай
Август 2013 г.

Перечень часто употребляемых сокращений и слов

AM	—	амплитудная модуляция
QAM	—	квадратурная амплитудная модуляция
FM	—	частотная модуляция
PM	—	фазовая модуляция
FSK	—	частотная манипуляция
PCM	—	импульсно-кодовая модуляция
PSK	—	фазовая манипуляция (ФМ)
BPSK	—	бинарная ФМ (ФМ 2)
2PSK	—	ФМ 2
QPSK	—	квадратурная манипуляция фазовым сдвигом, квадратурная фазовая манипуляция
PSM	—	импульсно-кодовая модуляция (pulse code modulation)
MSK	—	двоичная частотная манипуляция (с непрерывной фазой)
FDM	—	частотное разделение каналов
TDM	—	временное разделение каналов
CDM	—	кодовое разделение каналов
BPSK	—	двоичная ФМ
8PSK	—	8-позиционная (8 фаз) ФМ
QPSK	—	квадратичная ФМ
OQPSK	—	ФМ со смещением на 1/2 периода (offset)
UQPSK	—	несимметричная квадратурная фазовая манипуляция-модуляция
ω_c	—	несущая частота

ГЛАВА I

ВВЕДЕНИЕ

I.1. Общие сведения

Эта книга является попыткой ознакомить читателя с телеметрией, отслеживанием и управлением (ТТ&С) различными летательными аппаратами, такими как воздушные транспортные средства (с высотой полета менее 20 км), космические аппараты для исследования околоземного пространства (с высотой полета 20–100 км), космические аппараты (с высотой полета более 100 км). Последние космические аппараты, совершающие полеты на высоте более 2×10^6 км, также известны как космические аппараты для исследований дальнего космоса. В частности, летательные аппараты включает в себя ракеты, спутники, космические аппараты, космические станции, космические аппараты для исследований дальнего и ближнего космоса, беспилотные летательные аппараты (БПЛА), дирижабли, или воздушные шары, — все они являются объектами применения ТТ&С. ТТ&С и системы связи и слежения (С&Т) работают в радио-, оптическом, инфракрасном и других диапазонах, которые соответственно определяют их типы. Среди них система С&Т с использованием непрерывного излучения радиосигналов является наиболее широко используемой, она в основном и описана в этой книге.

Передача информации между летательными аппаратами и наземными станциями означает передачу информации, принятой или сгенерированной самим аппаратом или наземными станциями, либо через двухточечное (парное) соединение, либо по сети. Система передачи информации используется для передачи информации от передающего терминала к приемному в другой точке пространства-времени. Она может обрабатывать информацию, полученную в результате работы средств телеметрии, телеуправления, дистанционного зондирования, разведки, обнаружения, наведения, научных экспериментов и наблюдений космической среды, а также традиционные передачи голоса и изображений. Вышеуказанное понятие передачи информации имеет более широкое применение, чем понятие традиционной связи: в первом случае передача содержит информацию о телеуправлении и телеметрии, необходимую для нормальной работы летательного аппарата-носителя (обычно называемую инженерной ТТ&С), прикладную информацию, принятую или переданную полезной нагрузкой (Р/L), размещенной на носителе, а также информацию для полезной нагрузки от устройств телеуправления и телеметрии (как правило, называемую обслуживающей ТТ&С).

Благодаря быстрому развитию авиационно-космических технологий сегодня перед разработчиками систем С&Т встает большая проблема. Традиционная концепция С& (связи и слежения) уступает место понятию связи и навигации, где навигация содержит традиционные понятия слежения, определения орбиты, ее контроля и расчета, в то время как связь означает передачу различных видов информации. Поэтому она имеет некоторые новые расширенные функциональные возможности, такие как информация о командах и телеметрии, передача голоса и данных на низкой скорости, и новое расширение — высокоскоростную передачу данных.

1.2. Передача телеметрической и командно-дальномерной информации

Клод Элвуд Шеннон, основатель теории информации, определяет термин «информация» как «нечто, используемое для устранения неопределенности», т. е. описание неопределенности состояния движения или существования объекта. Эти неизвестные элементы содержатся в сообщениях, в то время как сигналы являются носителями этих сообщений. Так что на самом деле мы передаем сигналы. В этом смысле передача информации означает передачу неизвестных элементов в сообщениях, переносимых сигналами (а именно информации).

Информация существует в различных формах, таких как символ, голос и изображение. Эта книга посвящена только электронной информации. Электронная информационная система, как правило, представляет собой электронную систему, которая позволяет осуществлять генерацию, прием, передачу, обработку, применение и противодействие передачи информации для эксплуатации, управления или целей утилизации, пользуясь такими основными методами, как ЕТ и ИТ. Космическая электронная информационная система позволяет осуществлять генерацию, прием, передачу, обработку, применение и противодействие передачи информации с помощью платформ космических аппаратов. Подсистема передачи является важным компонентом информационной системы. В целом, часть подсистемы передачи, оборудование для работы которой установлено на космическом аппарате, называется полезной нагрузкой, а ее наземная часть — прикладной наземной системой.

Информационная система ТТ&С получает информацию об орбите аппарата (с помощью устройств слежения), телеметрическую информацию (от датчиков), формирует управляющую информацию от системы телеуправления.

Эта информация преобразуется в видеосигнал, который подается на модулятор радиопередающего устройства с целью передачи данных на

необходимую дальность. В приемном радиоустройстве сигнал демодулируется и обрабатывается, после чего транслируется пользователю.

Передача телеметрической и командно-дальномерной информации характеризуется следующими аспектами.

1. **Функции.** Передача информации зависит от систем ТТ&С в том смысле, что последние должны обеспечивать и поддерживать нормальную работу летательных аппаратов-носителей и полезной нагрузки в течение длительного срока службы. Большое значение также имеют наземные станции ТТ&С для настройки наземной антенны на работу с летательными аппаратами путем слежения их орбиты, обеспечивая двустороннюю передачу информации между летательными аппаратами и наземными станциями.
2. **Синтез сигнала.** ТТ&С-сигналы и сигналы, несущие информацию, были объединены в общей системе сигналов. Унифицированные несущие сигналов с частотным разделением мультиподнесущей и расширение спектра сигналов с единым потоком данных — только один случай из многих.
3. **Приборы.** Системы ТТ&С и системы передачи информации были объединены, поэтому стали доступны многофункциональные терминалы с встроенными каналами и многофункциональные устройства с встроенным базовым диапазоном.
4. **Методы.** Телеметрия и телеуправление не более чем передача информации на дальние расстояния для реализации «дистанционного» измерения и управления. С развитием программного обеспечения и технологий радиосвязи телеметрия и телеуправление выполняются на общей платформе и используют общее программное обеспечение.
5. **Приложения.** Поскольку космическая техника была введена в эксплуатацию после успешных научно-исследовательских работ и испытаний, применение передачи информации вызывает все большую озабоченность. Например, станции дистанционного зондирования, приемные станции разведывательных данных, спутниковые системы для слежения и ретрансляции данных, а также системы ТТ&С на БПЛА в основном включают передачу данных, кроме передачи ТТ&С для полезной нагрузки.
6. **Дальнейшее развитие.** Информационная война, точность удара, а также разработка интегрированных электронных информационных систем требуют интеграции функций ТТ&С и передачи информации в единую систему. Для обозначения такой системы используется

термин «передача информации», поскольку он акцентирует ее значение, когда речь идет о информационной войне и интегрированных информационных системах. Кроме того, это совпадает с тенденцией развития информатизации.

Рассмотрим процесс интеграции методов С&Т за время их развития [1]. До начала 1960-х годов функции слежения за космическими аппаратами, телеметрии и управления выполнялись отдельными устройствами. В середине 1960-х годов в США появилась система, работающая в S-диапазоне (USB), в которой в одну систему интегрированы функции передачи–приема данных телеметрии, слежения за параметрами орбиты и управления космическим аппаратом (КА) (ТТ&С), передача голоса и телевидения. Унифицированные сигналы передачи данных телеметрии, систем слежения за параметрами орбиты КА и систем управления КА передавались на разных несущих частотах. В 1980-е годы появились спутниковые системы для слежения и ретрансляции данных, объединившие ТТ&С и высоко-, средне-, низкоскоростную передачу данных в единую систему, используя сигналы с расширенным спектром и унифицированной несущей вместе с потоком унифицированных данных с временным разделением, поэтому в настоящее время такие функции могут быть выполнены с помощью одного устройства радиосвязи с программным обеспечением. С момента своего введения в эксплуатацию космические аппараты в основном используются для передачи информации. В Китае методы С&Т развивались аналогичным образом. Перед тем как были введены проекты пилотируемых космических полетов, система ТТ&С состояла из множества отдельных устройств. После этого, так как были включены функции передачи голоса и изображения, она получила название «С&Т-система» (система связи и слежения).

1.3. Задачи, классификация систем ТТ&С и функции систем передачи информации

Основные задачи включают в себя [2]:

- 1) отслеживание летательного аппарата, измерение его орбиты, высоты и телеуправление параметрами орбиты и высотой, чтобы гарантировать управляемость взлета, работы и возвращения на нужную высоту и заранее заданную орбиту;
- 2) выполнение телеметрии и телеуправления летательного аппарата и его полезной нагрузки так, чтобы он смог завершить операции и выполнять функции в соответствии с требованиями;

- 3) выполнение различных задач передачи информации с целью предоставления соответствующих данных для наземных систем;
- 4) использование диапазона ТТ&С при испытаниях вооружения, чтобы предоставлять данные испытаний для идентификации и оценки технических характеристик ракет и летательных аппаратов, а также обеспечить основу для улучшения и доработки их конструкции.
- 5) выполнение задач контроля безопасности в условиях, когда любые запуски летательных аппаратов или ракет пошли неправильно, т. е. для передачи команд их взрыва таким образом, чтобы обеспечить безопасность региона запуска или территории по курсу полета.

Система С&Т состоит из четырех основных подсистем, предназначенных для измерения орбиты (измерение расстояния, скорости и угловых параметров), телеметрии, телеуправления, а также передачи информации. Эти подсистемы объединены в единую систему с передачей информации, обратной связью и функциями управления для выполнения задач С&Т. Например, у системы С&Т спутника сбор информации и передача обратной связи выполняются его подсистемами, предназначенными для слежения, измерения орбиты и телеметрии, передача информационных команд и управления спутником — его телекомандной подсистемой, а испытание вооружения и завершение полета — его системой ТТ&С, которая выполняет измерения, управление и оценку параметров. Без системы С&Т наземная система спутника дистанционного зондирования не способна работать в области приема высокоскоростной передачи данных, телеметрии и управления полезными нагрузками и определения орбиты спутника на основе данных угловых измерений. Как только космический аппарат выходит на свою орбиту, к его обслуживанию приступает система ТТ&С, а управлением занимается система С&Т. Малые военные спутники обычно включают в себя функции ТТ&С и технического обслуживания. Как и военные системы, некоторые космические и летательные аппараты должны при использовании в реальных боевых действиях иметь на борту оборудование систем ТТ&С военного назначения для проведения точных ТТ&С и оценки последствий нанесенного удара. Когда система ТТ&С используется для наведения, навигации и управления военных систем вооружения, значения трех осевых параметров — высоты, скорости и положения, измеряемых подсистемами наведения/навигации/управления, должны передаваться также через систему телеметрии наземным объектам для анализа, исследования и вычисления перед преобразованием в команды для регулировки высоты, указания позиции и приращения скорости, которые затем отправляются обратно через подсистему телеуправления и выполняются летательным аппаратом. Сказанное объясняет, почему система С&Т имеет такое большое значение в гражданских и военных областях.

Системы С&Т могут быть классифицированы по ТТ&С-объекта, высоте орбиты, схеме ТТ&С, несущей станции ТТ&С и т.д. На рис. 1.1 показаны системы С&Т, которые классифицируются по ТТ&С-объекта.

На рис. 1.2 представлены системы С&Т, классифицированные по высоте орбиты.

Любой космический аппарат, летящий на высоте 300 км (2×10^6 км) над поверхностью Земли, называется орбитальным космическим аппаратом; если высота его орбиты составляет более чем 2×10^6 км над поверхностью Земли, он является зондом для исследования дальнего космоса. Орбита любого лунного зонда составляет около $36,3 \times 10^4$ км над поверхностью Земли.

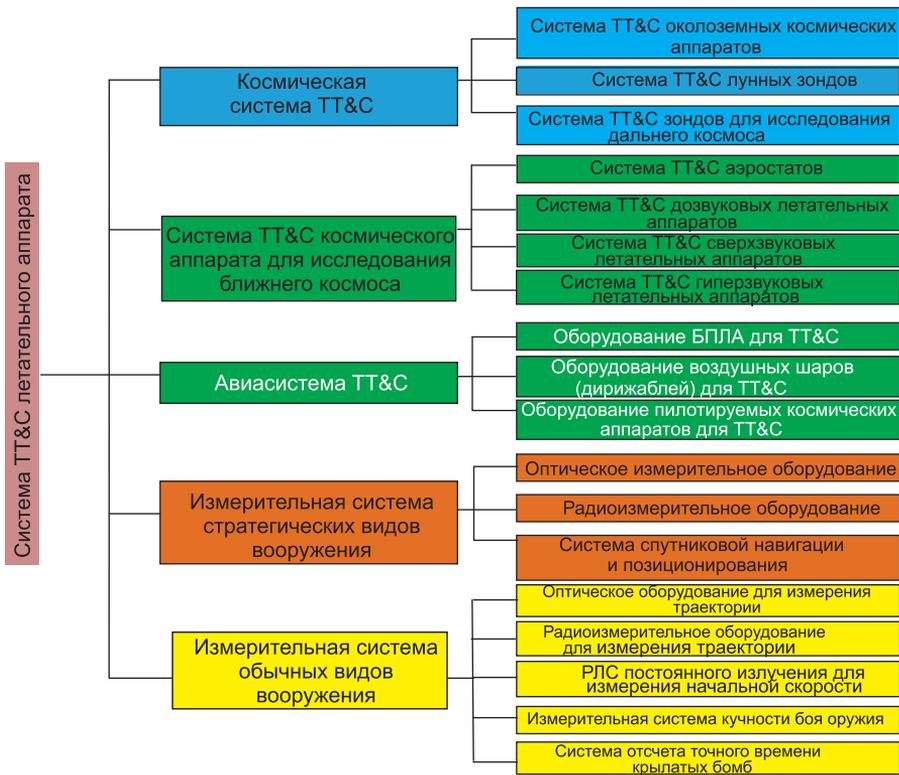


Рис. 1.1. Системы С&Т, классифицированные по ТТ&С-объекта

Система ТТ&С характеризуется формой используемого сигнала и методами его передачи. Состав и производительность систем С&Т тесно связаны с используемой схемой. Поскольку системы ТТ&С и передачи информации развивались в соответствии с различными формами сигналов и многофункциональными интегрированными схемами передачи, стали применяться несколько схем ТТ&С, которые показаны на рис. 1.3.

