



ЭНЕРГИЯ

Ракетно-космическая корпорация имени С.П.Королева

Е.А. Микрин, М.В. Михайлов

**НАВИГАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ОТ ГЛОБАЛЬНЫХ СПУТНИКОВЫХ
НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ**

Курс лекций для студентов, аспирантов и инженеров

Время, ориентация, сближение, спуск

Книга 2

Предисловие

Настоящий курс лекций посвящен вопросам проектирования, разработки, наземных и летных испытаний аппаратуры спутниковой навигации (АСН) космического назначения, предназначенный для решения целого комплекса навигационных задач управления космическими аппаратами (КА). Создание такой аппаратуры позволяет по-новому рассматривать практически все задачи управления орбитальными КА начиная от этапа выведения на орбитальном участке до участка спуска КА в атмосфере. Принципиально АСН может заменить всю традиционную измерительную аппаратуру КА. Это и наземный измерительный баллистический комплекс, определяющий параметры орбитального движения, системы высокоточного временного обеспечения КА, гироскопы и акселерометры, гирокопические платформы, инфракрасные датчики вертикали, солнечные и звездные датчики ориентации, навигационные системы сближения КА, весь измерительный комплекс системы управления спуском и т.д. и т.п.

Многие из задач, решаемых перечисленной навигационной аппаратурой, уже сегодня решаются с помощью АСН. Например, АСН-К, установленная на пилотируемых КА «Союз», решает задачи временного обеспечения бортового комплекса управления (БКУ) корабля, определение орбиты, определение ориентации, определение параметров относительного движения корабля с МКС на участках дальнего и ближнего сближения, ведутся работы по созданию высокоточной системы управления спуском КА на базе АСН. И все эти задачи может решить одна единственная система. Конечно же сегодня, несмотря на внедрение АСН, на КА «Союз» остаются все традиционные навигационные системы. Исключены только баллистико-навигационные измерения с использованием наземных измерительных пунктов (НИП). Но «вытеснение» других систем – это вопрос времени.

Что же дает такая замена? Сравнение очень простое. Вес резервированной системы АСН-К составляет около 10 кг, потребление – 15 Вт. Суммарный же вес бортовой аппаратуры корабля «Союз», функции которой выполняет АСН, составляет 110 кг, потребление – 270 Вт. Однако не все так просто... В процессе разработки и эксплуатации АСН непрерывно возникали и возникают проблемные вопросы, требующие своего уникального решения. Эти вопросы и привели к мысли написания настоящего курса лекций, включающего решения, полученные прямо «из печки»: еще вчера на МКС был проведен эксперимент по отработке тех или иных вопросов разработки АСН, а уже сегодня преподаватель рассказывает студентам о полученных результатах. Что касается экспериментов на МКС – это не метафора и не красное словцо. Авторам этой монографии, работающим в Ракетно-космической корпорации «Энергия» им. С.П. Королёва и занимающимся разработкой АСН космического назначения, неоспоримо повезло. Имея возможность проведения технических экспериментов на МКС они оказались в гораздо более выгодных условиях по сравнению с коллегами других космических фирм, занимающихся аналогичными разработками. В процессе разработки целого ряда систем АСН для различных изделий нами на МКС были проведены более десяти летных испытательных экспериментов. В этом смысле для нас МКС была и остается испытательной лабораторией, позволяющей проверить работу разрабатываемой системы в реальных летных условиях, сымитировать на Земле которые невозможno. Поэтому опыт, накопленный авторами в процессе создания систем АСН для различных КА, на наш взгляд, будет полезен нашим коллегам, занимающимся аналогичными задачами, и конечно же, молодым коллегам: студентам и аспирантам, желающим стать специалистами в области навигации и управления КА.

Введение

Настоящий курс лекций посвящен вопросам разработки автономных систем навигации космических аппаратов (КА) по сигналам ГСНС, решающих широкий диапазон навигационных задач, включающих временное обеспечение определение орбиты КА, определение его ориентации и решение задачи относительной навигации при сближении, навигационное обеспечение при выведении и спуске КА в атмосфере. По сути, лекции демонстрируют, что АСН может обеспечивать на качественно новом уровне решение всего комплекса задач навигации и управления движением КА, обеспечивая многократное снижение веса, энергопотребления и стоимости системы управления. И это не философские рассуждения. Лекции построены на результатах реальных разработок, испытаний и летной эксплуатации АСН кораблей «Союз» и «Прогресс», МКС, Европейского автоматического корабля *ATV* и ряда других изделий предприятия. По сути лекции демонстрируют, что на смену традиционным, классическим системам управления идет принципиально новая система, построенная на базе рукотворного Глобального навигационного поля систем ГЛОНАСС, *GPS*, ГАЛИЛЕО (*Galileo*), КОМПАСС (*Compass*), позволяющего осуществлять управление КА, опираясь на новые принципы навигации. Подготовка специалистов, готовых создавать системы управления, опираясь на новые методы измерений параметров движения КА, является целью настоящего курса лекций, направленного на формирование у студентов знаний, умений и навыков, позволяющих самостоятельно решать вопросы проектирования и разработки сложных многофункциональных систем космической навигации на базе ГСНС для широкого класса низкоорбитальных высокоорбитальных и высокоэллиптических КА.

Курс лекций представлен в двух книгах.

Первая книга, в основном, посвящена навигации центра масс КА. В ней рассмотрены основы космической навигации, идеология построения систем ГЛОНАСС и *GPS* и принципы функционирования АСН. Основные разделы первой книги посвящены особенностям АСН космического назначения, позволяющей, например, при одновременной видимости двух или трех навигационных спутников (НС) с помощью одночастотных навигационных приемников, работающих в диапазоне $L1$, без использования дополнительных средств навигации обеспечивать точность абсолютной навигации центра масс орбитального КА выше 1 м по координатам и 1 мм/с по скорости. Любой разработчик АСН наземного назначения скажет, что такие точности решения задачи абсолютной навигации с помощью одночастотного приемника без дифференциальной станции, да еще при двух-трех видимых НС – невозможны. Однако для космической навигации такие методы существуют и они реальны. Например, АСН-М МКС ($L1$) сегодня обеспечивает непрерывное формирование в реальном времени вектора координат точностью 3-5 м и вектора скорости 3-5 мм/с. Для объектов такого класса это уникальное достижение.

Во второй книге изложены методы и алгоритмы, приведены результаты наземных и летных испытаний решения других задач космической навигации: временного обеспечения КА, ориентации КА, относительной навигации при сближении двух КА, навигация при спуске КА в атмосфере, навигация средств выведения. Для каждой из перечисленных задач рассмотрены особенности работы АСН, предложены методы и алгоритмы решения задачи, определены динамические и точностные характеристики исполняемых режимов, приведены результаты моделирования и летных испытаний, подтверждающих полученные характеристики. Каждой из рассмотренных задач посвящена отдельная глава (главы 1-5).

Глава 6 посвящена вопросам проектирования, разработки наземных и летных испытаний АСН космического назначения. Рассмотренные здесь вопросы являются чрезвычайно важными, хотя многие авторы публикаций в области управления КА считают их второстепенными. Опыт показывает, что неправильно спроектированная система не даст и десятой доли возможной ее отдачи, а неправильно испытанная система просто не будет работать в космосе. Поэтому изложенный в этой главе опыт авторов в создании систем АСН, разработке моделирующих стендов, проведении натурных наземных и летных испытаний является крайне необходимым звеном подготовки специалистов не только в части разработки АСН, но и значительно более широкого спектра систем управления КА.

Глава 7 демонстрирует перспективу АСН в области управления КА. На примере реально существующей АСН корабля «Прогресс-МС» авторы показывают возможность использования АСН не только как навигационной системы корабля, но и как системы управления, использующей для управления только собственную информацию. При этом процессор АСН может выполнять роль бортовой центральной вычислительной системы (БЦВС). Через внешний интерфейс *MIL-1553* АСН имеет связь с исполнительными органами системы управления движением (двигателями ориентации и двигателями коррекции) и может с их помощью осуществлять управление как движением центра масс КА, так и его ориентацией. В лекциях рассмотрены различные алгоритмы управления, приведены результаты моделирования, получены точностные, динамические и расходные характеристики системы в различных режимах управления.

В процессе разработки АСН различных КА авторами совместно со своими коллегами и учениками было разработано большое количество программ и программных модулей, входящих в состав как различных моделирующих комплексов, так и в состав бортового

программного обеспечения (ПО) АСН. Эти программные модули включают как различные элементарные функции, так и различные сложные программные модели, например, модель движения низкоорбитального КА с учетом гравитационного поля Земли 72-го порядка, модели атмосферы, гравитационного влияния Луны и Солнца, с учетом реального смещения полюса Земли и с учетом прецессии и нутации оси вращения Земли. Именно такая модель позволяет обеспечить формирование оценки орбиты низкоорбитального КА по измерениям одночастотного приемника с точностью выше 1 м. Для решения многих громоздких вычислительных задач разработаны вычислительные методы, позволяющие повысить быстродействие в десятки и сотни раз. Например, модель гравитационного поля Земли 72-го порядка, реализованная в АСН-М МКС, требует для своего решения в 300 раз меньше вычислительных операций по сравнению с классическим решением через разложение геопотенциала Земли по сферическим функциям. Из этих разрозненных программных модулей была создана библиотека навигационных программных функций, позволяющая как из кубиков создавать сложное бортовое и модельное ПО.

В Главе 8 настоящего курса лекций приведено описание программных функций, входящих в эту библиотеку, которой уже с добрый десяток лет пользуются наши коллеги, занимающиеся разработкой АСН космического назначения различных изделий. Однако, к сожалению, это ПО пока не имеет необходимого комплекта документации и поэтому не может использоваться широким кругом пользователей. Авторы надеются, что им удастся в ближайшие годы преодолеть эту проблему, и разработанная с таким трудом библиотека перестанет быть узко корпоративной и будет доступна для широкого пользования. Наличие такой библиотеки программ позволит существенно сократить сроки разработки как самих систем навигации КА, так и сроки создания инфраструктуры наземной отработки и испытаний

этих систем, что, в конечном счете, поможет достижению одной из важных целей настоящего курса лекций – скорейшему внедрению АСН во все виды космической техники. Авторы лично готовы оказывать посильную помощь в решении тех или иных проблем, связанных с созданием систем космической навигации, будут благодарны коллегам, если такие обращения последуют.

Глава 1 Формирование бортовой шкалы времени космического аппарата

Все процессы управления КА, его системами и элементами выполняются в определённой последовательности с определёнными интервалами. Для реализации действий по управлению на борту КА должна быть сформирована определённая шкала времени. Так как указанные действия практически всегда связаны с различными процессами, происходящими вне корабля, то эта шкала времени должна быть достаточно точно связана с системными шкалами времени, такими, например, как *UTC*, шкалами времени *GPS* или ГЛОНАСС. Так как все основные процессы управления на борту КА реализует ЦВМ КА, то, как правило, физическим носителем бортового времени КА является ЦВМ, формирующая бортовое время на основе тактов задающего генератора частоты. ЦВМ КА, являясь основным элементом системы управления КА, для обеспечения высокой надёжности обычно реализуется на радиационно-стойких электронных элементах. Радиационно-стойкие задающие генераторы частоты, как правило, имеют достаточно низкую стабильность. Например, дрейф генераторов частоты ЦВМ МКС или ЦВМ КА "Союз" и "Прогресс" находится в диапазоне $10^{-5} \div 10^{-4}$ с/с. За сутки уход такого генератора может достигать 10 с. Поэтому время, формируемое ЦВМ КА, необходимо периодически или непрерывно корректировать, используя более точные источники времени, например АСН. В процессе коррекции бортовое время "подгоняется" под какую-нибудь общепринятую системную шкалу времени, в которой работает, например, Центр управления полётом.

Существуют различные системные шкалы времени. Рассмотрим некоторые из них.

1.1 Системные шкалы времени, связь между ними и форматы представления времени

Основной мировой шкалой времени является шкала Всемирного координированного времени *UTC*. В Главе 1 Книги 1 настоящего курса лекций отмечалось, что эта шкала является математической (т.е. не имеет конкретного физического носителя), рассчитывается на основе более 200 атомных часов, принадлежащих различным метрологическим и научным учреждениям нескольких десятков стран мира [41д]. В зависимости от точности носителей времени при расчёте шкалы *UTC* эти носители учитываются с разным весом. Регулярные сличения между лабораториями времени проводятся под эгидой Международного бюро мер и весов (МБМВ, Франция) и Международной службы вращения Земли (МСВЗ, Франция). Национальные шкалы времени (ШВ), по которым строится шкала *UTC*, формируются на базе национальных носителей времени. Например, Россия, как и другие страны, имеет свою национальную шкалу времени *UTC (SU)*, которая является одной из составляющих *UTC*. Шкала времени *UTC (SU)* формируется Государственной службой времени и частоты, поддерживаемой ВНИИФТРИ (г. Менделеев, Ленинградская область), с использованием национального эталона, в состав которого входят активные водородные стандарты частоты и времени.

В США существует, по крайней мере, три лаборатории, участвующие в формировании *UTC*: Военно-морская обсерватория (*USNO*), Национальный институт стандартов и технологий (*NIST*) и Военно-морская исследовательская лаборатория (*NRL*). Однако наибольший вес при построении *UTC* имеет ШВ *UTC (USNO)*, которая в настоящее время наилучшим образом соответствует *UTC* по сравнению со шкалами всех мировых лабораторий. Эта шкала имеет

физическую реализацию, а измерения геодезических навигационных приёмников, сопряженных со шкалой UTC ($USNO$), доступны через Интернет с задержкой 1 час.

На рис. 1.1 приведены графики рассогласований шкал времени UTC ($USNO$) и $UTC(SU)$ относительно UTC на интервале от 01.07.2011 по 01.05.2012. Приведённые графики дают представление о точности формирования рассмотренных шкал времени.

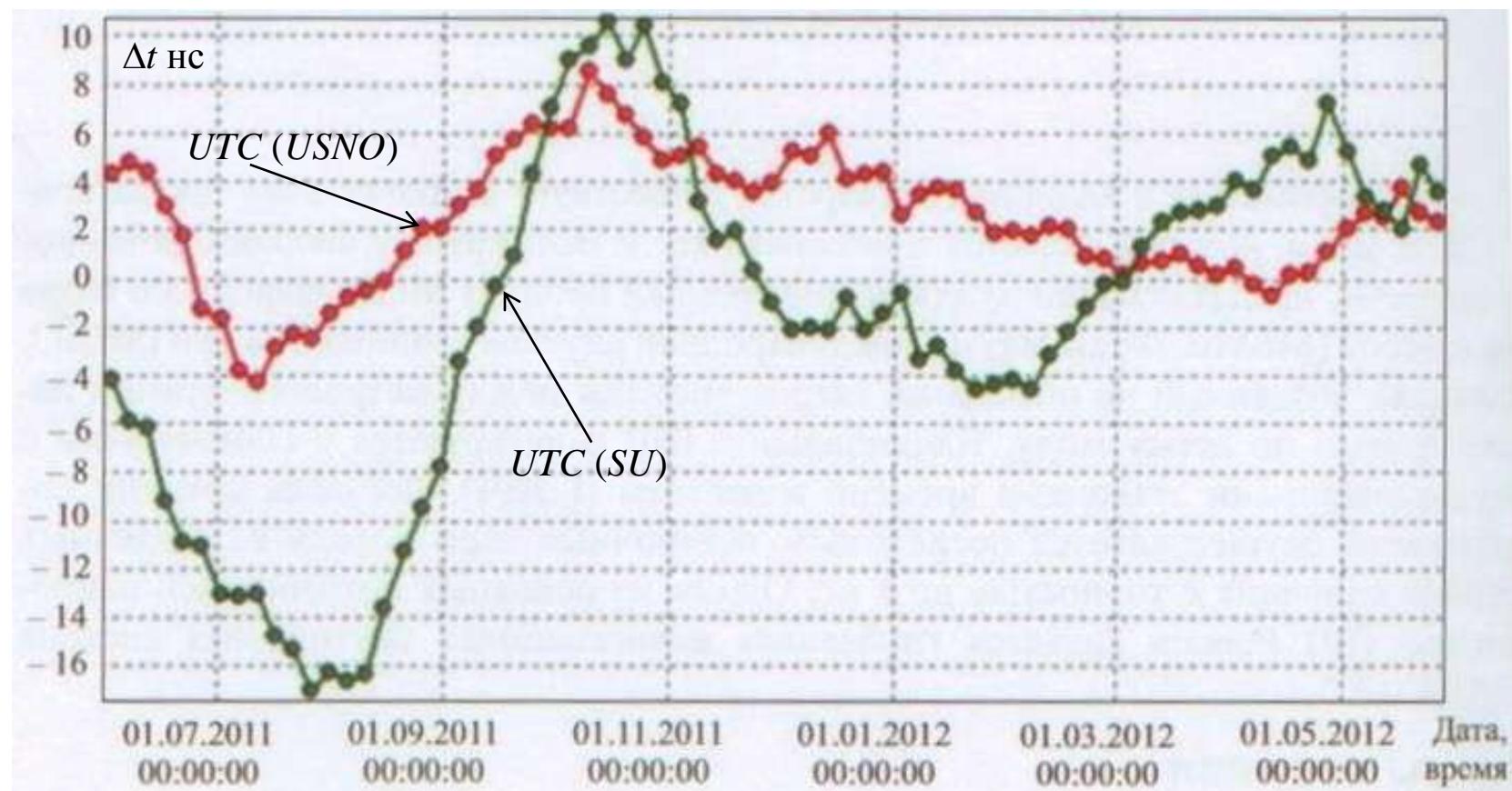


Рис. 1.1 Разность $UTC(USNO)$ и $UTC(SU)$ относительно UTC согласно оценкам МБМВ

Из приведённых на рис. 1.1 графиков следует, что рассогласование шкал UTC , $UTC(SU)$ и $UTC(USNO)$ имеет величину порядка 10 нс. Для шкалы времени практически любого КА ошибка такого порядка практически не имеет значения. Поэтому будем считать, что шкалы UTC , $UTC(SU)$ и $UTC(USNO)$ практически совпадают. Это важное допущение, так как ниже мы будем рассматривать шкалы времени ГЛОНАСС и GPS , которые с высокой точностью привязываются соответственно к шкалам времени $UTC(SU)$ и $UTC(USNO)$ посредством параметров, передаваемых в соответствующих сообщениях от НС. Поэтому, если с помощью АСН мы привяжем шкалу времени КА к шкале времени ГЛОНАСС или GPS , то дальше с использованием упомянутых параметров легко привязать эту шкалу к шкалам $UTC(SU)$ или $UTC(USNO)$ и, соответственно, к шкале UTC (пренебрегая разностью между шкалами UTC , $UTC(SU)$ и $UTC(USNO)$).

Все три перечисленных ШВ периодически корректируются на 1с (так называемые "скачущие" секунды – *leap_sec*) для поддержания смещения между ШВ UTC и $UT1$ (связанной со средним движением Солнца по небесной сфере) в пределах секунды. Все три ШВ формируют гринвичское время. Формат времени этих шкал – год, месяц, день, часы, минуты, секунды.

При коррекции бортовой ШВ КА от АСН, работающей по НС ГЛОНАСС и (или) GPS , основными системными шкалами времени также являются шкалы времени ГЛОНАСС и GPS .

Основной шкалой времени системы GPS является шкала системного времени GPS (UTC_{GPS}). Основой для формирования системного времени GPS является водородный стандарт частоты Центрального синхронизатора системы, суточная нестабильность которого $\sim 10^{-14}$. Расхождение между UTC_{GPS} и Всемирным координированным временем (UTC) не должна

превышать 1 мс (без учета *leap_sec*). Данные для обеспечения привязки передаются потребителю в составе альманаха *GPS*. Погрешность привязки не должна превышать 1 мкс.

Формат времени *GPS* – номер недели, отсчитываемый от 06.01.1980 (начало нулевой недели) и время в секундах от начала недели. Первый день недели – воскресенье. Так как в системе *GPS* для передачи потребителю номера недели используется 10 бит, то после 1023-й недели идет нулевая неделя.

Время *GPS*, в отличие от времени *UTC*, идёт непрерывно, и при коррекциях времени *UTC* на 1с. время *GPS* не корректируется. Поэтому между временем *GPS* и *UTC* существует сдвиг на целое число секунд, соответствующее суммарному числу секундных коррекций (так называемых *leap_sec*) начиная с 6 января 1980 года. В 2009 году сдвиг составил 15 с.

Работа каждого спутника *GPS* осуществляется в собственной шкале времени. Шкалы времени каждого НС периодически сверяются со шкалой времени *GPS*. Поправки к шкалам времени каждого НС закладываются на борт каждого спутника. Погрешности сверки времени не превышают 10 нс на момент проведения измерений. Данные для обеспечения привязки времени НС к времени *GPS* передаются потребителю в составе оперативной информации.

Аппаратура потребителя формирует выходные данные с привязкой либо к времени *GPS*, либо к времени *UTC*. Выбор желаемой шкалы определяет потребитель.

Основной шкалой времени системы ГЛОНАСС является шкала системного времени ГЛОНАСС (*UTC* ГЛОНАСС). Основой для формирования системного времени является водородный стандарт частоты Центрального синхронизатора системы, суточная нестабильность которого составляет 5×10^{-14} . Расхождение между шкалой системного времени ГЛОНАСС и шкалой Госэталона Координированного Всемирного Времени *UTC* (*SU*) не

должна превышать 1мс. Погрешность привязки системного времени ГЛОНАСС к шкале *UTC* (*SU*) не должна превышать 1мкс.

Формат времени ГЛОНАСС – номер суток, отсчитываемый внутри четырёхлетнего интервала, начиная с 1-го января последнего високосного года и время в секундах от начала суток.

Шкалы времени каждого НС ГЛОНАСС периодически сверяются с системной шкалой времени. Поправки к шкале времени каждого НС дважды в сутки закладываются на борт каждого спутника. Погрешность сверки времени не превышает 10нс на момент проведения измерений.

Шкала системного времени ГЛОНАСС корректируется с плановой коррекцией на целое число секунд Координированного всемирного времени *UTC*. Коррекция проводится, как правило, 1 раз в год (в полтора года) в конце одного из кварталов: 00 ч 00 м 00 с (полночь с 31 декабря на 1 января или с 31 марта на 1 апреля, с 30 июня на 1 июля, с 30 сентября на 1 октября) и осуществляется одновременно всеми пользователями, воспроизводящими или использующими шкалу *UTC*. Предупреждение о моменте и величине коррекции *UTC* заблаговременно сообщается пользователям в соответствующих бюллетенях, извещениях и другими способами.

В результате периодического проведения плановой секундной коррекции между системным временем ГЛОНАСС и *UTC* (*SU*) не существует сдвига на целое число секунд. Однако существует постоянный сдвиг на целое число часов, обусловленный особенностями функционирования ГЛОНАСС:

$$t_{\text{ГЛОНАСС}} = \text{UTC}(\text{SU}) + 03 \text{ часа } 00 \text{ мин.} \quad (1.1)$$

Аппаратура потребителя, работающая по сигналам НС ГЛОНАСС, формирует выходные данные с привязкой либо к системному времени ГЛОНАСС, либо к *UTC (SU)*. Выбор желаемой шкалы определяет потребитель.

Аппаратура потребителя, работающая по двум системам - ГЛОНАСС и *GPS*, может формировать выходные данные с привязкой к любой из четырёх шкал времени: *UTC*, *UTC (SU)*, *GPS*, ГЛОНАСС. В процессе работы аппаратура автоматически определяет сдвиг между системными шкалами времени ГЛОНАСС и *GPS*. Этот сдвиг может также передаваться потребителю.

В разделе 1.3 Книги 1 данного курса лекций рассматривались основные системы координат, используемые в космической навигации, в том числе ГСК и ИСК. Отмечалось, что для обеспечения точного перехода между этими системами необходимо знать величину поправки *dUT1*, определяющей разность времени между шкалами *UTC* и *UT1* (см. раздел 1.1). Отмечалось, что эта поправка выставляется в Интернете. Следует отметить, что после запуска новой модификации НС ГЛОНАСС ("ГЛОНАСС-М") в составе неоперативной информации навигационного сообщения ГЛОНАСС передаются данные, позволяющие вычислить эту поправку на любой момент времени. Для этого в составе неоперативной информации сообщений ГЛОНАСС передаются параметры:

N^A – номер суток, к которым относятся передаваемые данные;

B1 – величина *dUT1* на начало суток *N^A*;

B2 – скорость изменения *dUT1* за средние солнечные сутки

Поправка *dUT1* в течение текущих суток *N_T* определяется по формуле:

$$dUT1 = B1 + B2(N_T - N_A) \quad (1.2)$$

Наличие на борту КА поправки $dUT1$ позволяет автономно осуществлять расчет матрицы перехода из ГСК в ИСК $j2000$ с точностью до ошибок, обусловленных смещением полюса Земли. Более точный расчёт требует периодической передачи на борт КА параметров смещения полюса Земли от оси Z ГСК.