На рис. 1.4 представлены системы С&Т, классифицированные по типам объекта, на котором и для которого размещены средства для станции

С&Т. Комплекс средств системы С&Т состоит из центра управления, бортовой подсистемы С&Т и наземной подсистемы С&Т, которые образуют согласованную сеть через системы связи и системы синхронизации между наземными станциями.

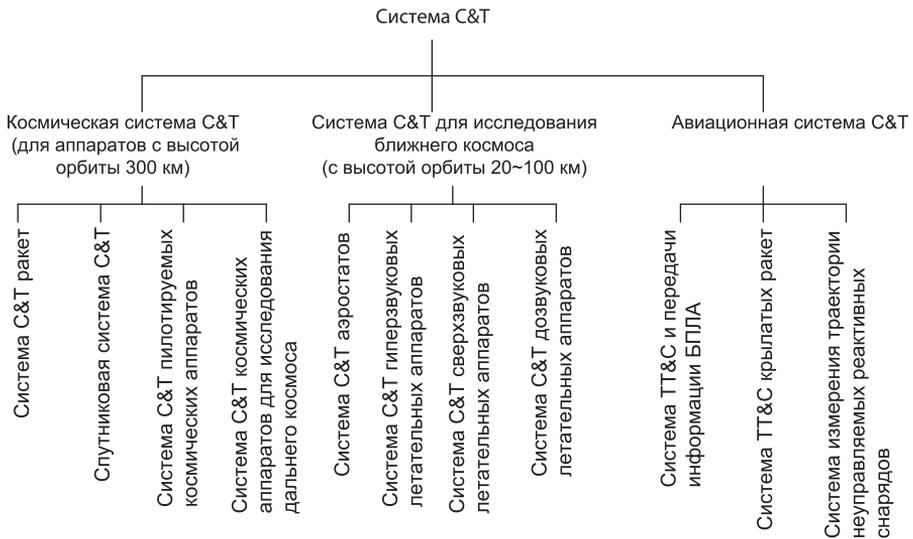


Рис. 1.2. Системы С&Т, классифицированные по высоте орбиты объекта ТТ&С

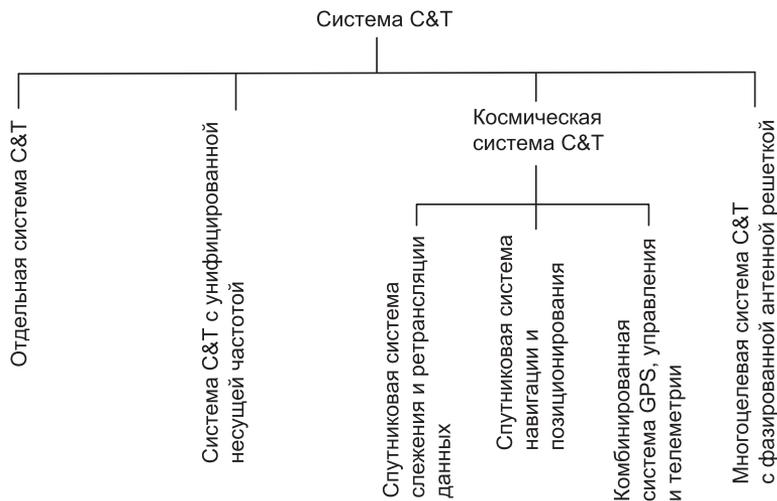


Рис. 1.3. Системы С&Т, классифицированные по схеме ТТ&С

1. Центр управления состоит из отдела сетевых операций и управления, а также из отдела управления полетом. Первый отвечает за планирование работы и монтаж станций и объектов ТТ&С, настройку режимов и

параметров работы, мониторинг текущих условий эксплуатации объектов ТТ&С, а также координацию нескольких космических аппаратов, пользующихся общей системой ТТ&С, в то время как последний несет ответственность за разработку планов ТТ&С, планирование и управление полетными заданиями и обслуживание ТТ&С, мониторинг полета по орбите и на нужной высоте, состояние эксплуатируемого оборудования, а также за другие данные телеметрии, обработку данных об операциях, определение параметров орбиты и генерацию команд управления и данных о выводе на орбиту.

2. Бортовая подсистема С&Т сконструирована, как показано на блок-схеме транспондера (рис. 1.5).
3. Состав наземной подсистемы С&Т показан на блок-схеме наземной станции С&Т (рис. 1.6).

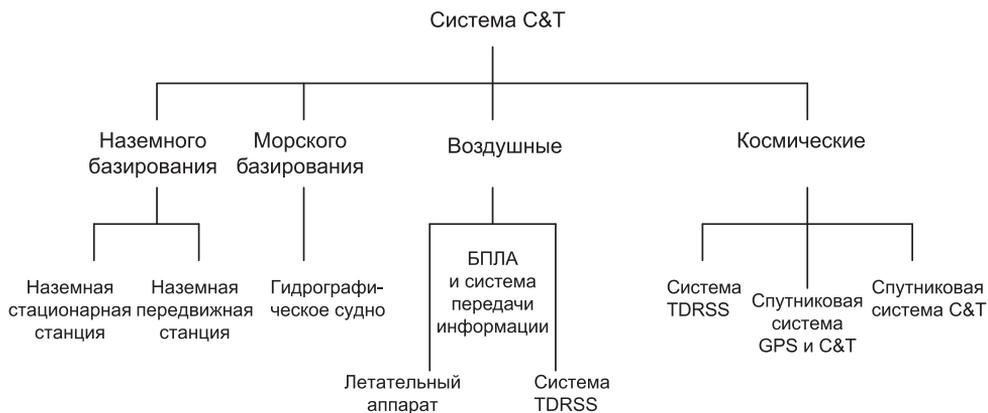


Рис. 1.4. Системы С&Т, классифицированные по типу платформы, на которых система размещается

Наземная подсистема С&Т вместе с бортовой подсистемой С&Т предназначены для выполнения таких функций, как отслеживание и измерение орбиты, телеметрия, телеуправление и передача информации по каналу космос – Земля.

1. Функция средств системы слежения и измерения параметров орбиты: использование системы углового сопровождения, слежения за дальностью и скоростью КА. Измерительная станция предназначена для измерения целевых параметров, таких как угол, дальность и скорость, чтобы отслеживать и измерять траекторию полета летательного аппарата.
2. Функция средств телеметрии: бортовая система ТТ&С летательного аппарата использует различные технические средства, которые позволяют ей подвести аппарат как можно ближе, чтобы диагностировать

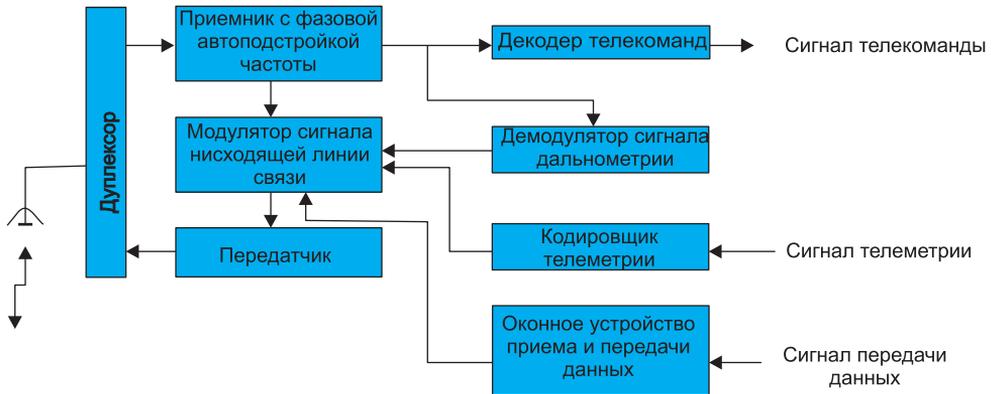


Рис. 1.5. Блок-схема транспондера

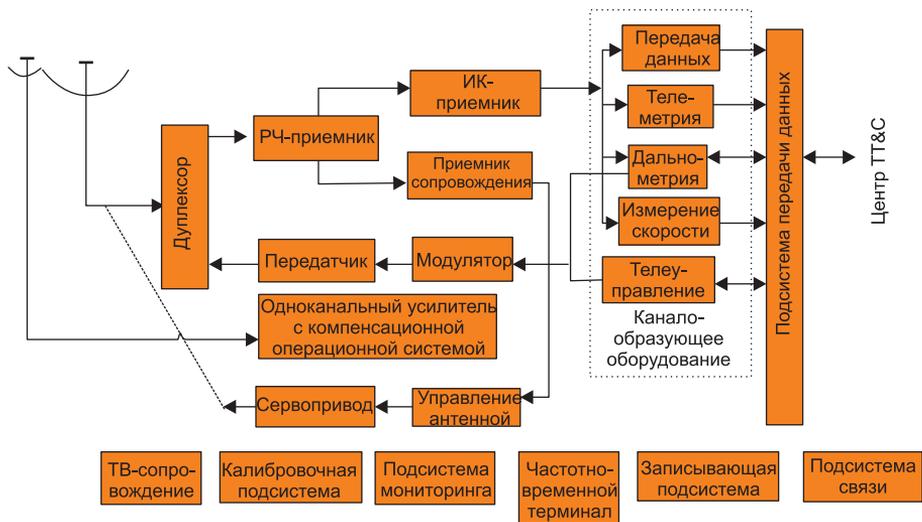


Рис. 1.6. Блок-схема наземной станции С&Т

его внутреннее рабочее состояние, рабочие параметры, биомедицинские параметры космонавтов, научные параметры исследований, параметры разведки, а также параметры окружающей среды, которые затем преобразуются в радиосигналы и передаются на наземную станцию для демодуляции и обработки перед извлечением, записью и отображением исходных параметров.

3. Функция средств телеуправления: команды наземного центра управления преобразуются в радиосигналы и передаются летательному аппарату, где они демодулируются, обрабатываются и восстанавливаются в виде команд, чтобы вести управление летательным аппаратом для

безопасного телеуправления или телеуправления аппаратом для достижения поставленных целей.

4. Функция средств передачи информации по каналу космос – Земля: благодаря установленной линии связи различные типы информации, полученной бортовыми измерительными и наблюдательными приборами летательного аппарата, передаются на наземную станцию С&Т с помощью своей цифровой системы связи перед тем, как распределяются соответствующим пользователям.

Назначение и основные характеристики комплекса средств системы С&Т:

- 1) высокая точность измерения орбиты. Как правило, используется радиолокационная станция непрерывного излучения для достижения высокой точности измерений скорости, дальности и угловых параметров в реальном времени. Это сопровождается определенными проблемами: высокая краткосрочная стабильность сигналов при измерении скорости, разрешение неоднозначности при дальнометрии и угловые измерения интерферометром;
- 2) передача информации тесно связана с ТТ&С. Для «двухточечной» передачи информации, поскольку один терминал передачи находится на летательном аппарате, требуется гарантировать нормальный диапазон значений системы, таких как эквивалентная изотропно-излучаемая мощность (ЭИИМ^1 , EIRP — equivalent isotropically radiated power) и G/T (коэффициент шумовой добротности антенны) при передаче ТТ&С. Кроме того, поскольку летательный аппарат и наземная станция находятся друг относительно друга в состоянии движения, антенны наземной станции и летательного аппарата должны быть настроены друг на друга таким образом, чтобы установить связь для передачи информации, в которой содержатся данные орбиты полета летательного аппарата, полученные от используемой системы ТТ&С;
- 3) высокая безопасность и надежность телекоманд. Для достижения высокого уровня безопасности и надежности должны быть использованы специальные методы контроля ошибок шифрования и кодирования/декодирования;
- 4) высокодинамичная работа. Для спутника, который движется со скоростью около 7 км/с, зонда для исследования глубокого космоса, скорость которого еще выше, принимаемые сигналы имеют более высокую частоту Доплера и скорости изменения доплеровской частоты;

¹ Плотность потока мощности в месте приема сигнала.

- 5) летательные аппараты работают в суровых условиях, имеют строгие ограничения на размер, вес и энергопотребление. Полезная нагрузка (также называемая терминальной станцией системы передачи информации) должна быть небольшой по размеру, весу и потреблению энергии, иметь усилитель мощности передачи, находящийся в насыщенном состоянии. Это приводит к высокой сложности задач по уменьшению нелинейных воздействий на передачу данных для системы;
- 6) большое расстояние и большая задержка по времени для передачи. Расстояние от Земли до геостационарного спутника составляет около 4×10^4 км, до Луны — около 4×10^5 км, а для зонда, используемого для исследования дальнего космоса, — еще больше. Высокие потери на трассе приводят к увеличению потребности в значениях ЭИИМ и G/T;
- 7) высокая скорость передачи данных. Чем больше информации получает полезная нагрузка летательного аппарата, тем более высокая скорость требуется для передачи данных;
- 8) ограниченная мощность системы. Дальние расстояния, высокая скорость передачи данных и относительно низкое значение ЭИИМ летательного аппарата приводят к низкой мощности сигналов, принимаемых на местах, что является узким местом передачи информации;
- 9) в целом неограниченный диапазон частот. Как правило, летательные аппараты предназначены для специальных целей, поэтому их полезная нагрузка в основном работает на одной несущей частоте с постоянной огибающей (в настоящее время за исключением систем контроля полетных данных в авиационных комплексах для выполнения особых заданий (SMA FDM — Special Mission Aircraft System Flight Data Monitoring), находящихся в составе американской спутниковой системы слежения и ретрансляции данных (TDRSS — tracking and data relay satellite system) и новой телеметрической системы), а также в полосе высоких частот с более широкой доступной полосой частот, поэтому их диапазон, как правило, не ограничивается и не требуется формирующая фильтрация. Несущая частота с постоянной огибающей позволяет усилителю мощности работать в состоянии насыщения.