В информационных сообщениях ГЛОНАСС и GPS передаётся целый ряд параметров, связывающих между собой различные шкалы времени. Рассмотрим эти параметры и приведём алгоритмы, позволяющие выполнять переход от одной шкалы времени к другой, а также от одного формата представления времени к другому.

Рассмотрим форматы представления времени. Выше отмечалось, что в системе GPS время формируется в формате:

N – номер текущей недели, начиная с 06.01.1980;

t – текущее время в секундах от начала текущей недели, за которое принимается воскресенье.

Отсчёт недель осуществляется от 0 до 1023, после чего начинается опять нулевая неделя. Период обновления недель называется "эпоха GPS " и составляет $\sim 19,6$ лет. Первая смена эпохи с нулевой на первую произошла в августе 1999 года. Номер эпохи GPS не передаётся в информационных сообщениях от НС, поэтому для корректной работы навигационного приёмника необходимо, чтобы этот номер, а также алгоритм смены номера эпохи были в памяти вычислителя приёмника.

Для упрощения алгоритмов связи между различными шкалами удобно в навигационном приёмнике ввести общее для двух систем время – так называемое "Большое время GPS ", выраженное в секундах от начала нулевой эпохи GPS . Переход от текущего времени GPS к "Большому времени GPS " осуществляется по алгоритму:

$$T_{GPS} = (1024 \cdot N_3 + N) \cdot 604800 + t_{GPS} \quad (1.3)$$

где N_3 – номер эпохи GPS ;
 N – номер текущей недели;
 t_{GPS} – время в секундах от начала текущей недели.

В системе ГЛОНАСС время формируется в формате:

N_T – текущая дата, календарный номер суток внутри четырёхлетнего периода, начиная с 1-го января последнего високосного года;
 N_4 – номер четырёхлетнего периода, первый год первого четырёхлетия соответствует 1996 году;
 t – время в секундах от начала суток.

Шкала времени ГЛОНАСС сдвигается на секунду синхронно с временем $UTC(SU)$.

Начало суток в системе GPS соответствует зимнему московскому времени, т.е., если не учитывать доли секунд между временем $UTC(SU)$, то

$$T_{GL} = T_{UTC(SU)} + 3 \text{ час.00 мин.} \quad (1.4)$$

Между временем $UTC(SU)$ и временем ГЛОНАСС имеется также сдвиг на дробную часть секунды τ_c , величина которой передаётся в составе неоперативной информации. С учётом этого сдвига связь времени в шкале UTC и ГЛОНАСС определяется соотношением:

$$T_{UTC(SU)} = T_{GL} - 03 \text{ час. 00 мин.} + \tau_c \quad (1.5)$$

В составе неоперативной информации передаётся также слово τ_{GPS} – поправка на расхождение системных шкал времени GPS (T_{GPS}) и ГЛОНАСС (T_{GL}) в соответствии с выражением

$$T_{GPS} - T_{GL} = \Delta T + \tau_{GPS} \quad (1.6)$$

где ΔT – целая часть секунд расхождения шкал времени ГЛОНАСС и *GPS*.

По аналогии с Большим временем *GPS* можно ввести понятие "Большое время ГЛОНАСС" – время в секундах от начала 1996 года, которое определяется по формуле:

$$T_{GL} = (N_4 - 1)1.2623 \cdot 10^8 + (N_T - 1) \cdot 86400 + t_{GL}, \quad (1.7)$$

где t_{GL} – время в секундах от начала текущих суток.

Время ГЛОНАСС, также как и время *UTC*, периодически корректируется для того, чтобы разность со временем *UT1* не превышала 0,9 секунд. Коррекция может выполняться первого числа квартала любого года. О предстоящей коррекции сообщается заранее. В том числе в составе неоперативной информации сообщений ГЛОНАСС передаётся двухбитовое слово КР со следующими значениями:

- 00 – в конце текущего квартала коррекции *UTC* не будет;
- 01 – в конце текущего квартала будет коррекция на +1сек.;
- 11 – в конце текущего квартала будет коррекция на -1сек.;
- 10 – решение ещё не принято.

В результате коррекции времени *UTC* накапливается разница между временем *UTC* и временем *GPS*, называемая *leap_sec*. Значение *leap_sec* передаётся в составе неоперативной информации сообщений *GPS* вместе с датой и новым значением *leap_sec* после изменения. С учётом всех поправок связь между "Большим временем *GPS*" и "Большим временем ГЛОНАСС" T_{GL} определяется соотношением:

$$T_{GPS} = T_{GL} + 504478800 - leap_sec + \tau_{GPS}. \quad (1.8)$$

Время *UTC* и *UTC(SU)* также удобно передавать в формате "Большого времени *GPS*".

Между временем *GPS* и временем *UTC*, также как и между временем ГЛОНАСС и временем *UTC(SU)*, существует сдвиг на дробную часть секунды. В составе неоперативной информации сообщений *GPS* передаются параметры, позволяющие рассчитать этот сдвиг в любой момент времени:

- t_{0t} – эталонное время;
- WN_t – номер эталонной недели;
- A_0 – константа полинома;
- A_1 – член 1-го порядка полинома.

На текущий момент времени t текущей недели WN величина дробной части смещения шкал *GPS* и *UTC* ($t_{GPS} - t_{UTC}$) определяется по формуле:

$$\tau_{UTC} = A_0 + A_1 \left[t - t_{0t} - (WN - WN_t) \cdot 604800 \right] \quad (1.9)$$

1.2 Методы коррекции бортовой шкалы времени АСН

Как правило, АСН имеет информационный интерфейс, по которому в ЦВМ КА передаётся формируемая информация, и отдельный временной интерфейс, по которому АСН передаёт пользователям метки времени. Информационный интерфейс АСН космического назначения представляет собой мультиплексный канал обмена (МКО), который соответствует международному стандарту *MIL-1553*. Такой интерфейс имеет, например, АСН-М МКС и АСН-К кораблей "Союз" и "Прогресс". Метки времени, передаваемые от АСН потребителю по временному интерфейсу, например, в АСН-М или в АСН-К, представляют собой электрические импульсы напряжением 3-5 В и длительностью ~5 мкс, формируемые с частотой 1 Гц. Передний фронт этих импульсов соответствует целой секунде внутренних часов АСН, время которых может быть смещено от заданной системной ШВ на величину до нескольких миллисекунд. Смещение внутренних часов АСН относительно заданного системного времени (*UTC*, *UTC GPS*, *UTC GL*) определяется в АСН и передаётся в ЦВМ КА в составе информационного сообщения через 300-500 мс после выдачи соответствующей секундной метки. Выбор системной шкалы времени осуществляется выдачей из ЦВМ КА в АСН соответствующего признака. Формируемые АСН секундные метки поступают на прерывание в ЦВМ КА.

Коррекция бортовой шкалы времени в ЦВМ КА может выполняться двумя способами: с использованием секундной метки и без её использования.

В первом случае после прихода секундной метки АСН на прерывание ЦВМ КА в ЦВМ КА фиксируется момент поступления этой метки в шкале ЦВМ КА, и определяется смещение τ_{ACN} часов АСН относительно часов ЦВМ. После поступления в ЦВМ сообщения от АСН о

величине τ_c смещения часов АСН относительно выбранной системной шкалы времени определяется смещение шкалы ЦВМ относительно выбранной системной шкалы времени по формуле:

$$\tau_{\text{ЦВМ}} = \tau_{\text{ACN}} + \tau_c \quad (1.10)$$

После определения рассогласования между ШВ ЦВМ и выбранной системной шкалой уточнение ШВ ЦВМ может быть выполнено путём физической или математической коррекции. Физическая коррекция выполняется в ЦВМ путём физического смещения соответствующих меток времени на величину полученного рассогласования. Математическая коррекция заключается в формировании соответствующего слова о существующем текущем смещении ШВ ЦВМ относительно системной ШВ. С учётом этого смещения ЦВМ КА выполняет все действия по управлению КА и его системами.

Коррекция ШВ ЦВМ может выполняться без использования секундной метки. Такой метод реализован в АСН-М МКС и в АСН-К кораблей "Союз" и "Прогресс". Если в первом случае в ЦВМ КА реализуется программное обеспечение, определяющее время между моментом прихода в ЦВМ секундной метки АСН и моментом формирования внутренней секундной метки ЦВМ, то во втором случае такое программное обеспечение реализуется в АСН. Это программное обеспечение определяет время прихода в АСН сообщения ЦВМ, соответствующего секундной метке часов ЦВМ. Для этого в ЦВМ должно быть предусмотрено формирование сообщения, пересылаемого в АСН в момент целой секунды часов ЦВМ. В АСН должна быть предусмотрена оцифровка момента прихода этого сообщения в ШВ АСН. С учётом того, что в АСН формируется величина τ_c смещения шкалы времени АСН относительно выбранной системной шкалы времени, то по формуле (1.10) определяется смещение $\tau_{\text{ЦВМ}}$ часов

ЦВМ относительно выбранной системной шкалы, которое передается в ЦВМ в виде соответствующего информационного сообщения. В ЦВМ по этому сообщению реализуется физическая или математическая коррекция часов ЦВМ, как это было описано выше.

1.3 Точность формирования бортовой шкалы времени при её коррекции от АСН

Точность формирования бортовой шкалы времени при её коррекции от АСН зависит от точности формирования ШВ АСН и точности передачи этого времени в ЦВМ. Точность ШВ АСН, точнее, привязки часов АСН к системной ШВ, зависит от точности решения навигационной задачи и точности формирования переднего фронта секундной метки относительно целой секунды часов АСН. Обычно суммарная ошибка привязки секундной метки к системной ШВ не превышает 1мкс при условии непрерывного решения навигационной задачи. Если в решении навигационной задачи образовался перерыв, то часы АСН начинают "уходить" со скоростью дрейфа задающего генератора частоты АСН. Обычно этот дрейф имеет величину $\sim 10^{-6}$ с/с. Это значит, что за 1000 с ошибка часов АСН составит 1 мс. Чтобы уменьшить эту ошибку, в АСН осуществляют оценку дрейфа часов, которую учитывают при отсутствии достоверности измерений. Простейший алгоритм формирования оценки дрейфа d^* и смещения τ^* часов АСН имеет вид:

при наличии достоверных измерений:

$$d_{i+1}^* = d_i^* + \frac{1}{T} (t_{i+1} - t_i - d_i^*) \quad \tau_{i+1}^* = t_{i+1};$$

при отсутствии достоверных измерений: $d_{i+1}^* = d_i^* \quad \tau_{i+1}^* = \tau_i^* + d_{i+1}^*$,

где t_i – измеряемое смещение часов АСН относительно системной ШВ на i -й секунде;

T – постоянная времени фильтра;

d_i^* – оценка дрейфа часов АСН

τ_i^* – оценка смещения часов АСН относительно системной шкалы.

В соответствии с рассматриваемыми алгоритмами (1.11) при наличии достоверных измерений АСН оценка смещения часов АСН равна формируемому на каждой секунде смещению часов t_i . Одновременно формируется оценка дрейфа d_i^* . При отсутствии достоверных измерений АСН смещение t_i не формируется. Оценка дрейфа считается равной константе, а оценка смещения на каждом шаге изменяется на величину оценки дрейфа.

Проведём анализ эффективности алгоритмов (1.11) на данных АСН-М, полученных во время лётного эксперимента на МКС. На рис. 1.2 приведён график измеряемого на каждом шаге смещения часов t_i . На всём рассматриваемом трёхвитковом участке орбиты МКС все измерения АСН были достоверны. Часы АСН уходили от системной ШВ со скоростью дрейфа задающего генератора АСН ($\sim 10^{-6}$ с/с). При достижении величины смещения $t = 2$ мс в АСН-М выполняется физическая коррекция часов, обеспечивающая обнуление смещения. Поэтому график смещения часов, приведённый на рис. 1.2, представляет собой "пилу" с диапазоном изменения смещения от нуля до 2 мс.