Из-за указанных выше специальных требований многие технологии передачи TT&C и информации превращаются в пограничные технологии в области передачи информации, такие как технологии высокоскоростной передачи данных со скоростью 2 Гбит/с, криогенная технология приема с низким уровнем шума, которая позволяет работать практически при абсолютном нуле (термодинамической температурной шкалы), технологии исправления ошибок кодирования/декодирования, которые позволяют

приблизиться к пределу Шеннона, технологии изготовления передатчиков супервысокой мощности, технологии производства гигантских антенн, технологии генерации миллиметровых волн и лазерные коммуникационных технологии, а также технологии дальнометрии, измерения скорости, угловых измерений и позиционирования с высокой точностью.

1.4. Инженерные приложения передачи средств системы ТТ&С и средств передачи информации [3]

Развиваясь на стыке различных отраслей, технология передачи ТТ&С и информации включают радиолокационные станции непрерывного излучения, связь, автоматический контроль, компьютеры и т. д. Таким образом, система С&Т для инженерных объектов является также высокоинтегрированной системой, основанной на информационных технологиях и используемой для развития достижения различных новых технологий. Передача и обработка ТТ&С и информации осуществляются в результате системного проектирования (system engineering). Система передачи ТТ&С и информации играет жизненно важную роль при различных видах системного проектирования летательных аппаратов. Это единственная информационная связь между запущенным летательным аппаратом и Землей, одна из трех подсистем для проекта ракетных испытаний, одна из пяти подсистем для спутниковой технической системы и одна из восьми подсистем пилотируемого космического проекта. Это не только незаменимая система поддержки космических полетов, но и неотъемлемая часть интегрированной электронной информационной системы. Сеть С&Т, которая формируется с использованием системы передачи ТТ&С и информации, является подсетью наземной космической интегрированной информационной сети. Учитывая различные требования системного проектирования, С&Т системы летательного аппарата, доступные в настоящее время, можно примерно сгруппировать следующим образом.

1.4.1. Система С&Т с унифицированной несущей частотой [4]

Система ТТ&С с унифицированной несущей частотой позволяет использовать несколько функций С&Т только с одной несущей путем включения трех функций (отслеживание, телеметрия и управление) в один сигнал с унифицированной несущей частотой.

До появления системы ТТ&С с унифицированной несущей традиционная система ТТ&С состояла из отдельных устройств с различными функциями. Это было связано с малой высотой полета, низкими требованиями к ТТ&С, а также изначальным намерением максимально использовать ресурс имеющегося оборудования. По мере быстрого развития авиационно-

космической промышленности стали постоянно появляться космический аппараты, работающие на высоких орбитах, и зонды для исследования дальнего космоса, которые требуют систем ТТ&С с множеством функций и работы на больших расстояниях, а также бортового оборудования небольших размеров и массы с хорошей электромагнитной совместимостью. В результате эксплуатация традиционной системы ТТ&С была прекращена из-за ее несоответствия требованиям. Тем не менее эти требования не так легко удовлетворить ни с экономической, ни с технической точки зрения просто путем разработки другой однофункциональной системы ТТ&С, содержащей множество единиц крупногабаритного оборудования. В таком контексте появилась на свет система с унифицированной несущей частотой. Созданию схемы использования унифицированной несущей способствовал скачок в развитии технологии ТТ&С. Это привело к созданию нового поколения систем ТТ&С, которое является особенно перспективным. Развивающаяся авиационно-космическая промышленность будет играть большую роль в развитии средств использования ТТ&С.

Первая система ТТ&С с унифицированной несущей была основана на принципе мультиплексирования с частотным разделением каналов. Система с единым S-диапазоном (USB — unified S-band) является типичной первой системой ТТ&С с унифицированной несущей. Она была признана на международном уровне и сформировала международный стандарт. По этой причине она известна как стандартная унифицированная система ТТ&С. Следуя требованиям и достижениям технического прогресса, появилась унифицированная система ТТ&С с временным разделением сигналов и расширенным спектром, которая передает и принимает информацию, объединяющую различные функции в едином потоке данных перед модуляцией на несущей частоте для передачи путем расширения спектра. В ходе исследования дальнего космоса технология системы ТТ&С с унифицированной несущей была также применена в этой области, в результате чего была создана так называемая унифицированная система ТТ&С для дальнего космоса (ТТ&С для дальнего космоса), которая работает с использованием остаточной или подавленной несущей.

1.4.2. Космическая система С&Т [3]

Космическая система С&Т состоит из спутниковой системы слежения и ретрансляции данных (TDRSS — tracking and data relay satellite system) и системы «GPS + телеметрия и телеуправление».

Американская система TDRSS представляет собой систему С&Т с ретрансляцией данных и функциями ТТ&С, что позволяет отслеживать операции средне- и низкоорбитальных космических аппаратов, измерять их орбиты и ретранслировать данные с терминала наземной станции с помощью ретрансляционных транспондеров, установленных на борту гео-

синхронных спутников. Что касается рассматриваемой части системы, то геосинхронные спутники называются спутниками слежения и ретрансляции данных, космические аппараты на средней или низкой околоземной орбите — пользовательскими спутниками, наземные объекты — оконечными наземными станциями.

Характеристики TDRSS включают в себя следующее: когда геосинхронный спутник с орбитой высотой 36 000 км над поверхностью Земли используется для ретрансляции, он обладает высоким С&Т-охватом средне- и низкоорбитальных космических аппаратов от дальнего к ближнему. С двумя ретрансляционными спутниками, разнесенными друг от друга на 120° по долготе, он может покрыть 85% орбиты средне- и низкоорбитальных космических аппаратов. С помощью трех ретрансляционных спутников появляется возможность покрыть почти 100% орбит. В отличие от общего спутника связи, ретрансляционный спутник оснащен двумя 3–5-метровыми антеннами с высоким коэффициентом усиления автоматического слежения в Ku (или Ka) диапазоне, которые обеспечивают широкий диапазон частот и высокое отношение мощности несущей к шуму, что все вместе позволяет передавать данные со скоростью 300 Мб/с. Спутник-ретранслятор также снабжен многолучевой фазированной антенной решеткой, работающей в S-диапазоне, и использует технологию с кодовым разделением множественного доступа (CDMA — code division multiple access), что делает возможным для спутника одновременно передавать данные ТТ&С и поддерживать связь с десятками целей. Все эти характеристики и определяют основные причины, почему TDRSS разрабатывается в качестве одной из ключевых инфраструктур в авиационно-космической промышленности. Первоначальная концепция TDRSS вытекает из применения технологии космической системы ТТ&С для улучшения охвата ТТ&С пилотируемых космических полетов. С развитием космической техники под давлением спроса на информационные технологии передача данных стала одной из основных функций TDRSS. TDRSS является типичной системой передачи ТТ&С и информации.

Система «GPS + телеметрия и телеуправление» использует установленный на космическом аппарате высокочастотный приемник GPS для позиционирования космических аппаратов, а затем передает данные о местоположении обратно на Землю через телеметрию и связь.

1.4.3. Система С&Т для дальней космической связи [5, 6]

Система С&Т для дальней космической связи позволяет осуществлять С&Т космическим аппаратам для исследования дальнего космоса, находящимся на расстоянии более 2×10^6 км над поверхностью Земли. Это уникальная информационная связь между космическими аппаратами дальне-

го космоса и Землей, которая используется, чтобы гарантировать, что зонды работают на правильных орбитах и их полезная нагрузка находится в нормальном состоянии, она также используется для передачи обнаруженной информации о дальнем космосе обратно на Землю. Для осуществления передачи на больших расстояниях она включает в себя многие передовые технологии С&Т.

Система С&Т для дальней космической связи состоит из наземной станции ТТ&С для дальней космической связи и транспондера, установленного на борту зонда для исследования дальнего космоса. Транспондер обладает высокой надежностью и сверхмалыми размерами. Наземная станция ТТ&С дальней космической связи состоит из гигантской антенной подсистемы, работающей в S/X/Ка-диапазонах (или S/X-диапазоне), со снабженным сервоприводом облучателем и апертурой антенны размером 35–70 м, передатчика сверхвысокой мощности, приемника со сверхнизким уровнем шума, цифрового модулирующего терминала с экстремально низким пороговым отношением C/N_0 (мощность несущей/уровень шумов) и чрезвычайно узкой полосой фазовой автоподстройки частоты, атомного генератора эталонной частоты со сверхвысокой стабильностью, частотно-временного оборудования, интерферометрической подсистемы для угловых измерений и т. д. Она предназначена в основном для определения орбиты зонда с использованием высокоточного интерферометра для измерения углов, дальности и частоты Доплера; передачи телеметрии зондов с использованием каналов передачи радиосигналов по нисходящей линии связи для передачи инженерных данных и данных о выполнении зондами своего полетного задания обратно на Землю для записи, отображения и обработки, а также для мониторинга рабочей среды внутри зондов и рабочего состояния оборудования в режиме реального времени; для управления или передачи данных зондам, поскольку зонды для исследования дальнего космоса действуют в соответствии с заранее определенными полетными заданиями и движутся по изначально рассчитанным орбитам; для телекоманд для включения и отключения в заранее определенное время с использованием восходящего канала беспроводной связи для передачи команд управления из наземной станции бортовому приемнику управления для дешифрования. Пользуясь достижениями технологий цифровой связи, система С&Т дальней космической связи обычно выполняет передачу, отправляя информацию из дальнего космоса обратно на Землю для обработки.

1.4.4. Система С&Т с фазированной антенной решеткой [7]

Система ТТ&С с фазированной антенной решеткой позволяет отслеживание, телеметрию и управление (ТТ&С) и передачу информации с использованием этой фазированной антенной решетки. После появления фазиро-

ванной антенной решетки она была впервые применена для радиолокации, а затем в области связи. Это привело к созданию системы связи с фазированной антенной решеткой. В обеих областях можно выделить два различных направления развития. В разработках первого направления основное внимание уделяется техническим вопросам, связанным с применением на радиолокационных станциях (РЛС). Разработки второго направления в основном включают в себя смарт-антенны¹ (например адаптивная антенная решетка), объектом исследований в данной сфере являются такие технические вопросы, как коммуникационная интенсивность частоты ошибок и помехоустойчивость. Технология С&Т включает в себя как РЛС непрерывного излучения, так и связь. Таким образом, система с фазированной антенной решеткой, интегрирующая эту технологию, называется С&Т-системой с фазированной антенной решеткой. Она по-прежнему в основном применяется в области использования РЛС непрерывного излучения, например, для ТТ&С-системы с унифицированной несущей частотой, требующей определения орбиты, а также в области передачи данных, например SMA в TDRSS.

Возрастающие требования, предъявляемые к системам С&Т с фазированной антенной решеткой, в основном выражаются в следующем.

1. Многоцелевая ТТ&С. Многолучевость фазированной антенной решетки может быть использована для многоцелевой ТТ&С. В аэрокосмической области появление «мультиспутниковых систем для запуска одной ракеты каждым спутником», «группировок спутников» и «спутниковых кластеров» сделало многоцелевую ТТ&С популярной темой для исследователей. В области авиации бурное развитие БПЛА привело к появлению исследовательских проектов, относящихся к ТТ&С нескольких беспилотных летательных аппаратов.
2. Служба SMA в TDRSS. TDRSS позволяет многопользовательскую передачу данных и ТТ&С, пользуясь встроенной спутниковой фазированной антенной решеткой и технологией формирования многолучевости наземными станциями.
3. Требования помехоустойчивости. Функция помехоустойчивости имеет решающее значение для военных систем ТТ&С. Фазированная антенная решетка может быть использована для формирования адаптивного пространственного фильтра, адаптивного луча и т. д., чтобы подавлять помехи от входящих радиоизлучений из разных направлений.
4. Требования к наличию бортовой конформной² антенны с фазированной антенной решеткой. В системе передачи ТТ&С и информации для

¹ Смарт-антенна — антенна со встроенным усилителем.

² Вышуклой.

летательного аппарата скорость обратной передачи данных достаточно высока, поэтому узким местом передачи является ЭИИМ бортового транспондера. Это связано с антенной, которую нельзя сделать еще больше из-за ограничений по объему и массе летательного аппарата. Хорошим решением является использование бортовой конформной антенны с фазированной антенной решеткой, чтобы увеличить площадь поверхности антенны и тем самым повысить усиление антенны и получить широкий сектор сканирования.

1.4.5. Высокоточная система измерения параметров траектории полета ракеты [3]

Ракетная система ТТ&С измеряет и контролирует параметры различных ракет. Существуют стратегические и тактические ракеты (в том числе обычные реактивные снаряды, боеголовки и т. д.). Ракеты отличаются от спутников полетными заданиями. Соответственно, система ТТ&С для ракет имеет определенные особенности, свои методы проектирования и испытания в отношении технических требований, состава и схемы. Наиболее строгие требования предъявляются к системе ТТ&С для квалификационных летных испытаний стратегических и тактических ракет. Они в основном предназначены для следующих целей: проверки технических характеристик и точности ракет и предоставления данных для улучшения конструкции и доработки, обеспечения в реальном времени контрольной информации для систем контроля безопасности, обеспечения надзора и предоставления информации командным системам на всех уровнях, предоставления соответствующих данных прикладным системам.

Такая система применяется в основном для высокоточного внешнего измерения баллистических параметров во время летных испытаний ракет. Она также может быть использована для слежения и измерения со спутника активного участка полета ракеты во время процесса запуска. Эта процедура в основном представляет данные измерений высокой точности для заключительной обработки данных и информации в реальном времени в качестве основы для выполнения контроля безопасности или других целей. Измерительная информация включает в себя дальность, скорость и компоненты угловых измерений, которые могут служить в качестве независимого источника информации для контроля безопасности или формируют свод нескольких источников информации вместе с другими источниками, которыми являются другие измерительные устройства.

Данные измерений, предоставленные после события, имеют более высокую плотность и точность, чем предоставляемые в режиме реального времени. Посредством обработки персоналом после события баллистические данные высокой точности, полученные путем внешних измерений, могут быть предоставлены и использованы для анализа и дифференци-

ции коэффициента ошибок на ошибки систем ракеты или ошибки систем наведения ракеты, с тем чтобы улучшить систему наведения, точность выведения на заданную траекторию и летальность орудия.

1.4.6. Система передачи ТТ&С и информации космических аппаратов для исследования ближнего космоса [8]

Система передачи ТТ&С и информации летательных аппаратов для исследования ближнего космоса представляет собой систему, которая позволяет передавать ТТ&С и информацию любому летательному аппарату, который находится на околоземной орбите и движется над поверхностью Земли. Она используется: 1) для передачи информации, полученной с помощью летательного аппарата и в результате разведки, дистанционного зондирования, связи, мониторинга и т. д.; 2) измерения орбиты космического аппарата; 3) эксплуатационной телеметрии, телеуправления и контроля безопасности летательного аппарата и его бортовых устройств.

В соответствии со скоростью полета летательных аппаратов, использующих ТТ&С, ее можно разделить на системы С&Т для гиперзвуковых, сверхзвуковых, дозвуковых летательных аппаратов и аэростатов.

1. Система С&Т гиперзвукового летательного аппарата. Скорость гиперзвуковых летательных аппаратов в 5 раз выше скорости звука. Их полеты в околоземном пространстве могут вызвать ионизацию тонкого слоя атмосферы, что приводит к образованию плазменной оболочки, которая обуславливает ослабление или прерывание радиосигналов. Для того чтобы уменьшить ионизирующее влияние плазмы, обычно используется оборудование с более высокой рабочей частотой. Например, оборудование для телеметрии и слежения в составе системы ТТ&С, работающее в миллиметровом диапазоне радиоволн или с более высокой частотой, применяется для выполнения слежения, FM-телеметрии, телеметрии с расширенным спектром, контроля безопасности высшего уровня, контроля безопасности при передаче сигналов с расширенным спектром и т. д.
2. Система С&Т сверхзвуковых и дозвуковых летательных аппаратов. Сверхзвуковой и дозвуковой летательные аппараты перемещаются со скоростью, которая примерно в 2 раза превышает скорость звука. Как правило, системы С&Т для них должны быть многократно используемыми. Из-за сильной многолучевости распространения помех в результате взлета, посадки и низкой высоты при дальних полетах обычно используются системы С&Т с устойчивостью к помехам, вызванным многолучевостью распространения сигнала. БПЛА достаточно редко совершают полеты в ближнем космосе. Их система С&Т, как правило,

состоит из подсистемы запуска/восстановления, подсистемы управления полетами, линий связи, работающих как в пределах прямой видимости, так и за ее пределами, линии передачи данных с высокой скоростью и т. д.

3. Система С&Т аэростатов. Аэростаты летают медленно и оснащены простыми системами С&Т. При определенных обстоятельствах, однако, для них требуется пропускная способность передачи данных с высокой скоростью или многоцелевая система С&Т.

Литература

1. Liu Jiaying (1999) Past, presence and future of aerospace TT&C technology. *Telecommun Eng* 39(2): 1–8
2. Shi Shuji, Liu Jiaying et al (1999) Vehicle TT&C system. National Defense Industry Press, Beijing
3. Liu Jiaying (2010) Spacecraft TT&C and communication engineering. National Defense Industry Press, Beijing
4. Liu Jiaying (2005) Key technologies of the USB TT&C system for manned space flight. *J Astronaut* 26(6): 743–747
5. Liu Jiaying (2006) Features and main technical issues in deep space TT&C and telecommunication systems. *J Spacecraft TT&C Technol* 25(1): 1–8
6. DSMS telecommunications link design handbook. JPL, <http://deepspace.jpl.nasa.gov/dsndocs/810-005/>
7. Liu Jiaying (2007) Features and main technical issues in phased array TT&C system. *J Spacecraft TT&C Technol* 26(1): 1–6
8. Liu Jiaying (2008) Characteristics of TT&C system for near space spacecraft and major technical challenges. *J Spacecraft TT&C Technol* 27(1): 1–7

ГЛАВА 2

ТЕОРИИ И МЕТОДЫ СЛЕЖЕНИЯ И ИЗМЕРЕНИЙ ОРБИТЫ

2.1. Общие положения

Слежение и орбитальные измерения относятся к измерениям таких элементов траектории полета летательного аппарата, как дальность, скорость, угол и высота, которые выполняются измерительными станциями. «Траектория» является общим термином. Траекторию полета бездвигательного летательного аппарата, аналогичного космическому аппарату, называют орбитой, которая подчиняется законам орбитальной динамики. Траекторию полета с работающим двигателем управляемых снарядов и ракет называют баллистической траекторией; траекторию полета самолетов обычно называют маршрутом полета. Траектория и маршрут полета подчиняются законам аэродинамики. Таким образом, измерениями орбиты, описываемые в этой книге, называют измерения орбиты космического корабля, траектории реактивных снарядов и маршрута самолета.

Траекторию полета центра тяжести космического корабля, совершающего полеты вокруг Земли, называют его орбитой. При идеальных условиях его движение вокруг Земли подчиняется законам Кеплера, а траектория движения является установившимся кеплеровским эллипсом. Так что этот путь перемещения называют орбитой. В действительности, Земля не имеет правильную сферическую форму, а ее масса имеет неравномерное распределение. Кроме того, сопротивление воздуха и притяжение других небесных тел к космическому кораблю, а также действующие на космический корабль силы давления солнечного излучения делают его орбиту сложной кривой, аппроксимируемой кеплеровским эллипсом. Указанные действующие силы обычно называют возмущающими силами, а отклонение орбиты космического корабля от кеплеровского эллипса называют возмущением. Из-за отклонения фактической орбиты от теоретической необходимы измерения контроля положения корабля для поддержания его перемещения по первоначально спроектированной орбите или выполнение необходимых «межорбитальных переходов». Методы определения орбиты обычно включают в себя:

- 1) определение геометрических параметров орбиты. Эта процедура, которую также называют определением кинематических параметров орбиты,

использует угол цели, дальность, скорость и другие параметры, измеряемые одной или несколькими станциями слежения, для расчета и получения мгновенного положения и скорости космического корабля в соответствии с относительным геометрическим расположением с последующим получением траектории его полета путем подгонки к точке орбиты. Этот метод является геометрическим приближением к истинной орбите и не отражает фактического изменения закона, которому подчиняется орбита корабля. Поэтому у него невысокая точность;

2) определение динамических параметров орбиты. Для космического орбитального аппарата необходимо, прежде всего, создать предварительную модель орбиты космического аппарата в соответствии с его положением, скоростью и направлением в точке выхода на орбиту, а затем использовать динамическую модель орбиты космического аппарата для определения его орбиты (например, шести элементов орбиты Кеплера) после учета различных сил, действующих на аппарат при его движении на орбите. Поскольку орбита космического аппарата определяется моделью динамики орбиты и измеренными параметрами орбиты каждой измерительной станции, нет необходимости в использовании объемной базы данных измерений, чтобы определить орбиту космического аппарата, а данные, получаемые измерительными станциями, используются для уточнения модели орбиты. Теория возмущений и статистический метод применяются для получения теоретических параметров орбиты и вычисления по измерениям со станций ее корректировок, после чего в качестве начального значения для уточнения орбиты берется разница значений параметров теоретической и скорректированной орбиты; этот процесс итеративно повторяется до получения высокоточного определения параметров орбиты. Благодаря применению ограничений для орбитального полета, динамический метод обладает более высокой точностью определения параметров орбиты, чем геометрический. Кроме того, для него требуется меньшее число измеряемых элементов, так как любой из измеряемых элементов может быть использован для определения параметров орбиты, например скорость, дальность или угол.

Для летательных аппаратов с двигателем или для аппаратов с большим аэродинамическим сопротивлением воздуха, таких как реактивный снаряд или самолет, применение динамического метода определения параметров орбиты нерационально из-за его низкой точности. Обычно в таких случаях применяют геометрические методы. Основываясь на точной формуле и точных численных методах, такие параметры, как угол, дальность и скорость, измеряемые на станциях, используются для определения орбиты космического аппарата, при этом системные ошибки корректируются, а случайный шум сглаживается, что обеспечивает точное определение орбиты. Поскольку летательный аппарат двигается, его орбиту можно установить только одновременным определением скорости и положения, т. е.

должны быть определены шесть элементов орбиты: $x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$. Можно видеть, что измерения орбиты включают два аспекта, а именно измерение скорости и определение положения.

2.2. Локализация и измерения орбиты

2.2.1. Локализация

Пространственная локализация летательного аппарата относится к задачам трехмерной локализации. Требуется определить по меньшей мере три независимых параметра положения для пространственной локализации цели. В настоящее время параметры положения, которые можно измерить, включают дальность R , азимутальный угол A , угол возвышения E , суммарную дальность S , разность дальности r и косинус направления (включая l, m и n), три из которых достаточны для определения пространственного положения летательного аппарата. Геометрический принцип локализации состоит в построении трех геометрических поверхностей, используя для этого три параметра положения. Пересечение трех этих поверхностей определяет пространственное расположение аппарата. Геометрическая теория локализации летательного аппарата называется геометрией локализации. Три параметра положения, если их измерить, могут использоваться системой локализации, например системой локализации (A, E, R) или системой локализации (R, S, r) . Поскольку любые три из шести параметров местоположения могут образовать систему локализации, имеется 56 сочетаний из трех, которые могут быть получены из шести параметров, а именно в сумме 56 систем локализации. Аналогично, имеется 56 систем измерений скорости, таких как $(\dot{R}, \dot{A}, \dot{E})$. В настоящее время имеется много различных методов для систем локализации. В соответствии с теорией геометрической локализации лучшие методы локализации используются для указанных измеряемых элементов.

Геометрические поверхности, определенные семью основными параметрами положения в области технических применений, кратко представлены следующим образом [1].

1. Дальность R — расстояние между станцией измерений орбиты и летательным аппаратом.

Летательный аппарат может находиться в одной из точек сферы, которую станция измерений орбиты берет в качестве ее центра, а R в качестве ее радиуса. В системе координат (x, y, z) параметр R удовлетворяет следующему выражению:

$$x^2 + y^2 + z^2 = R^2. \quad (2.1)$$

Геометрическая фигура сферы показана на рис. 2.1.

2. Угол возвышения ε — угол возвышения летательного аппарата относительно Земли. В системе координат (x, y, z) , передаваемых с Земли, угол возвышения определяется выражением:

$$x^2 + y^2 = z^2 \cot^2 \varepsilon. \quad (2.2)$$

Геометрическая фигура конуса показана на рис. 2.2.

Как показано на рис. 2.2, xOy является горизонтальной плоскостью. Летательный аппарат может находиться в любой точке этого конуса.

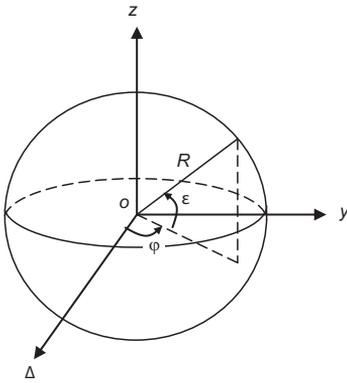


Рис. 2.1. Сфера положения цели определяется по дальности R

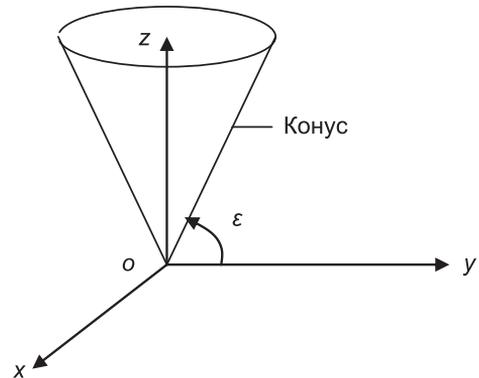


Рис. 2.2. Сфера положения цели определяется по z углу возвышения ε

3. Азимутальный угол $\varphi(\beta)$ — азимутальный угол летательного аппарата в координатах. Азимутальный угол должен определяться, используя следующее соотношение:

$$y = x \operatorname{tg} \varphi. \quad (2.3)$$

Геометрической фигурой азимутального угла является плоскость, перпендикулярная горизонтальной плоскости xOy , как показано на рис. 2.3.

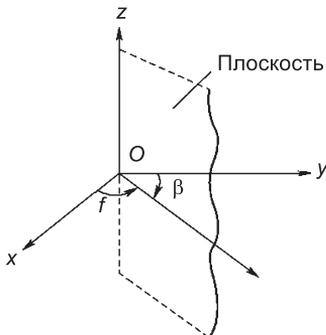


Рис. 2.3. Положение цели, определяемое азимутальным углом φ

Летательный аппарат может находиться в любой точке этой плоскости.

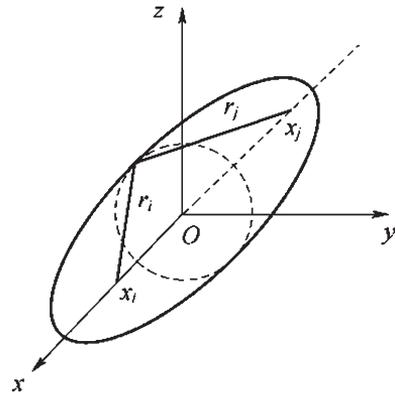
4. «Суммарная дальность»: $S = r_i + r_j$, где r_i — расстояние между ведущей станцией и целью, а r_j — расстояние между ведомой станцией и

целью. В этой точке цель находится на эллипсоиде вращения, определяемом следующим выражением:

$$\begin{aligned} S &= r_i + r_j = \\ &= [(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2]^{\frac{1}{2}} + \\ &\quad + [(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2 + (z - z_j)^2]^{\frac{1}{2}}, \end{aligned} \quad (2.4)$$

где $x_i = [x_i y_i z_i]^T$, $x_j = [x_j y_j z_j]^T$ являются положениями i -й и j -й станций соответственно, а $x = [x, y, z]^T$ — пространственное положение цели. Эллипсоид вращения, определяемый с помощью вышеприведенного выражения, показан на рис. 2.4.

Рис. 2.4. Положение цели, определенное по сумме дальности S



5. Разность дальности: $r = r_i - r_j$. В этой точке цель находится на гиперboloиде вращения, определяемом следующим выражением:

$$\begin{aligned} S &= r_i - r_j = \\ &= [(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2]^{\frac{1}{2}} - \\ &\quad - [(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2 + (z - z_j)^2]^{\frac{1}{2}}, \end{aligned} \quad (2.5)$$

где все символы имеют такие же значения, что и в выражении (2.4). Гиперboloид вращения, определяемый с помощью вышеприведенного выражения, показан на рис. 2.5.

6. Косинус направления:

$$\begin{aligned} l &= \cos \alpha, \\ m &= \cos \beta, \\ n &= \cos \gamma = \sqrt{1 - l^2 - m^2}. \end{aligned} \quad (2.6)$$

Поверхность положения цели определяется косинусом направления и представлена на рис. 2.6.