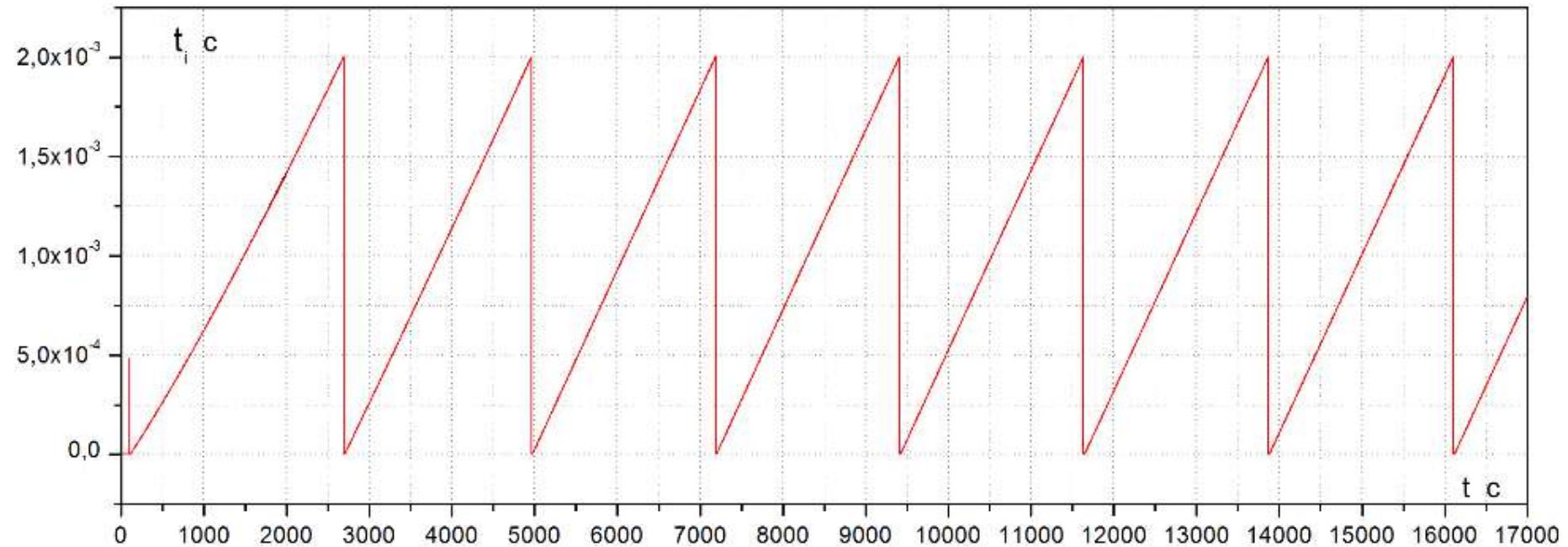


Рис. 1.2 График смещения часов АЧН-М МКС относительно ШВ GPS.

Для обеспечения анализа функционирования алгоритма (1.11) на пяти участках орбиты была искусственно снята достоверность измерений на время от 100 до 2000 с.

График достоверности измерений приведён на рис. 1.3, где единице соответствуют достоверные измерения, нулю – недостоверные измерения.

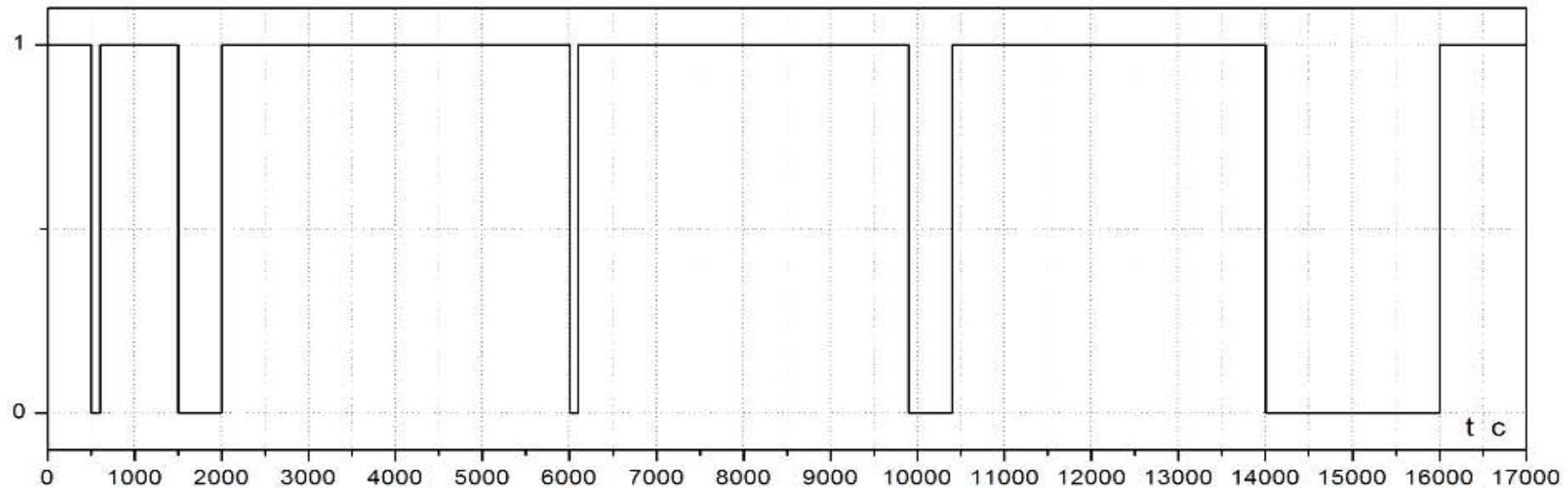


Рис. 1.3 График достоверности измерений АЧН-М МКС 1 – измерения достоверны, 0 – недостоверны.

На рис. 1.4 приведены графики формируемых по алгоритму (1.11) оценок дрейфа АЧН для постоянных времени $T=2$ с (а), $T=10$ с (б), $T=100$ с (в), $T=1000$ с (г). Из приведённых графиков следует, что для $T=2$ с формируемая оценка практически без запаздывания выходит на начальный уровень дрейфа $6,5 \cdot 10^{-7}$ с/с и в дальнейшем с хорошей точностью отслеживает уровень реального дрейфа часов АЧН на участках достоверных измерений. На участках недостоверных измерений оценка дрейфа равна оценке в момент последнего достоверного измерения АЧН. После появления достоверных измерений оценка практически без запаздывания выходит на уровень реального дрейфа часов. При этом оценка дрейфа имеет

шумовую составляющую, амплитудой $\sim 0,5 \cdot 10^{-8}$ с/с. Для $T=10$ с формируемая оценка дрейфа практически равна оценке для $T=2$ с, но в этом случае формируемая оценка практически не имеет шумовой составляющей. Для $T=100$ с и $T=1000$ с оценка дрейфа формируется с заметным запаздыванием, равным соответственно 100 с и 1000 с. Из-за запаздывания формируемые оценки существенно отличаются от реальных значений дрейфа, особенно на начальном интервале времени, где значение дрейфа еще не вышло на установившийся уровень.

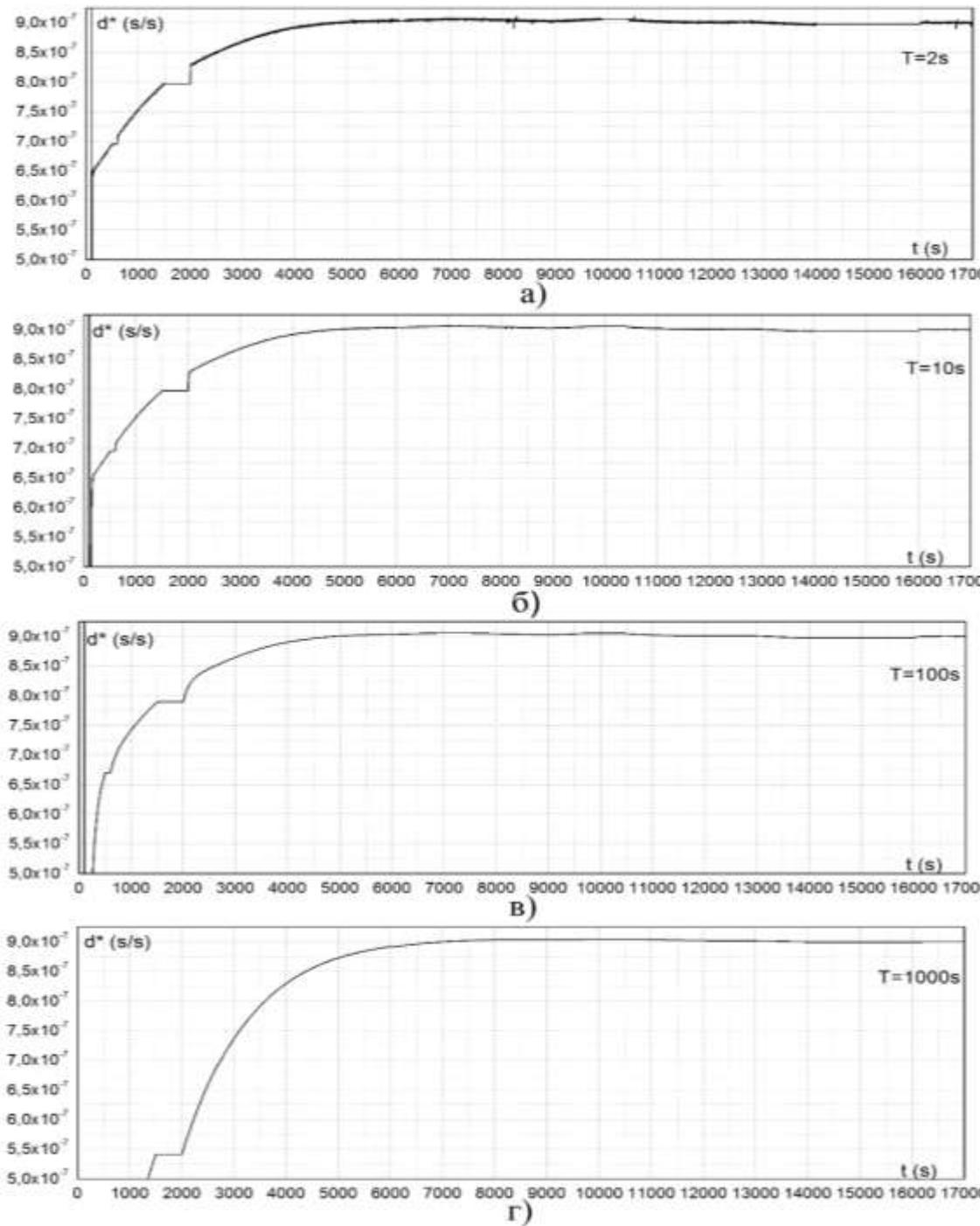


Рис. 1.4 Графики оценки дрейфа часов АЧН-М МКС для постоянных времени фильтра $T=2 \text{ с}$ (а), $T=10 \text{ с}$ (б), $T=100 \text{ с}$ (в), $T=1000 \text{ с}$ (г)

На рис. 1.5 приведены графики ошибок оценки смещения часов АСН-М, формируемой по алгоритму (1.11) для постоянных времени $T = 2$ с (а), $T = 10$ с (б), $T = 100$ с (в), $T = 1000$ с (г). Из приведённых графиков следует, что для $T = 2$ с и $T = 10$ с обеспечиваются минимальные значения ошибок формируемой оценки. Эти ошибки малы на участках с установившимся значением дрейфа и имеют несколько повышенные значения на начальном интервале работы в АСН (в течение первого часа работы), пока значение дрейфа задающего генератора частоты не выйдет на установившееся значение. Можно отметить, что при установившемся значении дрейфа часов отсутствие достоверных измерений АСН в течение 100с практически не приводит к увеличению ошибки формируемой оценки смещения часов. При отсутствии достоверных измерений в течение 500 с эта ошибка составляет величину $\sim 0,5 \cdot 10^{-6}$ с, при отсутствии достоверных измерений в течение 2000с ошибка оценки смещения часов составила величину $2,2 \cdot 10^{-6}$ с. На начальном участке работы АСН отсутствие достоверных измерений АСН в течение 500 с привело к ошибке оценки смещения часов меньше 10^{-5} с. Для постоянных времени фильтра $T = 100$ с и $T = 1000$ с эта ошибка может возрасти на порядок.

Таким образом, приведённый анализ показал, что рассмотренный алгоритм формирования оценки дрейфа и смещения часов АСН обеспечивает высокую точность формируемых параметров. Рекомендуемое значение постоянной времени фильтра $T = 10$ с. В этом случае точность формируемой оценки дрейфа составляла величину $\sim 2 \cdot 10^{-9}$ с/с. Точность формируемой оценки смещения часов на участках с достоверными измерениями АСН составляет величину $\sim 10^{-6}$ с. На участках отсутствия достоверных измерений эта точность зависит от длительности интервала отсутствия измерений. Для установившихся значений дрейфа часов АСН при отсутствии достоверных измерений в течение 500 с ошибка оценки

смещения часов не превышает 0,5 мкс, при отсутствии достоверных измерений в течение 2000 с ошибка составляет $\sim 2 \cdot 10^{-6}$ с. Это означает, что алгоритмический учёт дрейфа часов АСН равносителен уменьшению дрейфа до величины $\sim 2 \cdot 10^{-9}$ с/с.