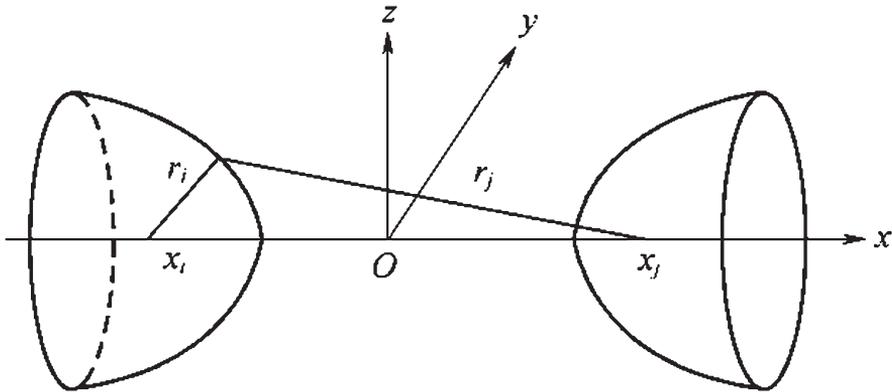


Рис. 2.5. Поверхность положения цели определяется по разности дальности r

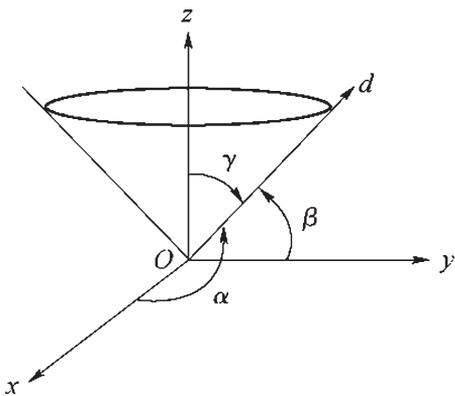


Рис. 2.6. Поверхность расположения цели определяется косинусом направления

На рис. 2.6 три косинуса направления ($l = \cos \alpha$, $m = \cos \beta$, $n = \cos \gamma$) соответствуют трем конусам, которые используют оси x , y и z в качестве осей конуса, а α , β и γ в качестве половины угла при вершине соответственно (на рисунке показан конус $n = \cos \gamma$). Любые два конуса пересекаются по линии направления d , т. е. по линии положения (ЛП).

На рис. 2.6 можно видеть, что поверхности положения цели, определяемые обоими косинусами направления и углом возвышения, являются конусами (поскольку они являются параметрами измеренного угла). Разница в том, что геометрическая поверхность положения цели, определяемая направляющим косинусом, представляет собой конус, использующий измерительную базу между двумя станциями в качестве своих осей и имеющий угол α (угол между направлением на цель и измерительной базой двух станций), тогда как поверхность положения цели, определяемая углом возвышения, является конусом, использующим вертикальную ось антенны в качестве собственной оси и имеющим угол ε . Преимущество этого метода

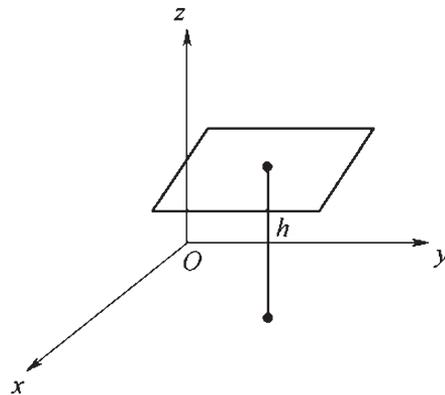
измерения косинуса направления в том, что может быть получена высокая точность измерения α .

(7) Высота цели h :

$$z = h. \quad (2.7)$$

Выражение (2.7) представляет плоскость с высотой h , как показано на рис. 2.7. В соответствии с приведенным выше анализом может быть определен только один параметр положения цели на поверхности, но нельзя определить, в какой именно точке поверхности находится цель. Если имеются два параметра положения, две поверхности, определяемые этими параметрами, пересекаются по кривой. Мы можем только подтвердить, что цель находится на этой кривой, но не сможем указать, в какой именно точке кривой она находится.

Рис. 2.7. Поверхность расположения цели, определяемая высотой h



Только получив точку пересечения этой кривой с поверхностью, которая определяется третьим параметром положения, можно, наконец, определять, в какой именно точке находится цель. R, r и S относятся к системам измерения дальности, одна из которых может быть преобразована в другую и каждая из которых эквивалентна и может быть преобразована в просто систему определения дальности.

Среди систем локализации некоторые подходят для низкой околоземной орбиты (НОО) космического аппарата, другие — для высокой околоземной орбиты (ВОО) или для аппаратов в открытом космосе; некоторые имеют высокую точность, другие — низкую; некоторые имеют высокую стоимость, другие — низкую. Поэтому выбор системы локализации имеет большое значение для системы телеметрии, слежения и управления (ТСУ).

2.2.2. Геометрия распределения станций и точность локализации

Методы локализации космических аппаратов можно разделить на три типа: локализация по дальности, азимуту и возвышению (ДАВ), метод ло-

кализации по точке пересечения двух линий направления и метод локализации по пересечению дальностей. Точка пересечения в пространстве трех геометрических поверхностей, определяемая по трем параметрам положения, является положением космического аппарата. Поэтому становится понятно, что точность определения положения космического аппарата связана с точностью измерений аппаратуры ТСУ, а также геометрией и точностью распределения станций. В работе [2] приводится глубокий анализ и соответствующие результаты.

Геометрия распределения станций относится к относительному геометрическому расположению станций измерений орбиты и цели, которое непосредственно влияет на точность определения положения цели. При одной и той же внутренней и внешней ошибке (или обычно одной и той же) различная геометрия распределения станций может привести к значительному различию в точности измерений орбиты.

Мера оптимальности геометрии распределения станций имеет несколько критериев. В общем случае применяется следующий минимальный критерий для анализа оптимальной геометрии локализации (ошибка F , выраженная в этом методе, называется статистической длиной модуля):

$$F = \sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2.$$

Суммарная линейная ошибка:

$$\sigma_L = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2} = \sqrt{F},$$

где σ_x , σ_y и σ_z — ошибки локализации в направлениях осей x, y и z в наземной неинерциальной системе координат соответственно.

Она также относится к ошибке скорости. Результаты этого анализа относятся к обоим ошибкам. Выбранная система координат показана на рис. 2.8. Поверхность xOy и поверхность запуска цели совпадают; плоскость xOz является поверхностью Земли, $(x, y, 0)$ представляет координаты цели, а $(x_0, 0, 0)$ относится к подспутниковой точке цели.

2.2.2.1. Система локализации ДАВ

Наземная неинерциальная система координат показана на рис. 2.8.

Когда среднеквадратическая ошибка равна δR , а среднеквадратическая ошибка измерений угла $\delta_A = \delta_E$, ошибка локализации выражается статистической длиной модуля F :

$$F = \sigma_R^2 + R^2(1 + \cos^2 E)\sigma_A^2, \quad (2.8)$$

где R — расстояние между измерительной станцией и целью, а E — возвышение.

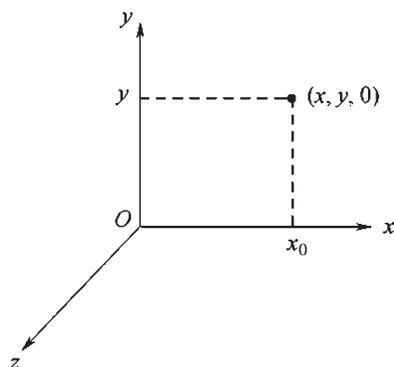


Рис. 2.8. Наземная неинерциальная система координат запуска



Рис. 2.9. Геометрическое расположение при определении орбиты одной станцией

Геометрическое расположение в случае определения орбиты одной станцией показано на рис. 2.9.

Когда станции определения орбиты распределены в различных местах, F принимает разные значения. Распределение станций при максимальном значении F является оптимальным вариантом. В соответствии с анализом, приведенном в [3], цель расположена на вертикальной линии по оси Ox , когда $z = 0$, т.е. в подспутниковой точке $(x_0, 0, 0)$. Поэтому ошибка локализации

$$F = \sigma_R + (y^2 + 2z_1^2)\sigma_A^2.$$

При $z_1 = 0$

$$F = \sigma_R + y^2\sigma_A^2, \quad (2.9)$$

где y — высота цели.

Понятно, что чем выше цель, тем больше погрешность локализации. Учитывая небезопасный участок $|z_1| < d_0$ (d_0 — расстояние до линии безопасности) в диапазоне испытаний, оптимальное положение станции определения орбиты должно находиться в точке $(x_0, 0, \pm d_0)$, как это показано на рис. 2.9.

При использовании двух комплектов измерительной аппаратуры для определения ДАВ, оптимальное распределение станций соответствует точкам $(x, 0, d_0)$ и $(x, 0, -d_0)$ соответственно. Поэтому погрешность локализации на 1/2 меньше, чем при локализации с помощью одной станции. Параметры оптимального распределения станций при локализации ДАВ приведены в табл. 2.1.

2.2.2.2. Определение места «пересечения прямых линий»

Этот метод использует две и более высокоточные измерительные системы (такие как оптический теодолит или интерферометр) для нахождения направления цели и точки пересечения двух или нескольких линий направления, чтобы определить положение цели.

1. Локализация по точке пересечения с использованием двух станций

Таблица 2.1. Свойства оптимально расположенных станций определения ДАВ

Элемент	Локализация с помощью одной станции	Локализация с помощью двух станций
Оптимальное распределение станций локализации	На вертикальной линии оси x в плоскости xOz , проходящей через подспутниковую точку	На вертикальной линии оси x в плоскости xz , проходящей через подспутниковую точку
Вертикальное расстояние между станциями измерения орбиты и подспутниковой точкой	$z_1 = d_0$ (или $z_1 = -d_0$)	$z_1 = d_0$ (или $z_2 = -d_0$)
Пространственные параметры, включая угол цели		$\beta^* = 2^8 \arctg(d_0/y)$
Разность возвышений станций измерений орбиты и цели	$E = 90^\circ - \alpha^*$	$E = 90^\circ - \alpha^*$
Разность наклонных дальностей станций измерений орбиты и цели	$R^* = [y^2 + d_0^2]^{\frac{1}{2}}$	$R^* = [y^2 + d_0^2]^{\frac{1}{2}}$
Минимальное значение риска	$F_{\min} = \sigma_R^2 + (2d_0^2 + y^2)\sigma_A^2$	$F_{\min} = 1/2F_{\min}$
Оптимальная точность оценки положения цели	$\sigma_x = d_0\sigma_A$ $\sigma_y = [(y/R^*)^2\sigma_R^2 + d_0\sigma_A]^{\frac{1}{2}}$ $\sigma_z = [(d_0/y)^2\sigma_R^2 + y^2\sigma_A^2]^{\frac{1}{2}}$	$(\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z) = \frac{1}{\sqrt{2}}(\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z)$

Примечание. d_0 является расстоянием до линии безопасности.

Если точность измерения углов двух станций составляет σ_1 и σ_2 , то соответственно $\sigma_1 = \sigma_2$. Оптимальное положение станции находится на прямой линии, перпендикулярной оси Ox и проходящей через подспутниковую точку. Две станции находятся на обеих сторонах оси Ox , а расстояние между станциями и осью Ox составляет

$$d = 0,67183y, \tag{2.10}$$

где y — высота цели.

Поэтому оптимальная точность локализации

$$\begin{cases} \sigma_x = 0,4751y\sigma_1, & \sigma_y = 1,5276y\sigma_1, \\ \sigma_z = 1,0263y\sigma_1, & F_{\min} = 3,61235y^2\sigma_1^2. \end{cases} \tag{2.11}$$

Геометрия распределения станций показана на рис. 2.10.

2. Локализация по точке пересечения с использованием трех станций

Оптимальным распределением станций является правильный треугольник, и подспутниковая точка находится в центре такого треугольника. Вершина этого правильного треугольника находится на окружности расположения станций. Поэтому ошибка локализации

$$F = \sigma_a^2 R^4 \frac{(R^4 + y^2 d^2 + 4d^4)}{[3d^2(R^4 + y^2 d^2)]}. \tag{2.12}$$

Оптимальный радиус

$$d = 0,70387y$$

Рис. 2.10. Геометрия оптимального распределения станций в методе локализации по точке пересечения двух линий направления с помощью двух станций

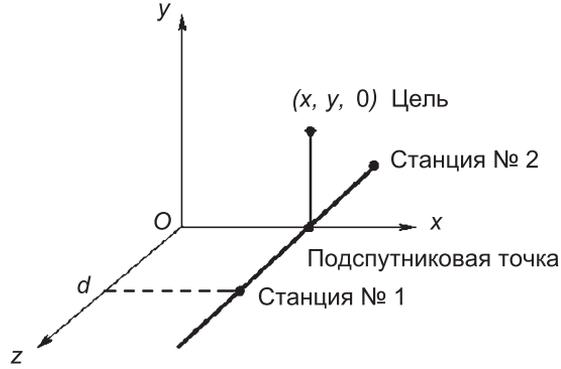


Рис. 2.11. Геометрия оптимального распределения станций в методе локализации по точке пересечения двух линий направления с помощью трех станций



Геометрия распределения станций показана на рис. 2.11. Поэтому оптимальная точность локализации

$$\sigma_x = \sigma_z = 0,52y\sigma_1, \quad \sigma_y = 1,23y\sigma_1, \quad F_{\min} = 2,0454y2\sigma_1^2, \quad (2.13)$$

где y — высота цели и σ_a — погрешность измерения угла.

Понятно, что погрешность определения орбиты в методе пересечения двух линий направления также повышается с увеличением высоты цели. Параметры распределения станций в методе определения орбиты по пересечению под углом двух линий направления приведены в табл. 2.2.

2.2.2.3. Локализация по пересечению дальностей

Этот метод состоит в построении нескольких сфер, в центре каждой из которых находится станция, а дальность, измеряемая с помощью нескольких высокоточных дальномерных систем, является их радиусом. Точка пересечения этих сфер является местом расположения цели (должно быть использовано не менее трех сфер).

Таблица 2.2. Свойства оптимально расположенных станций определения орбиты по точке пересечения линий направления

Элемент	Локализация по точке пересечения с использованием трех станций	Локализация по точке пересечения с использованием двух станций
Геометрическая фигура оптимального распределения станций (подспутниковая точка берется в качестве центра)	Правильный треугольник	Базовая линия между двумя станциями проходит через подспутниковую точку и является перпендикуляром к оси x , а расстояния между станциями и подспутниковой точкой равны
Радиус окружности, по которой распределены станции	$d = 0,70387y$	$d = 0,67183y$
Телесный угол пересечения линии между двумя станциями и целью	$\beta_{12} = \beta_{13} = \beta_{23} = 59^\circ 48'$	$\beta_{12} = 67^\circ 48'$
Разность возвышения между станциями и целью	$E_1 = E_2 = E_3 = 20^\circ 18'$	$E_1 = E_2 = 56^\circ 6'$
Разность наклонных дальностей станций измерений орбиты и цели	$R_1 = R_2 = R_3 = 1,21914y$	$R_1 = R_2 = 1,2047y$
База между станциями	$D_{12} = D_{13} = D_{23} = 1,21914y$	$D_{12} = 1,34366y$
Минимальное значение риска	$F_{\min} = 2,0454y^2 \sigma_a^2$	$F_{\min} = 3,61235y^2 \sigma_a^2$
Оптимальная точность оценки положения цели	$\sigma_x = \sigma_z = 0,52y\sigma_a$ $\sigma_x = 0,123y\sigma_a$	$\sigma_x = 0,4751y\sigma_a$ $\sigma_y = 1,5276y\sigma_a$ $\sigma_y = 1,0263y\sigma_a$
Прилежащий угол между радиусом окружности распределения станций и осью x	$\theta_1 = \theta_1$ (произвольный, на практике берут 30°) $\theta_2 = \theta_1 + 120^\circ$ $\theta_3 = \theta_1 + 240^\circ$	$\theta_1 = 90^\circ$ $\theta_2 = 270^\circ$

1. Локализация по точке пересечения с использованием трех станций

Когда три станции находятся на одной окружности распределения станций,

$$F = \left\{ 1 + \left[\frac{2(1 - \cos \beta_{12}\beta_{13}\beta_{23})}{\Delta_1} \right] \right\} \sigma_R^2,$$

где

$$\Delta_1 = 1 + 2 \cos \beta_{12}\beta_{13}\beta_{23} - \cos^2 \beta_{12} - \cos^2 \beta_{13} \cos^2 \beta_{23},$$

где σ_R — погрешность измерения дальности станцией, β_{12} — телесный угол пересечения линий направления 1-й и 2-й станций в точке расположения цели, β_{13} — телесный угол пересечения линий направления 1-й и 3-й станций в точке расположения цели и β_{23} — телесный угол пересечения линий направления 2-й и 3-й станций в точке расположения цели.

При условии $\beta_{12} = \beta_{13}$, угол β_{12} , которое делает F минимальным, можно найти решение в виде

$$\cos \beta_{12} = \cos \beta_{13} = \cos \beta_{23}.$$

Поэтому

$$\cos \beta_{12} = \cos \beta_{13} = \cos \beta_{23}.$$

То есть геометрической фигурой распределения трех станций является правильный треугольник, а подспутниковая точка находится в центре этого правильного треугольника, и

$$F = \sigma_R^2 + \sigma_R^2 \left\{ \frac{[8y^2 + d^2] - (2y^2 - d^2)^3}{27d^4y^2} \right\}. \quad (2.14)$$

Понятно, что F также связано с d , т. е. величина F меняется с изменением d .

Для сравнения трех методов локализации оценивались точности метода определения ДАВ и метода пересечения направляющих станций для локализации геостационарного спутника.

Для метода локализации ДАВ с одной станцией выражение суммарной линейной погрешности в случае оптимального распределения станций имеет вид

$$\sigma_L = \sqrt{F} = \sqrt{\sigma_R^2 + (2d_0^2 + y^2)\sigma_a^2}. \quad (2.15)$$

Если погрешность определения дальности $\sigma_R = 4$ м, погрешность измерения угла $\sigma_a = 0,01 = 0,0001745$ рад, высота геостационарного спутника $y \approx 3,69 \cdot 10^4$ км и $d_0 = 0$, с помощью расчетов мы получим $\delta_L = 6440$ м.

Для метода локализации пересечением направляющих с тремя станциями выражение суммарной линейной погрешности в случае оптимального распределения станций имеет вид

$$\sigma_L = \sqrt{F} = \sqrt{2,0454y^2\sigma_a^2}. \quad (2.16)$$

Если погрешность измерений угла $\sigma_a = 0,01 = 0,0001745$ рад или высоты цели $y \approx 3,69 \cdot 10^4$ км, тогда из расчетов получаем $\sigma_L = 9210$ м.

Можно видеть из приведенных выше расчетов, что метод локализации пересечением направляющих для трех станций имеет наибольшую точность при локализации геостационарного спутника.

Пусть $\partial F/\partial d = 0$ радиус окружности оптимального распределения станций может быть получен в виде

$$d = \sqrt{2}y, \quad (2.17)$$

и тогда

$$F_{\min} = 3\sigma_R^2. \quad (2.18)$$

Таким образом, становится понятной геометрия оптимального распределения станций при методе локализации пересечением дальностей с использованием трех станций: три станции распределены на окружности,

центр которой совпадает с подспутниковой точкой; радиус окружности $d = 2y$; три станции расположены в углах правильного треугольника.

2. Локализация по точке пересечения дальностей с использованием четырех станций

Если четыре станции распределены на одной окружности и образуют прямоугольник, то по сравнению с другими вписанными четырехугольными схемами распределения прямоугольная дает минимальное значение F , а именно

$$F = \frac{\sigma_R^2(y^2 + d^2)(4y^2 + d^2)}{4y^2d^2}, \tag{2.19}$$

откуда можно видеть, что F меняется с d . Допустив, что $\partial F/\partial d = 0$, может быть получено d , обеспечивающее минимум F , т. е.

$$d = \sqrt{2}y, \tag{2.20}$$

и минимум F определяется

$$F_{\min} = \left(\frac{9}{4}\right) \sigma_R^2. \tag{2.21}$$

Понятно, что F_{\min} в 1,33 раза меньше, чем при локализации с тремя станциями. Таким образом, становится понятной геометрия оптимального распределения станций при методе локализации пересечением дальностей с использованием четырех станций: четыре станции распределены на окружности, центр которой совпадает с подспутниковой точкой; оптимальный радиус окружности $d = 2^{0,5}y$; четыре станции расположены в углах квадрата.

Геометрическая схема оптимального распределения станций в методе локализации пересечением дальностей показана на рис. 2.12.

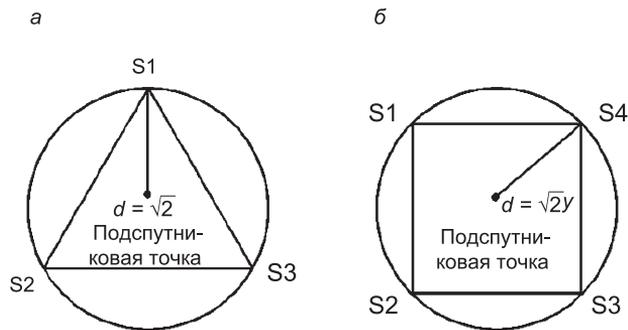


Рис. 2.12. Геометрическая схема оптимального распределения станций в методе локализации пересечением дальностей: при трех (а) и четырех (б) станциях

Параметры оптимального распределения станций при локализации пересечением дальностей приведены в табл. 2.3.

Таблица 2.3. Параметры оптимально расположенных станций определения орбиты по пересечению дальностей

Элемент	Локализация по точке пересечения с использованием четырех станций	Локализация по точке пересечения с использованием трех станций
Геометрическая фигура оптимального распределения станций (подспутниковая точка берется в качестве центра)	Квадрат	Правильный треугольник
Радиус окружности, по которой распределены станции	$d = \sqrt{2}y$	$d = \sqrt{2}y$
Телесный угол пересечения линии между двумя станциями и целью	$\beta_{23} = \beta_{14} = \beta_{23} = \beta_{34} = 70^\circ 30'$ $\beta_{13} = \beta_{24} = 109^\circ 30'$	$\beta_{12} = \beta_{13} = \beta_{23} = 90^\circ$
Разность возвышения между станциями и целью	$E_i = 35^\circ 16' (i = 1, 2, 3, 4)$	$E_i = 35^\circ 16' (i = 1, 2, 3)$
Разность наклонных дальностей станций измерений орбиты и цели	$R_i = \sqrt{3}y (i = 1, 2, 3, 4)$	$R_i = \sqrt{3}y (i = 1, 2, 3)$
База между станциями	$D_{12} = D_{14} = D_{23} = D_{34} = 2y$ $D_{12} = D_{34} = 2\sqrt{2}y$	$D_{12} = D_{13} = D_{23} = \sqrt{6}y$
Минимальное значение риска	$F_{\min} = (9/4)\sigma_a^2$	$F_{\min} = 3\sigma_a^2$
Оптимальная точность оценки положения цели	$\sigma_x = \sigma_y \sigma_z = (\sqrt{3}/2)\sigma_R$	$\sigma_x = \sigma_y \sigma_z = \sigma_R$
Прилегающий угол θ_1 между радиусом окружности распределения станций и осью x	$\theta_1 = \theta_1$ (произвольный, обычно берут 45°) $\theta_2 = \theta_1 + \pi/2$ $\theta_3 = \theta + \pi$ $\theta_4 = \theta_1 + (3/2)\pi$	$\theta_1 = \theta_1$ (произвольный, обычно берут 30°) $\theta_2 = \theta_1 + 120^\circ$ $\theta_3 = \theta_1 + 240^\circ$

В соответствии с приведенным выше описанием, можно сделать следующее заключение:

- 1) точность локализации методом ДАВ и методом пересечений уменьшается с ростом высоты космического аппарата y . Поэтому оба метода в большей степени пригодны для низкоорбитальных космических аппаратов;
- 2) точность локализации методом пересечения дальностей не зависит от высоты космического аппарата и связана только с точностью определения дальности σ_R при оптимальном распределении станций. Поэтому его предпочтительней использовать для локализации высокоорбитальных космических аппаратов;

- 3) оптимальное распределение станций при локализации методом пересечения дальностей является окружностью с диаметром, равным $\sqrt{2}y$. Если $y = 4 \cdot 10^4$ км, этот диаметр равен $5,6 \cdot 10^4$ км. Ясно, что это невозможно реализовать на поверхности Земли. Поэтому невозможно реализовать оптимальное распределение станций на поверхности Земли. Все, что можно сделать, это как можно больше увеличить расстояние между измеряющими орбиту станциями. Используемая геометрия распределения станций требует определенного расчета точности локализации.

2.2.3. Система измерений траектории

Для измерения параметров траектории аппарата необходимо проводить измерения, по меньшей мере, шести элементов. Несколько распространенных систем, состоящих из устройств для измерения этих элементов, и их характеристики кратко описаны в [4].

2.2.3.1. Система локализации ДАВ

Систему ДАВ также называют системой измерений из одной станции или системой измерений дальности и угла. Измеряемые элементы D , A и B используются для определения положения летательного аппарата в пространстве. Благодаря сглаживанию интегродифференциальными сплайнами, \dot{D} , \dot{A} и \dot{B} можно также использовать для определения скорости летательного аппарата. Если необходима более высокая точность измерения скорости, следует применять метод доплеровского смещения несущей частоты. В эту систему могут входить доплеровская РЛС с непрерывным излучением, импульсная РЛС и оптические теодолиты с устройством лазерной дальнометрии. Из-за ограниченной точности угловых измерений эта система имеет низкую точность локализации целей при большой дальности. Поэтому ее относят к системам со средней и низкой точностью измерений. Она является основным элементом спутниковой систем телеметрии, слежения и управления.

2.2.3.2. Система измерений нескольких дальностей (мульти-ДД-система)

Мульти-ДД-систему также называют системой пересечения дальностей, в которой каждая станция независимо измеряет D и \dot{D} (число станций ≥ 3), а измерительная база обычно составляет от нескольких сот до нескольких тысяч километров. Ответчик, работающий в этой системе из нескольких приемников и нескольких передатчиков, должен обеспечивать многоканальный ответ при частотном или кодовом разделении каналов. Поэтому многоканальный ответчик является ключевым элементом системы. Эту систему можно использовать для измерений методом пересечений, используя импульсные РЛС и РЛС непрерывного излучения. При отсутствии

необходимости переноса базовой линии каждая станция является относительно независимой. Поэтому станции могут распределяться достаточно гибким образом. В соответствии с точностью измерительных станций можно получить высокоточную измерительную систему, систему со средней и низкой точностью измерений. В настоящее время она используется для высокоточных измерений траекторий реактивных снарядов, в спутниковых телеметрических и навигационных системах и считается перспективной высокоточной измерительной системой.

2.2.3.3. Система Rlm

Систему Rlm также называют интерферометром с короткой измерительной базой. Она состоит из одной ведущей и двух ведомых станций. В общем случае измерительная база очень короткая, от десятков метров до нескольких километров. Дальность между ведущей станцией и целью R ; направляющие косинусы разности дальности между ведущей и ведомой станциями являются l и m . Измеряемыми элементами в этой системе являются R , l , m , \dot{R} , \dot{l} и \dot{m} . Система применяет несущую частоту сигнала для измерения разности дальностей и обладает очень высокой точностью. Однако из-за короткого периода сигналов на несущей частоте имеет место значительная неоднозначность по дальности. Поэтому для устранения неоднозначности необходимо устанавливать несколько антенн на измерительной базе. В условиях короткой измерительной базы устранение неоднозначности не представляет труда. Но если база слишком большая, увеличивается число антенн и система станет сложной, а затраты на ее реализацию возрастут. При использовании короткой измерительной базы путем деления разности дальностей на длину базы можно получить направляющие косинусы l и m . Сигналы между ведущей и ведомой станциями можно передавать по кабелям с компенсацией фазового сдвига или по волоконным световодам. Из-за низкой точности измерений направляющих косинусов эта система пригодна для измерений со средней точностью.