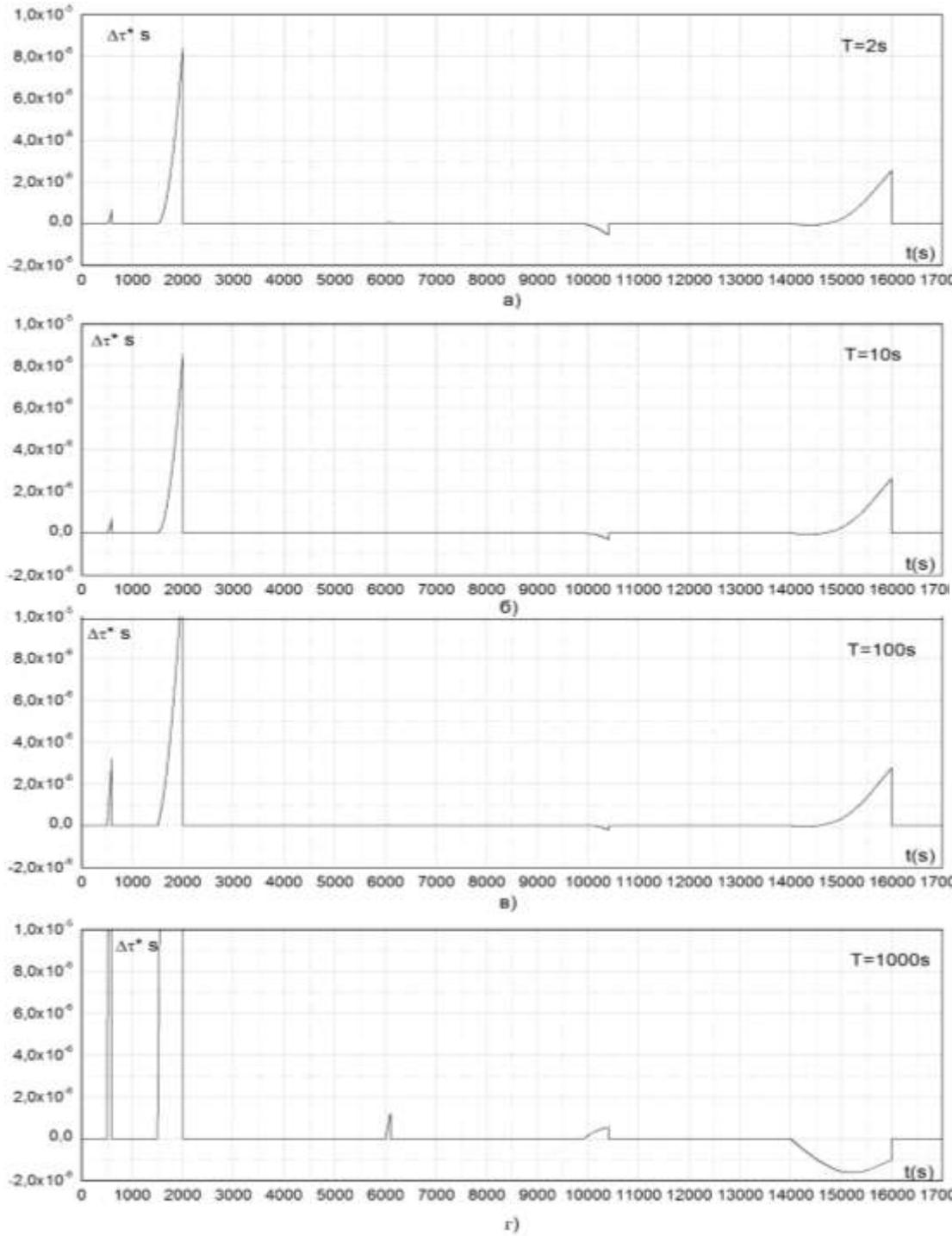


Рис. 1.5 Графики ошибок оценки смещения часов АЧН-М МКС для постоянных времени фильтра $T = 2 \text{ с}$ (а), $T = 10 \text{ с}$ (б), $T = 100 \text{ с}$ (в), $T = 1000 \text{ с}$ (г).

Если мы рассматриваем низкоорбитальные КА, например МКС или корабли "Союз" и "Прогресс", то, как правило, здесь длительные интервалы отсутствия достоверных измерений АСН отсутствуют. Поэтому можно считать, что точность формирования ШВ АСН имеет величину порядка 1 мкс независимо от достоверности измерений. Однако при передаче этого времени в ЦВМ КА эта точность может существенно снижаться. Снижение точности во многом зависит от конкретной реализации процесса передачи времени. Например, если секундная метка от АСН передаётся на прерывание ЦВМ КА, то точность будет определяться в основном точностью привязки момента прерывания к ШВ ЦВМ. Эта точность может составлять величину в диапазоне 10 – 100 мкс. Например, в АСН-М МКС секундная метка, формируемая в НПМ, поступает на прерывание процессора НВМ. Точность обработки момента прерывания в НВМ составляет величину ~50 мкс. Соответственно с этой точностью обеспечивается привязка времени ЦВМ к системному времени *GPS*.

Рассмотренный выше метод формирования ШВ ЦВМ КА по измерениям АСН хорошо работает на низкоорбитальных КА, когда АСН практически непрерывно формирует достоверные измерения и достоверное смещение шкалы времени. Кратковременные пропадания достоверных измерений могут компенсироваться рассмотренным выше методом оценки дрейфа часов АСН и его учёта на интервалах отсутствия достоверных измерений. Принципиально изменяется алгоритм формирования оценки смещения часов АСН относительно системной ШВ на высокоорбитальных КА, где в принципе отсутствует возможность формирования одномоментного решения навигационной задачи и, в том числе, задачи определения смещения часов по одномоментным измерениям.

1.4 Формирование оценки смещения часов АСН относительно системной ШВ на высокоорбитальных КА

В отличие от низкоорбитальных КА в поле зрения антенн АСН высокоорбитальных КА, находящихся на высокоэллиптических орbitах (ВЭО) или на геостационарных орбитах (ГСО), как правило, попадает менее четырех НС. Поэтому АСН высокоорбитальных КА не могут формировать векторы координат и скорости по одномоментным измерениям псевдодальностей и интегральных фаз. В Главе 11 первой части настоящего курса лекций были рассмотрены методы и алгоритмы формирования оценки орбиты КА на ГСО и ВЭО по "неполным" "сырым" измерениям АСН. В качестве вектора измерений использовался вектор попарных разностей псевдодальностей и приращений интегральных фаз. Было показано, что оценка орбиты, полученная таким способом, имеет точность ~ 100 м по координатам. При этом, так как вектор измерений состоял из разностей псевдодальностей и приращений интегральных фаз, то оценка смещения и дрейфа часов АСН не выполнялась. Однако предполагалось, что системное время выполнения измерений известно с достаточно высокой точностью. Рассмотрим метод формирования измерений смещения часов АСН для высокоорбитальных КА при видимости менее четырех НС. Предположим, что в момент измерений (в момент целой секунды внутренней ШВ АСН) в поле зрения антенн АСН находится n НС ($1 \leq n$). Пусть Δt – ошибка знания смещения внутренней ШВ АСН относительно системной, а $\Delta \bar{X}^*$ – ошибка формируемой оценки координат. Имея оценку текущих координат КА \bar{X}^* , эфемериды видимых НС и оценку смещения часов АСН, можно сформировать оценки псевдодальности PR_i^* каждого из видимых НС. Основная составляющая ошибок этих оценок будет равна:

$$\Delta PR_i^* = \frac{\bar{X}^* \Delta \bar{X}^*}{|\bar{X}^*|} + \frac{\bar{V}_i \bar{X}_i}{|\bar{X}_i|} \Delta t, \quad (1.12)$$

где \bar{X}_i, \bar{V}_i – соответственно векторы координат и скорости i -го НС

Измеренное значение смещения часов в j -й момент времени будем определять по формуле:

$$\Delta t_j = \frac{\sum (PR_i - PR_i^*)}{n \cdot c} \quad (1.13)$$

где PR_i – измеренное значение псевдодальности i -го НС с учётом соответствующей поправки на смещение часов НС;

c – скорость света.

Даже если начальная ошибка оценки орбиты $|\Delta \bar{X}^*|$ составляет десятки километров, а ошибка часов АСН – несколько секунд, то ошибка смещения часов Δt_j , посчитанная по формуле (1.13) не превысит нескольких миллисекунд. Ошибка значения времени с точностью несколько миллисекунд обуславливает ошибку вычисления координат КА и НС уже в несколько десятков метров. При таких ошибках координат КА и НС ошибка измеренного значения смещения часов составит уже величину порядка одной мкс. То есть, ошибки измеренных значений смещения ШВ АСН относительно системной шкалы, обусловленные начальным смещением ШВ АСН, сходятся к нулю за 2-3 итерации. В результате ошибки измерений смещения ШВ АСН будут определяться с точностью текущей оценки орбиты по высоте. При ошибках оценки высоты, например, 100 м, точность измерения смещения ШВ АСН составит 0,3 мкс. Также как и на

низкоорбитальных КА, с учётом погрешностей преобразования системных шкал времени по данным альманахов НС, будем считать, что измеренные значения смещения ШВ АСН относительно выбранной системной шкалы составляет 1 мкс. Измерения Δt_j по алгоритму (1.13) могут выполняться даже при видимости только одного НС. При этом по алгоритму (1.11) может оцениваться дрейф d^* и смещение τ^* часов АСН. А на интервале полного отсутствия видимых НС прогноз смещения часов должен выполняться с учётом оценки дрейфа.

Оценим величину смещения ШВ АСН для КА, находящегося на ГСО. На рис. 1.6 приведены графики числа видимых НС на ГСО в режимах ГЛОНАСС, GPS, GPS+ГЛОНАСС.

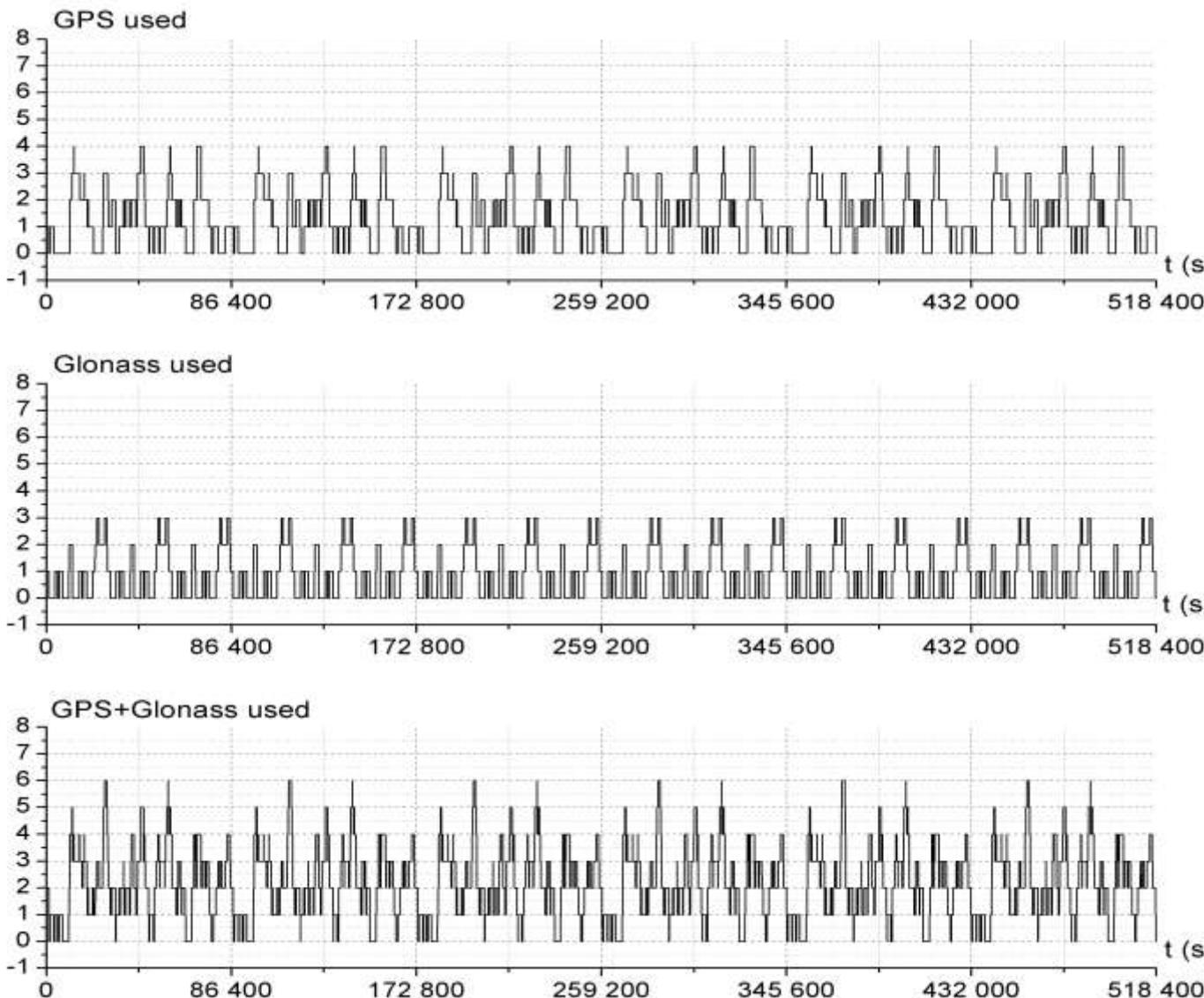


Рис. 1.6 Графики числа видимых НС для ГСО в режимах *GPS*, ГЛОНАСС, *GPS+ГЛОНАСС*.