2.2.3.4. Система Rr_i

Систему Rr_i также называют интерферометрической системой со средней и большой измерительной базой. К измеряемым элементам интерферометрических систем средней и большой измерительной базы относятся R , r_i , \dot{R} и \dot{r}_i ($i = 1, 2, \dots, n$, $n \geq 2$, r — разность дальности между ведущей и ведомой станциями). Длина базы обычно составляет десятки километров, что соответствует низкой орбите. Сигналы можно передавать по микроволновой линии связи или по волоконным световодам. По мере увеличения длины базы неоднозначность дальности при измерении разности дальности с помощью несущей частоты будет становиться все значительней. Поэтому для определения разности дальностей необходимо применять модулирующие сигналы. Точность измерения разности дальностей в этой

системе ниже, чем в системе с короткой базой. Но при большой базе точность измерения эквивалентного угла выше, чем в системе с короткой базой. Когда сигнал передается по микроволновой линии связи между ведущей и ведомой станциями, необходимо построить башню для передачи измерительной базы. Стандартную частоту ведущей станции необходимо передать ведомым станциям в качестве опорной частоты; ведомые станции должны преобразовывать и передавать полученные сигналы ведущей станции. Ведущая станция должна извлекать, записывать и передавать в реальном времени информацию относительно измерения скорости и дальности ведущей и ведомых станций в центр обработки данных, в то время как ведомые станции будут получать и ретранслировать информацию по измерениям, без необходимости использования записывающих устройств и временной синхронизации.

2.2.3.5. Мульти-АЕ-система

Мульти-АЕ-систему также называют системой пересечений. Она может быть построена из нескольких интерферометров или системы совместного использования кинотеодолита, электрооптического теодолита и моноимпульсной РЛС. К измеряемым элементам этой системы относятся группы *A* и *E*. Измерения РЛС и оптические измерения независимы. Между перечисленными устройствами нет никакой связи. Совместное использование аппаратуры предполагает совместное использование данных. В принципе возможно произвольное сочетание. В настоящее время по мере развития технологий передачу по базе осуществляют по светопроводящему волокну подключенным интерферометровым элементом (ПИЭ) и интерферометром с очень большой, межконтинентальной измерительной базой, таким образом, может быть значительно увеличена точность измерений определения положения аппарата. Поскольку на борту устанавливается только радиомаяк для радиопередач, а на Земле выполняется только одностороннее измерение для пассивного слежения, оборудование упрощается. Кроме того, в систему измерения дальности ответчиком не вносится систематическая погрешность определения дальности, а для угловой калибровки (в качестве источника радиоизлучения) может использоваться звезда, и никаких других способов повышения точности локализации не предусмотрено.

2.2.3.6. Мульти-SS-система

Мульти-SS-систему также называют системой kSS . Эта система требует только измерения суммарной дальности и скорости ее изменения ($k \geq 3$). В общем случае она состоит из одной ведущей и нескольких ведомых станций. Ее можно отнести к системам со средней и большой базой. Существует два метода измерения суммарной дальности, а именно, метод измерения дальности модулирующим сигналом и интегральный метод измерения дальности.

1. Системы $kS\dot{S}$ со средней базой

Структура этих систем аналогична структуре систем интерферометра со средней измерительной базой. Они отличаются только тем, что передача по измерительной базе выполняется в противоположных направлениях. Передающая станция передает стандартное время и частоту принимающей станции и принимающая станция выполняет измерение $S\dot{S}$. Система $kS\dot{S}$ и интерферометрическая система не имеют существенных различий. Обе используют $S\dot{S}$, измеренные станциями, для вычисления $r\dot{r}$.

2. Система $kS\dot{S}$ с большой базой

Эта система использует сигнал с одной несущей частотой и простое оборудование. Однако из-за большой базы при использовании интегрального метода измерения дальности для обеспечения начальной точки интегрирования требуются дополнительные измерения, выполняемые внешним оборудованием или внутренней системой, и недопустимо никакого случайного прерывания сигналов. Все станции должны обеспечивать синхронизацию, опорные сигналы, связь и запись данных для независимых измерений \dot{S} . Между станциями не передаются сигналы. Благодаря большой базе эта система может использоваться для высокоточных измерений.

Приведенные выше системы отличаются друг от друга. При выборе системы необходимо учитывать соответствие конструкции системы требованиям точности измерений, эксплуатационным требованиям и затратам.

2.3. Измерение скорости — теория и методы: методы двух-, трех- и однопроходных измерений

2.3.1. Измерение скорости цели с использованием РЛС непрерывного излучения¹

Принцип измерения скорости цели состоит в том, что при облучении РЛС движущейся цели на основании доплеровского эффекта цель создает доплеровский сдвиг частоты, который прямо пропорционален скорости цели относительно РЛС и обратно пропорционален длине волны λ . Когда цель приближается к РЛС, доплеровский сдвиг частоты будет положительным и частота принимаемого сигнала будет больше, чем частота передаваемого сигнала. Когда цель удаляется от РЛС, доплеровский сдвиг частоты будет отрицательным и частота принимаемого сигнала будет меньше, чем частота передаваемого сигнала.

Скорость цели можно определять измерением доплеровского сдвига по частоте. Основным методом является метод двухпроходного измерения

¹ Далее по тексту словосочетание «измерение скорости» обозначает измерение скорости космического аппарата или иного объекта в космическом пространстве. — *Примеч. ред.*

доплеровского сдвига несущей частоты. Двухпроходная система измерения скорости доплеровским сдвигом несущей частоты состоит в основном из наземного передатчика, ответчика летательного аппарата и наземного приемника. Обычно используется когерентный ответчик с фазовой автоподстройкой частоты. Также можно использовать некогерентный ответчик с независимым гетеродином. Когерентность относится к определенной фазовой связи между выходным и входным сигналами; в противном случае ответчик некогерентный. Измерение скорости первым методом называется когерентным доплеровским измерением скорости. Измерение скорости вторым методом называется некогерентным доплеровским измерением скорости.

1. Двухпроходное доплеровское измерение скорости с когерентным ответчиком

Для когерентных ответчиков из-за того, что после приема сигнала спутником однопроходная доплеровская частота передается повторно когерентным ответчиком с когерентным коэффициентом оборачиваемости $1/\rho = f_{\text{верх}}/f_{\text{вниз}}$, доплеровская частота преобразуется $1/\rho$ раз. Комбинированная доплеровская частота при передаче на спутник и со спутника составляет почти удвоенную доплеровскую частоту при передаче со спутника вниз.

Хорошо известно, что радиальная скорость цели составляет:

$$v = -\frac{f_d}{2f_r + f_d}, \quad (2.22)$$

где f_r — принимаемая частота на Земле со спутника.

Когерентный ответчик обычно является ответчиком с фазовой автоподстройкой частоты. На рис. 2.13 показаны общие решения.

На рис. 2.13 частота приемного сигнала ответчика

$$f_{r \text{ Trans}} = \left(N_1 + N_2 + \frac{1}{2} \right) f_v,$$

где f_v — частота ГУН.

Передаваемая частота

$$f_{b \text{ Trans}} = N_3 f_v.$$

Коэффициент оборачиваемости ответчика с фазовой автоподстройкой частоты

$$\rho = \frac{f_{b \text{ Trans}}}{f_{r \text{ Trans}}} = \frac{N_3}{N_1 + N_2 + 1/2} = \frac{f_{\text{вниз}}}{f_{\text{верх}}}. \quad (2.23)$$

2. Двухпроходное доплеровское измерение скорости с некогерентным ответчиком

Для доплеровского измерения скорости двухпроходным методом может также использоваться некогерентный ответчик. Но для повышения точности измерения скорости необходимо предпринять разумные меры по

исключению из гетеродина ответчика некогерентных компонент. В соответствии с различными схемами исключения этот метод можно классифицировать как метод исключения наземной станции, метод исключения ответчика и метод измерения ответчиком и обработки наземной станции. Эти три метода будут подробно описаны ниже. Часто используется некогерентная схема ответчика.

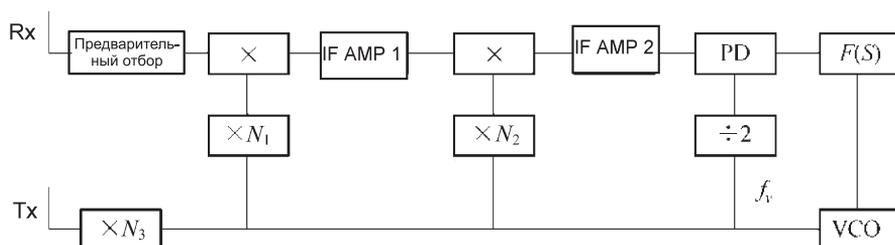


Рис. 2.13. Принципиальная блок-схема ответчика с фазовой автоподстройкой частоты

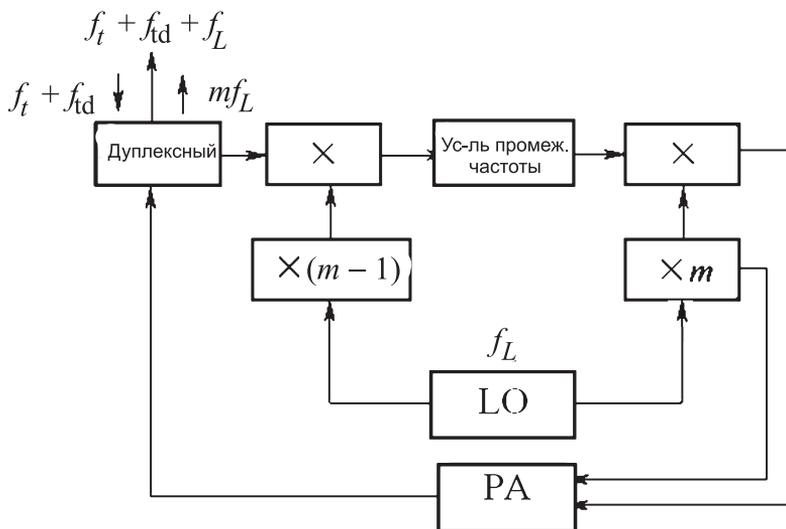


Рис. 2.14. Смешанный ретрансляционный некогерентный ответчик

1. Смешанный ретрансляционный некогерентный ответчик. Как показано на рис. 2.14, этот ответчик имеет независимый кварцевый генератор с частотой f_L . Входной сигнал будет преобразован с понижением частоты, усилен, отфильтрован и преобразован с повышением частоты, а затем передан через усилитель мощности. Преобразование с понижением частоты гетеродина определяется как $(m-1)f_L$, преобразование с повышением частоты гетеродина определяется как mf_L , а принимающая частота ответчика является суммой передаваемой вверх частоты f_t и передаваемой вниз доплеровской частоты f_{td} , а именно $f_{r\text{Ttrans}} = f_t + f_{td}$.

Будучи преобразованной дважды, она становится

$$f_{b\text{Trans}} = f_r + f_{td} + f_L.$$

Передаваемая частота содержит независимую компоненту гетеродина f_L . Для устранения некогерентности ($m f_L$) m -кратное увеличение f_L должно передаваться на наземную станцию для исключения некогерентности f_L в процессе выделения доплеровской частоты.

На рис. 2.15 представлена блок-схема, показывающая извлечение доплеровской частоты наземной станцией.

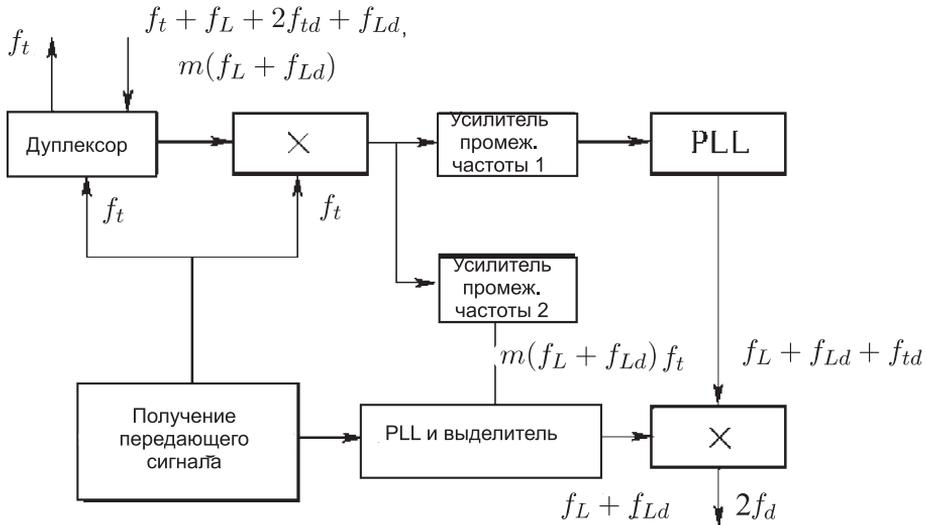


Рис. 2.15. Блок-схема извлечения доплеровской частоты на наземной станции

Сигнал со спутника, возвращенный ответчиком, поступает в приемник, который содержит две частоты сигнала: $f_t + f_L + 2f_{td} + f_{Ld}$ и $m(f_L + f_{Ld})$, где f_{Ld} и f_{td} относятся к однопроходным доплеровским частотам независимого задающего генератора ответчика и к передаваемой с наземной станции частоте соответственно. Две частоты сигнала смешиваются с передаваемой частотой f_t и фильтруются двумя усилителями промежуточной частоты на различных частотах и затем извлекаются с помощью системы фазовой автоматической подстройки частоты. Усилитель промежуточной частоты 1 извлекает и выдает $f_L + f_{Ld} + 2f_{td}$; ветвь усилителя промежуточной частоты 2 выполняет фазовую автоматическую подстройку частоты и извлекает, а затем выдает $f_L + f_{Ld}$.

После смешивания и извлечения двух выходных частот будет выдана чистая доплеровская частота $2f_{td}$, тем самым устраняя некогерентность, вызванную независимым кварцевым генератором ответчика.

2. Модуляция для ретрансляции некогерентным ответчиком. Как показано на рис. 2.16, передаваемый ответчиком сигнал является постоян-

ной огибающей. Поэтому усилитель мощности может работать в режиме насыщения, тем самым избегая влияния помех взаимной модуляции и амплитудно-фазового преобразования на точность измерений. Ответчик используется для ретрансляции сигналов от трех наземных станций. Разница несущей частоты среди трех наземных станций небольшая, составляющая несколько мегагерц. Ответчик получает передаваемые частоты от трех наземных станций, преобразуя их в промежуточную частоту f_{i1} , f_{i2} и f_{i3} с помощью одного и того же смесителя частот. Некогерентная частота гетеродина f_0 является M -кратной частотой умножения f_L . Три промежуточные частоты фильтруются и усиливаются тремя установленными параллельно усилителями промежуточной частоты и суммируются для модуляции фазы передаваемой частоты ответчика Nf_L и затем передаются на наземные станции. Поскольку три модулированные по фазе поднесущие (т. е. три промежуточные частоты) и частота передачи ответчика содержат некогерентные компоненты задающего генератора f_L , после автоматической фазовой подстройки частоты и извлечения основной несущей и поднесущих на наземной станции и надлежащего добавления и вычитания частоты некогерентные компоненты задающего генератора ответчика f_L могут быть устранены для получения чистой доплеровской частоты f_D (рис. 2.17).