Из приведённых графиков видно, что в режиме *GPS* число видимых НС находится в диапазоне $0 \leq n \leq 4$, в режиме ГЛОНАСС – $0 \leq n \leq 3$, в режиме *GPS+ГЛОНАСС* $0 \leq n \leq 6$. Максимальные интервалы времени, на которых НС полностью отсутствуют, составляют:

- в режиме *GPS* – 3 часа;
- в режиме ГЛОНАСС – 1 час;
- в режиме *GPS+ГЛОНАСС* – 1 час.

То есть, несмотря на то, что число спутников *GPS* в группировке больше, чем число спутников ГЛОНАСС, более равномерное распределение НС ГЛОНАСС на небесной сфере обеспечивает существенно меньшие интервалы полного отсутствия измерений по сравнению со спутниками *GPS*. И даже в режиме *GPS+ГЛОНАСС* максимальный интервал отсутствия измерений, как и в режиме ГЛОНАСС, составляет 1 час.

Оценим максимальное смещение ШВ АСН относительно системной шкалы для ГСО. Выше мы определили, что точность текущих измерений t_i смещения ШВ АСН на участках видимости хотя бы одного НС также как и для низкоорбитальных КА составляет 1 мкс. При фильтрации измерений по алгоритму (1.11) мы определили оптимальное значение постоянной времени фильтра $T = 10$ с для формирования оценки дрейфа. При такой постоянной времени формируемая оценка дрейфа будет достигать установившегося значения на интервалах измерений больших $3T$, то есть, больше 30 с. Из графиков видимости НС на ГСО, приведённых на рис. 1.6 видно, что длительность всех интервалов с видимостью хотя бы одного НС, существенно превышает 30 с. Это означает, что перед началом интервалов с нулевым количеством видимых НС оценки дрейфа и смещения ШВ АСН всегда сформированы и находятся в установившемся состоянии. Поэтому точность прогноза смещения ШВ АСН для

ГСО будет аналогична точности прогноза смещения для АСН низкоорбитальных КА. Выше было показано на примере лётных данных АСН-М МКС, что эта точность составляет величину $\sim 10^{-9}$ с/с. В этом случае для интервала отсутствия измерений длительностью 1 час смещение часов составит ~ 4 мкс, для интервала 3 часа – 12 мкс. Это означает, что рассмотренный метод измерений и оценки дрейфа и смещения ШВ АСН на ГСО обеспечивает точность формирования ШВ АСН ~ 10 мкс на всем интервале полёта. Легко показать, что аналогичная точность обеспечивается и на ВЭО.

Таким образом можно считать, что как для низкоорбитальных, так и для высокоорбитальных КА по измерениям АСН может быть оценено смещение ШВ АСН относительно системной шкалы времени с точностью ~ 10 мкс.

Выше отмечалось, что точность ШВ КА определяется двумя основными факторами: точностью знания смещения ШВ АСН относительно системной шкалы и точностью передачи времени от АСН в ЦВМ КА. Точность передачи времени в ЦВМ КА определяется техническими средствами, реализующими эту передачу. В основном точность зависит от точности определения момента прихода метки времени от АСН в ЦВМ КА в шкале ЦВМ. На МКС эта точность составляет величину ~ 50 мкс. Учитывая, что это время существенно превышает точность привязки ШВ АСН, то именно она определяет точность формирования ШВ ЦВМ КА. Для повышения точности необходимо предусмотреть технические средства, обеспечивающие передачу времени от АСН в ЦВМ КА с более высокой точностью.

1.5 Управление дрейфом часов АСН

Как отмечалось выше, обычно генератор частоты АСН имеет стабильность порядка 10^{-6} с/с. При такой стабильности смещение ШВ АСН на величину 1 мс реализуется каждые 1000 с. Для того, чтобы это смещение оставалось в малых пределах, периодически приходится осуществлять физическую коррекцию часов АСН. Например, в АСН-М МКС физическая коррекция часов выполняется при достижении смещения часов АСН относительно системной ШВ величины 2мс. В результате график смещения ШВ АСН имеет форму "пилы" – см. рис. 1.2. При этом физическая коррекция выполняется ~ 10 с. На этом интервале снижается точность измерений.

В некоторых случаях такое снижение точности может быть недопустимо. Например, при сближении европейского корабля *ATV* с МКС физическая коррекция часов АСН может привести к срыву сближения. Поэтому такая коррекция запрещается в течение всего процесса сближения, длительность которого составляет 3 витка. За это время смещение часов достигает 30 мс, что также приводит к снижению точностных характеристик АСН.

Для исключения отрицательных последствий физической коррекции часов в АСН-К кораблей "Союз" и "Прогресс" предусмотрена возможность управления дрейфом часов АСН, обеспечивающего плавное изменение дрейфа и поддержание смещения часов относительно системной ШВ в малой окрестности нуля.

Рассмотрим идеологию формирования момента целой секунды часов АСН-К. Задающий генератор частоты, используемый в АСН-К, имеет дрейф $\sim 10^{-6}$ с/с и номинальную частоту 26 МГц. То есть, за 1 с генератор формирует $N_0 = 26 \cdot 10^6$ импульсов. Эти импульсы поступают

на суммирующий счетчик. При достижении суммарного числа импульсов на счетчике числа N_0 счетчик формирует импульс "1 с" и обнуляет значение накопленного числа импульсов.

В реальности за секунду системного времени генератор генерирует N импульсов. Отличие реального числа генерируемых импульсов N от номинального числа N_0 приводит к дрейфу ШВ АСН. Этот дрейф оценивается в АСН в процессе решения навигационной задачи и определяется поправка ΔN к числу N_0 по формуле:

$$\Delta N = d^* \cdot N_0 \quad (1.14)$$

Изменяя предельное значение числа импульсов счетчика на величину ΔN мы меняем дрейф часов АСН, добиваясь, чтобы истинное значение дрейфа было бы меньше минимального дискрета $d_{min} = \frac{1}{N_0}$. При этом обеспечивается знак дрейфа в сторону уменьшения смещения.

Благодаря такой логике управления дрейфом часов АСН обеспечивается меньше величины $\frac{1}{N}$. Для АСН-К это значение соответствует величине $4 \cdot 10^{-8}$ с/с.

Малое значение величины дрейфа позволяет обеспечивать и малое значение смещения часов АСН. В АСН-К управление дрейфом одновременно обеспечивает непрерывное поддержание смещения ШВ АСН относительно системной ШВ в диапазоне ± 1 мкс. На рис. 1.7 приведён график дрейфа ШВ АСН-К относительно ШВ GPS. Из графика видно, что первоначально дрейф составлял величину $\sim 10^{-6}$ с/с. После начала управления дрейфом его значение уменьшилось до величины $4 \cdot 10^{-8}$ с/с и периодически меняло знак, обеспечивая поддержание смещения ШВ АСН в диапазоне ± 1 мкс относительно ШВ GPS.

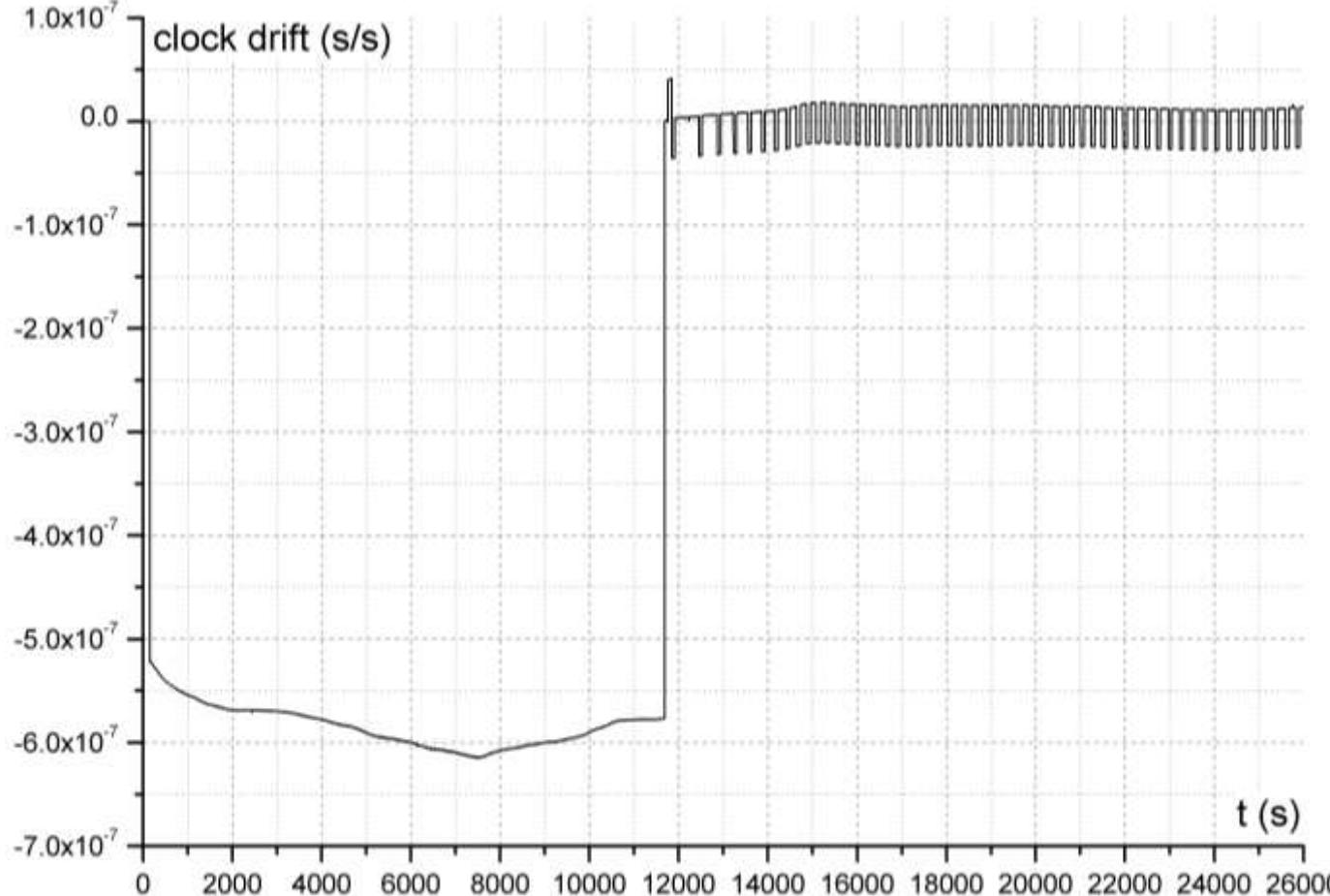


Рис. 1.7 График дрейфа ШВ АСН-К
относительно ШВ GPS

При таком смещении можно считать, что ШВ АСН совпадает с выбранной системной шкалой времени, и измерения АСН выполняются в момент целой секунды системной шкалы времени. Ошибка времени величиной 1 мкс для низкоорбитальных КА соответствует ошибке координат ~7 мм.

1.6 Контрольные вопросы по материалам главы

1 Какие системы шкалы времени вы знаете и какова связь между ними?

2 Что такое Большое время GPS?

3 Как формируется бортовая шкала времени от АСН? Какова точность формируемой бортовой шкалы?

4 Как можно управлять дрейфом часов АСН?

5 Как формируется бортовая шкала времени от АСН на высокоорбитальных КА?

6 В каком формате передается время ГЛОНАСС потребителю?

7 В каком формате передается время GPS потребителю?

Глава 2 Определение ориентации КА по измерениям АСН

Одной из основных задач навигационного обеспечения КА является задача определения ориентации. Для большинства КА эта задача должна решаться непрерывно в течение всего полёта без каких-либо сбоев. Существуют традиционные системы определения ориентации КА, включающие в свой состав достаточно сложную и дорогостоящую аппаратуру. К такой аппаратуре относятся, например, датчики инфракрасной вертикали, определяющие одноосную ориентацию КА относительно направления на центр Земли, солнечные датчики, определяющие одноосную ориентацию КА относительно направления на центр Солнца, звёздные датчики, определяющие трехосную ориентацию КА в инерциальном пространстве и т.п. Ориентация КА может определяться также и по измерениям АСН. При наличии на борту КА АСН для решения задачи определения орбиты или задачи сближения задача ориентации может решаться параллельно без использования других систем. Такой подход позволит существенно упростить систему управления КА, снизить её вес, энергопотребление и стоимость.

Для определения ориентации на борту КА должно быть установлено несколько антенн, сигналы от которых поступают в навигационные приёмники АСН. С точки зрения моментов времени обработки сигнала, существуют два типа навигационных приёмников: синхронные приёмники и асинхронные приёмники. Синхронные приёмники работают от одного генератора частоты в одной шкале времени. Поэтому все измерения в этих приёмниках выполняются в один момент времени. Примером синхронной системы может служить аппаратура АСН-К кораблей «Союз» и «Прогресс». Навигационный приемник АСН-К имеет четыре СВЧ-входа от четырех антенн. СВЧ-сигналы, поступающие в приемник обрабатываются одновременно в приемнике, работающем от одного генератора частоты.

В асинхронной АСН каждый навигационный приёмник имеет свой собственный генератор частоты и работает в собственной шкале времени. Поэтому измерения эти приёмники выполняют в разные моменты времени, которые могут отличаться на миллисекунды. Примером асинхронной системы может служить аппаратура АСН-М, в которой СВЧ-сигнал от каждой антенны поступает в собственный навигационный приемник, работающий от собственного генератора частоты.

При скорости полета КА 7 км/с за 1 мкс антenna меняет свое положение относительно ГСК на 7 м. Эти изменения должны быть учтены при определении ориентации, то есть, все измерения асинхронных приёмников должны быть сведены к одному времени, например, к целой секунде системного времени. Ниже будут рассмотрены алгоритмы синхронизации асинхронных АСН, и далее будем предполагать, что измерения всех навигационных приёмников, входящих в состав АСН, выполняются в один момент времени.

2.1 Принципы определения ориентации КА по измерениям АСН

Принцип определения ориентации по измерениям АСН основан на измерении и сравнении фаз несущих сигналов НС, поступающих на разнесённые антенны АСН, установленные на объекте. Зная координаты антенн в связанной системе координат, направления на НС в гринвичской системе координат, и измеряя фазовые сдвиги сигналов от нескольких НС, принимаемых на разные антенны, можно определить ориентацию объекта в гринвичской системе координат. Схема решения задачи ориентации для синхронных приёмников в плоском одномерном представлении приведена на рис. 2.1, где

A_1, A_2 – первая и вторая антенны АСН;

НП1, НП2 – навигационные приёмники;

ГЧ – общий генератор частоты навигационных приёмников;

НВ – навигационный вычислитель;

λ_0 - длина волны несущего i -го НС ($\lambda_0 \approx 19$ см);

φ_1 - фаза несущего сигнала на входе в A_1 , выраженная в см;

φ_2 - фаза несущего сигнала на входе в A_2 , выраженная в см;

α - угол между нормалью к антенной базе и направлением на i -й НС;

l - расстояние между фазовыми центрами антенн (антенна база).

CP_1, CP_2 – измеренные интегральные фазы соответственно для НП1 и НП2.

В плоском одномерном случае для решения задачи ориентации (определения углового положения КА, например, в гринвичской системе координат) достаточно определить угол α , т.к. направления на НС известны.

Угол α равен:

$$\alpha = \arcsin \frac{x}{l}. \quad (2.1)$$

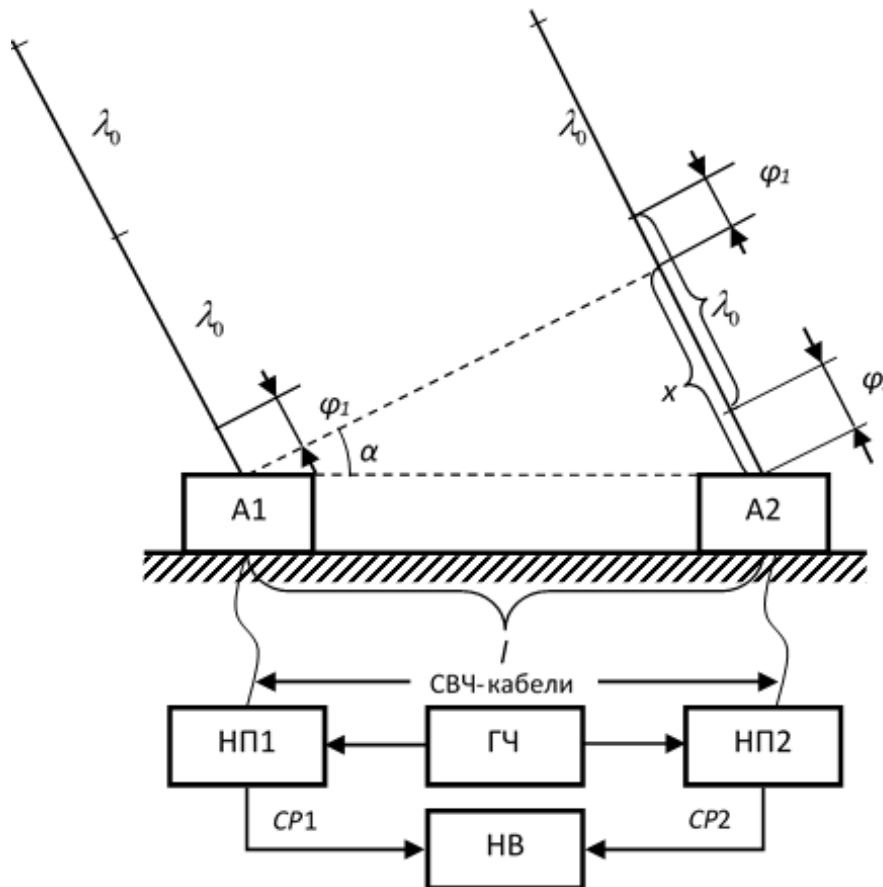


Рис. 2.1 Схема решения задачи ориентации для синхронных приёмников в плоском одномерном представлении

$$x = \lambda_0 + \varphi_2 - \varphi_1 \quad (2.2)$$

В общем случае отрезок x может включать несколько длин волн $n\lambda_0$, где n – неизвестное целое число.

Навигационные приёмники НП1 и НП2 формируют сигналы интегральных фаз $CP1$ и $CP2$, равные:

$$\begin{aligned} CP1 &= n_1 \lambda_0 + \varphi_{01} \\ CP2 &= n_2 \lambda_0 + \varphi_{02} \end{aligned} \quad (2.3)$$

где φ_{01} и φ_{02} – соответственно фазы входных сигналов в приёмник в момент измерений.

При одинаковых длинах СВЧ-кабелей от антенн до приёмников разность фаз $\varphi_{02}-\varphi_{01}$ равна разности фаз $\varphi_2-\varphi_1$ на входе в антенну. Поэтому разность $CP2-CP1$, формируемая в НВ, будет равна:

$$CP2-CP1 = n\lambda_0 + \varphi_2 - \varphi_1 \quad (2.4)$$

где n – неизвестное целое число.

Задача определения неизвестного целого числа n представляет собой задачу раскрытия фазовой неопределённости. При известном начальном приближении ориентации (α_0) эта задача решается следующим образом:

$$x_0 = l \sin \alpha_0 \quad (2.5)$$

Разность $\varphi_2-\varphi_1$ формируется как разность дробных частей (по длине волны λ_0) интегральных фаз $CP2$ и $CP1$. Из равенств (2.2) и (2.5) получим:

$$n_0 \lambda_0 + \varphi_2 - \varphi_1 = l \sin \alpha_0 \quad (2.6)$$

откуда

$$n_0 = \frac{l \sin \alpha_0 - \varphi_2 + \varphi_1}{\lambda_0} \quad (2.7)$$

В равенстве (2.7) n_0 является дробной величиной, т.к. α_0 известно с ошибкой. Округление n_0 до ближайшего целого определяет n . После определения n получим:

$$\begin{aligned} x &= n\lambda_0 + \varphi_2 - \varphi_1 \\ \alpha &= \arcsin \frac{x}{l} \end{aligned} \quad (2.8)$$

В равенстве (2.8) ошибки в определении угла ориентации α определяются ошибками измерений фаз φ_1 , φ_2 .

Выше предполагалось, что длины кабелей от антенн до приёмников равны между собой. При наличии разницы Δl в длинах кабелей, её нужно учитывать при определении разницы $\varphi_2 - \varphi_1$:

$$\varphi_2 - \varphi_1 = \varphi_{02} - \varphi_{01} - \Delta l \quad (2.9)$$

Необходимость точного учета длин кабелей от антенн до приёмников вносит неудобства в технологию решения задачи ориентации – учет в программном обеспечении АСН конструктивных особенностей КА. Для того чтобы не ставить программное обеспечение АСН в зависимость от конструкции системы, решение задачи ориентации выполняют по вторым разностям интегральных фаз. При вычитании из разности фаз сигналов одного НС разности фаз сигналов другого НС разность длин кабелей Δl сокращается и не влияет на решение задачи. В общем случае при решении задачи ориентации по сигналам m общих НС для обоих приемников m -мерный вектор измерений будет иметь вид:

(2.10),

$$\bar{U}_u = \begin{pmatrix} (CP_{11} - CP_{21}) - (CP_{12} - CP_{22}) \\ (CP_{12} - CP_{22}) - (CP_{13} - CP_{23}) \\ \\ (CP_{1m-1} - CP_{2m-1}) - (CP_{1m} - CP_{2m}) \\ (CP_{1m} - CP_{2m}) - (CP_{11} - CP_{21}) \end{pmatrix}$$

где первый индекс обозначает номер приемника, а второй – номер НС.

Пусть \bar{l}_{ep} – вектор относительных координат пары антенн в гринвичской системе координат. Опуская выкладки, приведём известное уравнение для определения ориентации, связывающее вектор измерений с вектором относительных координат \bar{l}_{ep} :

$$\bar{U}_u - \bar{U}_0 = B \bar{l}_{ep} \quad (2.11)$$

где: \bar{U}_u – m -мерный вектор измерений, определяемый соотношением (2.10);

\bar{U}_0 – m -мерный вектор констант неопределенности фазы, кратной длине волны λ_0 ;

B – матрица направляющих косинусов.

Матрица B имеет вид:

$$B = \begin{pmatrix} \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}_0)^T}{D_1} & \frac{(\bar{X}_2 - \bar{X}_0)^T}{D_2} \\ & ... \\ \frac{(\bar{X}_m - \bar{X}_0)^T}{D_m} & \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}_0)^T}{D_1} \end{pmatrix},$$

- \bar{X}_j - координаты j -го НС из общего созвездия в момент измерения, определяемые по эфемеридам;
- \bar{X}_0 - оценка вектора положения КА в гринвичской системе координат в момент измерения, определяемая, например, по КСВ;
- $D_j = |\bar{X}_j - \bar{X}_0|$.

Пусть A - неизвестная матрица перехода от гринвичской системы координат к связанной. Тогда для вектора \bar{l}_{ep} можно записать равенство:

$$\bar{l}_{ep} = A^T \bar{l} \quad (2.12)$$

где \bar{l} - известный относительный вектор пары антенн в связанной системе координат.

С учетом равенства (2.12) уравнение (2.11) примет вид:

$$\bar{U}_u - \bar{U}_0 = BA^T \bar{l} \quad (2.13)$$

Для n пар антенн, установленных на КА, будем иметь соответственно n уравнений, аналогичных уравнению (2.13). Пусть индекс i означает i -ую пару антенн ($i=1\dots n$). Антенны каждой i – пары отслеживают m_i общих для пары сигналов НС. Тогда для каждой i – пары антенн получим уравнение:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = B_i A^T \bar{l}_i \quad (2.14)$$

- где:
- \bar{U}_{ui} - вектор измерений размерности m_i ;
 - \bar{U}_{0i} - вектор неизвестных констант размерности m_i ;
 - B_i - матрица направляющих косинусов размерности $m_i \times 3$;

A - искомая матрица ориентации.