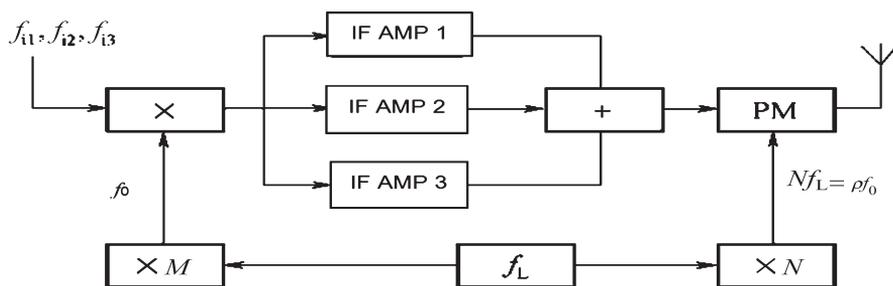
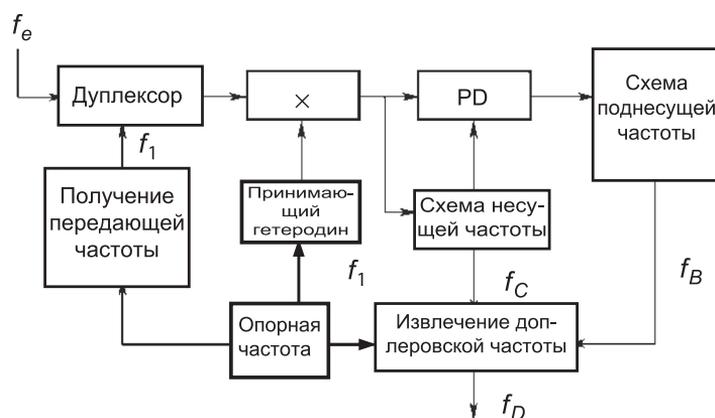


Рис. 2.16. Модуляция промежуточной частоты для ретрансляции некогерентным ответчиком

Рис. 2.17. Извлечение доплеровской частоты на наземной станции для модуляции промежуточной частоты ответчика



2.3.2. Метод измерения доплеровской частоты

В настоящее время широко используется метод измерения скорости, основанный на цифровой системе фазовой автоподстройки частоты (PLL). Предшествующие методы, такие как определение целочисленной неопределенности путем фиксирования времени, определение времени путем фиксирования целочисленной неопределенности и определение целочисленной неопределенности путем фиксирования базового времени, применяются в настоящее время только при определенных обстоятельствах.

Теперь цифровая система PLL приемника захватывает и сопровождает сигналы со спутника, извлекает и измеряет доплеровское смещение несущей частоты. Это не только реализует метод на основе технологии программного обеспечения и многочисленные функции, но также значительно упрощает окончное оборудование измерения скорости. Кроме того, упрощение оборудования снижает дополнительный фазовый шум и увеличивает точность измерения скорости.

Как показано на рис. 2.18, цифровая система PLL промежуточной частоты в основном состоит из цифровых схем, которые устраняют медленный дрейф в моделируемых параметрах фазового дискриминатора, активного фильтра и ГУН в PLL с изменением времени, температуры и уровня. Фазовый дискриминатор цифровой системы PLL состоит из цифрового умножителя и аккумулятора. В качестве контурного фильтра используется цифровой фильтр, обычно его роль выполняет процессор цифровой обработки сигналов (DSP). Генератор с цифровым управлением (DCO) состоит из цифрового синтезатора, приводимого в действие внешним высокочастотным задающим генератором. Выходная частота и импульс контролируются выходом контурного фильтра. После подстройки частоты частота генератора с цифровым управлением становится равной частоте входных сигналов. Изменение управляющего кода частоты DCO полностью соответствует изменению частоты выходных сигналов с корректировкой соответствующей математической связи.



Рис. 2.18. Извлечение и измерение доплеровской частоты в PLL промежуточной частоты

Умножение вариации управляющего кода частоты на определенный поправочный коэффициент дает доплеровский сдвиг частоты входных

сигналов. Затем управляющий код выходной частоты завершает извлечение и измеряет доплеровскую частоту, и при непрерывном выводе частоты (с интервалом 5 периодов повторения работы контурного фильтра) можно непрерывно получать на выходе значение скорости.

Конечно, при этом будет меняться частотный код за счет изменения теплового шума на входе. Для устранения влияния теплового шума необходимо сглаживать и фильтровать частотный код. Обычно применяется накопленное сглаживание. Время начала накопления контролируется селекторными импульсами, а время сглаживания контролируется внешними командами. После сглаживания частотный код поступает в компьютер для преобразования в данные скорости.

Пусть коэффициент контроля частоты DCO равен k_i , входная частота $f_{io} + f_d$, центральная частота f_{io} и контурный фильтр выдает управляющий код $N_0 + N_d$, тогда $N_0 = f_{io}/k$, $N_d = f_d/k_i$. Среднее значение кода доплеровской частоты накопленных сглаживающих выходных частот равно N_d , а среднее значение доплеровской частоты $f_D = k_i N_d$.

Для устранения некогерентных изменений тактовой частоты DCO и во избежание погрешностей некогерентного измерения скорости высокочастотный тактовый генератор DCO должен генерировать частоту умножением частоты задающего генератора f_0 передатчика, чтобы генератор частоты передатчика и цепь извлечения доплеровской частоты приемника создавали полностью когерентную систему. Кроме того, задающий генератор f_0 обладает хорошей кратковременной стабильностью, тем самым снижая погрешности измерения скорости, вызванные введением опорной частоты для измерения доплеровского сдвига.

Этот цифровой метод часто дает ошибки квантования. При проектировании необходимы усилия, направленные на снижение ошибок квантования до уровня ниже теплового шума на входе. В тех случаях, когда в качестве контурного фильтра используется DSP арифметического устройства, часто используются 16- или 32-разрядные операции. 16-разрядные операции можно использовать для операций контурного фильтрации. Можно использовать автоматическую настройку контура для исключения влияний ошибок квантования на средней частоте DCO. Разрешение кода подстройки частоты, выдаваемое после операции, будет гарантироваться совместно длиной выдаваемого слова контурным фильтром и точностью настройки частоты DCO. При проектировании в первую очередь необходимо определить самую короткую длину слова кода f_d в соответствии с диапазоном скорости и разрешением по скорости. Если максимальная скорость полета летательного аппарата составляет 7 км/с, разрешение по скорости 0,1 см/с, минимальная вмести́мость кода f_d составляет 12 км/0,1 см = $1,2 \cdot 10^7$, а $2^{24} = 1,68 \cdot 10^7$, самая короткая длина кода f_d составит 24-разрядный двоичный код. Затем из разрешения по скорости можно получить разрешение подстройки частоты DCO.

Если размер шага подстройки частоты DCO равен ΔF , а разрешение по скорости ΔV , то для двухпроходной системы измерений доплеровской частоты получим:

$$\Delta F = \frac{2\Delta V}{c} f_r. \quad (2.24)$$

Если $f_r = 2$ ГГц, $\Delta V = 0,1$ см/с, мы можем получить максимальный шаг подстройки частоты DCO в 0,013 Гц.

DCO может использоваться DDS, который состоит из таблицы двоичного накапливающего сумматора кода фазы и цифрового синуса (косинуса). Разрешение подстройки частоты зависит от бит накапливающего сумматора кода фазы и тактовой частоты:

$$\Delta F = \frac{f_{op}}{2^n}. \quad (2.25)$$

Приведенное выше описание квантования является достаточным, но не необходимым условием. Если шаг подстройки частоты DCO большой или слово операций контурного фильтра короткое, средняя частота DCO всегда равна частоте входного сигнала благодаря автоматической подстройке контура. Во время процесса фазовой подстройки управляющий код DCO флуктуирует вокруг контрольного значения средней частоты, и среднее по времени управляющего кода будет смешанной десятичной дробью. Таким образом, когда разрешение DCO или операций фильтрации недостаточно высокое, выходное разрешение можно повысить с помощью периода накопления управляющего кода частоты. Естественно, при этом может быть получено мгновенное или кратковременное высокое разрешение. Период накопления частотного управляющего кода может устранить влияние теплового шума и повысить разрешение скорости в количество раз, равное числу сглаживаний.

2.3.3. Теоретический анализ погрешности измерения скорости двухпроходным когерентным доплеровским методом

При измерении скорости в области радиочастот максимальную точность обеспечивает метод измерения скорости с помощью когерентной доплеровской РЛС непрерывного излучения. Когда необходима высокая точность, сигналы измерения скорости с кратковременной стабильностью являются важным фактором, влияющим на точность измерения скорости. Они составляют особую проблему в методе измерения скорости непрерывным излучением РЛС. В этом разделе сначала будет дано введение в проблему кратковременной нестабильности сигналов.

2.3.3.1. Спектральная плотность мощности фазового шума и дисперсия Аллана [4, 6]

Фазовый шум часто характеризуется несколькими функциями спектральной плотности:

- 1) $S_{\Phi}(f)$ — исходный спектр фазового шума $\Phi(t)$;
- 2) $P_{RF}(f)$ — амплитудный спектр радиочастотного сигнала, наблюдаемый спектроанализатором, с помощью которого можно получить P_s/N_0 ;
- 3) $\mathcal{L}(\Delta f)$ — значения спектра фазового шума, отображаемые на тестере фазового шума, который также называют нормированным спектром;
- 4) $S_y(f)$ — исходный спектр шума флуктуации частоты.

Эти спектры являются распространенными односторонними спектрами в техническом конструировании. $S_{\Phi}(f)$ является односторонним спектром низких частот фазового шума модулирующего сигнала $\Phi(t)$, используемого для измерений $S_{\Phi}(f)$, как показано на рис. 2.19.



Рис. 2.19. Блок-схема анализатора фазового шума $S_{\Phi}(f)$

Измерительный прибор состоит из фазового демодулятора $\Phi(t)$, анализатора спектра низких частот, принимающего сигналы $S_{\Phi}(f)$, и логарифмического преобразователя, используемого для дисплея. Логарифмическая шкала обычно используется для отображения связи между $10 \log S_{\Phi}(f)$ и частотой. $S_{\Phi}(f)$ выражается в $\text{рад}^2/\text{Гц}$ или в дБ относительно $1 \text{ рад}^2/\text{Гц}$ по шкале дБ.

В инженерной практике несмотря на то, что $S_{\Phi}(f)$ измеряется в действительности, на оси ординат всегда отображается $10 \log \mathcal{L}(\Delta f)$. Это значение принято считать фазовым шумом полосы пропускания в 1 Гц в боковой полосе частот при уходе частоты. Если амплитуда фазового шума достаточно мала, $\mathcal{L}(\Delta f) \approx S_{\Phi}(f)/2$. При выражении в логарифмической шкале, увеличив на 3 дБ в спектре низких частот $10 \log[\mathcal{L}(\Delta f)]$, можно получить правильное значение $10 \log[S_{\Phi}(f)]$.

Вышеупомянутые функции спектральной плотности сохраняют связь:

$$S_{\Phi}(f) = S_y(f) \left(\frac{f_0}{f} \right)^2, \quad (2.26)$$

$$\mathcal{L}(\Delta f) \approx \frac{S_{\Phi}(f)}{2}. \quad (2.27)$$

При добавлении белого гауссова шума спектральная плотность фазового шума принимает вид

$$N_{\Phi}(f) = W'_n(f) = \frac{2N_0}{V_S^2} = \frac{N_0}{P_S}, \quad (2.28)$$

где P_S — мощность сигнала, N_0 — спектральная плотность мощности шума, $N_{\Phi}(f)$ — спектральная плотность случайной переменной $n'(t)$ на выходе фазового демодулятора, а V_S — амплитуда сигнала.

Другим методом описания спектральной плотности фазового шума является дисперсия Аллана. Дисперсия Аллана $\sigma_y^2(\tau)$ и спектральная плотность мощности фазового шума являются двумя характеристиками, используемыми для описания кратковременной нестабильности частоты одного сигнала. $S_{\varphi}(f)$ применяется для частотной области, а $\sigma_y^2(\tau)$ — для временной области. Однако, что касается их физической сути, они являются указателями, используемыми для описания той же самой кратковременной нестабильности. Они связаны друг с другом преобразованием Фурье.

Связь между спектральной плотностью фазового шума $S_{\varphi}(\omega)$ и дисперсией Аллана $\sigma_y^2(\tau)$ будет приведена в описании трех методов.

1. Метод интегрального представления

Во многих публикациях приводится выражение связи между $\sigma_y^2(\tau)$ и $S_y(\omega)$ [4]:

$$\sigma_y^2(\tau) = \int_0^{\infty} S_y(f) \left[\frac{2 \sin^4(\pi f \tau)}{(\pi f \tau)^2} \right] df = \int_0^{\infty} S_{\Phi}(f) \frac{f_0^2}{f^2} \left[\frac{2 \sin^4(\pi f \tau)}{(\pi f \tau)^2} \right] df, \quad (2.29)$$

где τ — интервал дискретизации (с) измерения дисперсии Аллана, f — интервал частот (Гц) отклонения от несущей частоты f_0 , $S_y(f)$ — спектральная плотность мощности флуктуаций относительной частоты $\Delta f/f_0$, короткой для спектральной плотности флуктуации относительной частоты, и $S_{\Phi}(f) = S_y(f)(f_0/f)^2$ — спектральная плотность фазовой флуктуации.

Выражение (2.29) показывает, что решение для дисперсии Аллана во временной области эквивалентно характерной фильтрации $H_y(f) = (2 \cdot \sin^4(\pi f \tau)/(\pi f \tau)^2)$ в спектральной области $S_{\varphi}(\omega)$, где $H_y(f)$ — передаточная функция дисперсии Аллана $S_y(f)$ и $H_{\Phi} = \left[\frac{2 \sin^4(\pi f \tau)}{(\pi f \tau)^2} \left(\frac{f}{f_0} \right)^2 \right]$ — передаточная функция дисперсии Аллана $S_{\Phi}(f)$.