Задачей определения ориентации является определение неизвестной матрицы ориентации A по измерениям \bar{U}_{ui} . Суммарная размерность вектора измерений будет равна:

$$r = \sum_{i=1}^n m_i.$$

Рассматриваемые ниже алгоритмы определения ориентации отрабатывались в процессе разработки аппаратуры АСН-К кораблей «Союз» и «Прогресс». Летные испытания разработанных алгоритмов проводились как с использованием аппаратуры АСН-М МКС, так и непосредственно в процессе наземных и летных испытаний аппаратуры АСН-К. Аппаратная часть АСН-М представлена на рис. 2.2

АСН-М включает:

- четыре антенных модуля (АМ);
- четыре навигационных приёмных модуля (НПМ);
- два навигационных вычислительных модуля (НВМ);

Каждый НПМ включает плату-приемник МПВ с соответствующим блоком питания. МПВ формирует КСВ и имеет интерфейс RS-232.

НВМ предназначен для выполнения вторичной обработки данных НПМ и передачи формируемых данных в бортовую вычислительную систему (БВС) по интерфейсу MIL-1553.

В АСН-М МКС вторичная обработка данных в основном заключалась в динамической фильтрации измерений \bar{X} и $\dot{\bar{X}}$, содержащихся в сообщениях КСВ НПМ, и формировании высокоточной оценки орбиты.

Характерной особенностью АСН-М являлась ее модульная реализация. Каждый из модулей АМ, НПМ, НВМ был выполнен в виде отдельного прибора, который в случае отказа благодаря наличию экипажа, мог легко быть заменен на новый, доставленный с Земли прибор. Хотя такая компоновка системы с точки зрения веса не была оптимальной, однако на этапе освоения аппаратуры спутниковой навигации космического назначения она себя оправдала. За 12 лет эксплуатации АСН-М имели место три отказа НВМ и пять отказов НПМ, которые, по-видимому, были связаны с воздействием радиации на электронику.

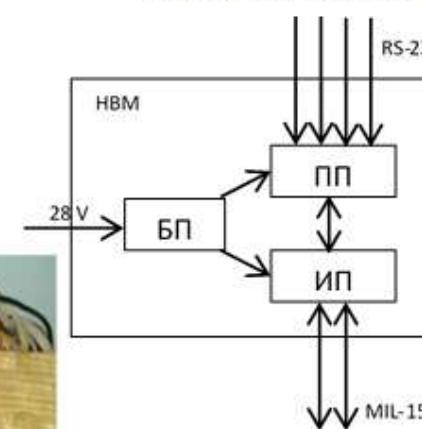
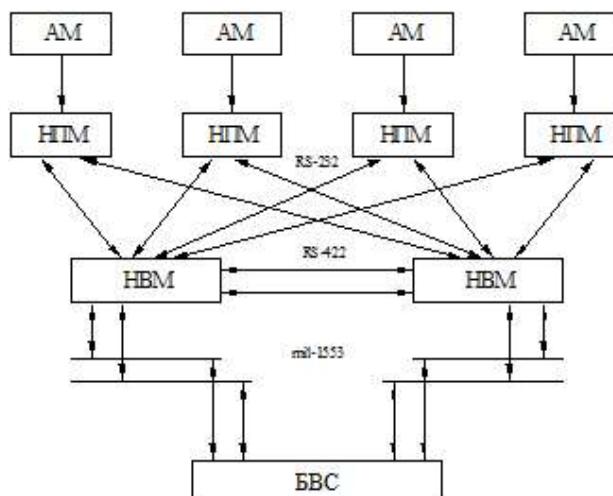


Рис. 2.2 Аппаратура АСН-М
МКС.

Внешний вид блоков АСН-М:
антенный блок,
НПМ и НВМ

антенный блок – вес 0,4 кг,
потребление 1 Вт;

НПМ – вес 0,9 кг;
потребление 5 Вт;

НВМ – вес 1,8 кг,
потребление – 15 Вт;

Аппаратура АСН-К была предназначена для решения задач временного обеспечения КА, навигации, ориентации, дальнего и ближнего сближения. В перспективе предполагается с помощью этой аппаратуры решать и задачи причаливания к станции вплоть до касания и выполнения стыковки.

На рис. 2.3 приведена структурная схема АСН-К, включающая:

- устройство антенное (УА) – 4 шт.;
- устройство усилительное (УУ) – 4 шт.;
- делитель СВЧ-сигнала на 2 (ДС) – 4 шт.;
- навигационный модуль (НМ) – 2 шт.

Новая базовая модификация АСН-К была разработана для кораблей «Союз», «Прогресс» и для МКС. Первые летные испытания этой аппаратуры были проведены в 2014 году.

Четыре антенны (УА) АСН-К разработки РКК «Энергия» устанавливались в определенных точках поверхности КА под определенными углами друг к другу. Оси антенн образовывали своеобразный «ежик» в пространстве, благодаря чему при любой ориентации КА в поле зрения антенн попадало достаточное количество НС для решения задачи навигации. Благодаря разнесению УА в пространстве обеспечивалась возможность решения задачи ориентации. На рис. 2.4 приведена фотография корабля «Прогресс М-25М», стартовавшего 29 октября 2014 года, на котором был проведен первый испытательный полет АСН-К.

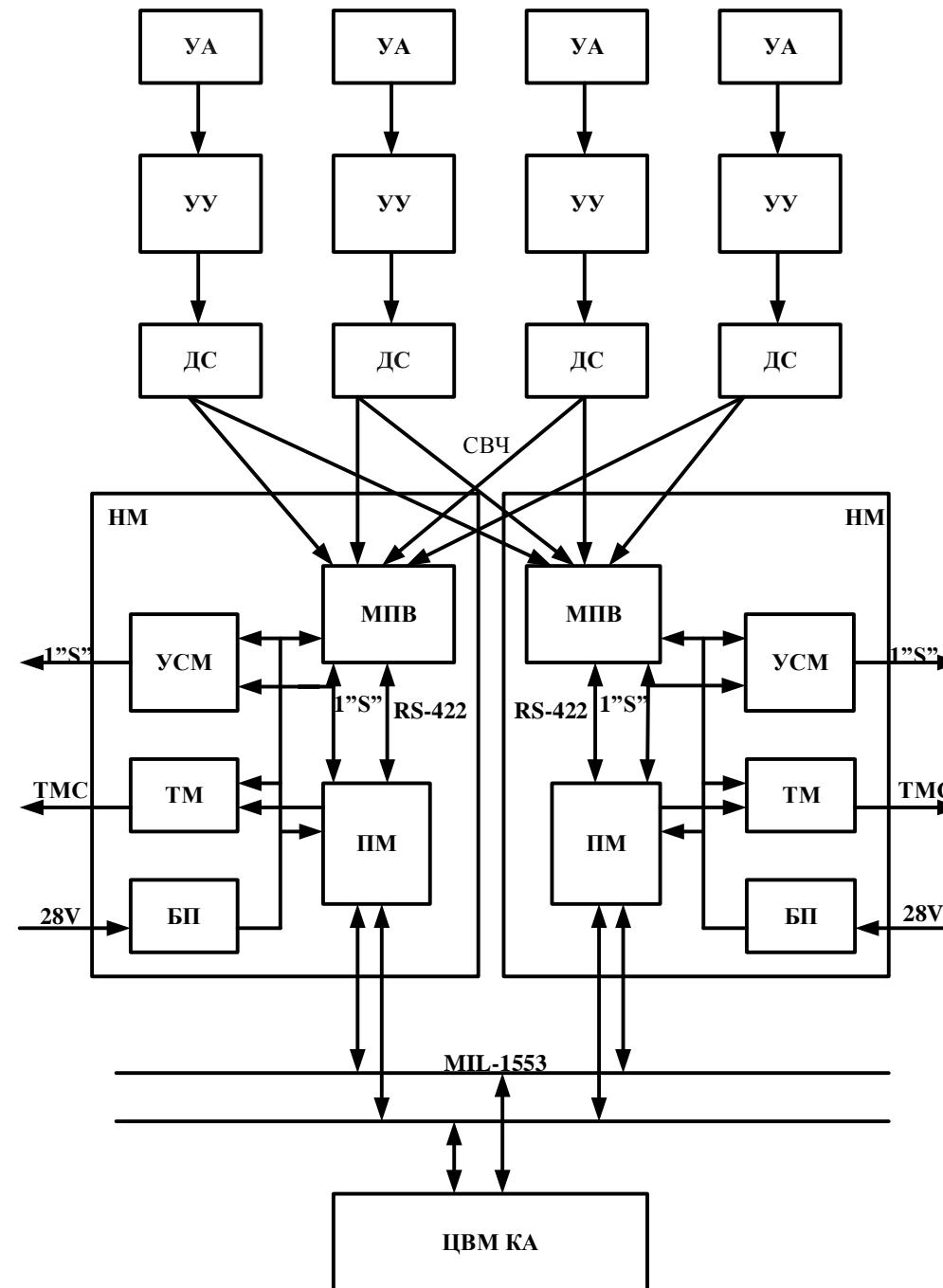


Рис. 2.3 Структурная схема АЧ-К.

На грузовом отсеке корабля отчетливо видны три антенны (под белыми радиопрозрачными кожухами). В первых испытательных полетах на грузовых кораблях устанавливались по три антенны. Затем при штатной эксплуатации на КА устанавливались четыре антенны.

Четыре УУ (разработки ОАО «РИРВ» г. Санкт-Петербург) в АСН-К выполнены не встроенными в антенны, как это было сделано в АСН-М, а в виде отдельных модулей, соединенных с УА СВЧ-кабелями. Такая конструктивная особенность обусловлена требованиями более жесткого рабочего температурного режима УУ по сравнению с УА. Благодаря наличию кабеля УУ может быть установлено под более значительным слоем теплоизоляции. Питание УУ обеспечивается по центральной жиле СВЧ-кабеля от включенного НМ.

Делители сигналов (ДС) предназначены для деления СВЧ-сигнала каждой из антенн на два одинаковых сигнала, поступающих на соответствующие входы двух НМ.

Навигационные модули (НМ) предназначены для приема и обработки сигналов НС, поступающих в НМ от четырех УА на четыре антенных входа модуля первичной обработки сигналов – модуля приемово-числительного (МПВ).

МПВ осуществляет прием кодовой информации от НС, проводит первичные измерения псевдодальностей и интегральных фаз НС и передает эту информацию по интерфейсу RS-422 в модуль вторичной обработки информации – процессорный модуль (ПМ).

ПМ через интерфейс МЛ-1553 осуществляет обмен информацией с ЦВМ КА. Второй комплект НМ предназначен для резервирования и может работать как в холодном, так и в горячем резерве.



Рис. 2.4 КА «Прогресс М-25 М»

На рис. 2.5 приведены фотографии УА, УУ, ДС и НМ АСН-К. УА и УУ устанавливаются на внешней поверхности КА под теплоизоляцией. ДС и НМ установлены в корабле «Прогресс»

в грузовом отсеке, в корабле «Союз» - в бытовом отсеке, на МКС – на модуле «Звезда» (Служебный модуль).



Антенна (УА)АСН-К
изготовитель – ПКК «Энергия»



Усилитель (УУ)АСН-К
изготовитель – ОАО «РИРВ»



Делитель сигнала (ДС) АСН-К
изготовитель – ПКК «Энергия»



Навигационный модуль (НМ)АСН-К
изготовитель - ПКК «Энергия»

Рис. 2.5 Аппаратура АСН-К
кораблей «Союз», «Прогресс»,
МКС.

Следует сказать несколько слов об антенах АСН, используемых для решения задач ориентации и относительной навигации. В состав АСН-М МКС и АСН-К кораблей «Союз» и «Прогресс» входят обычные антенны АСН, имеющие малые габариты и вес (~0,4 кг). Для ориентации и относительной навигации как правило используют так называемые антенны Choke Ring (см. рис. 2.6, 2.7). Эти антенны имеют специальную конструкцию, обеспечивающую лучший прием сигналов НС на низких углах возвышения и с низким отношением сигнал/шум, а также подавление эффекта многолучевости. Антенны имеют высокую стабильность фазового центра (± 2 мм), обладают наиболее высокой точностью и эффективностью отслеживания сигнала. Однако они имеют большие габариты и вес. Так антенн LEICA AR имеет габариты $\varnothing 380 \times 200$ и вес 7,6 кг. Антenna Trimble – габариты $\varnothing 380 \times 140$, вес 4,3 кг. К сожалению, антенны с такими габаритами и весом не удалось установить на МКС в составе АСН-М, и тем более на корабли «Союз» и «Прогресс» в составе АСН-К. Использование в составе наших изделий обычных антенн с малыми габаритами и весом существенно (на десятки килограммов) улучшило массово-габаритные характеристики систем АСН, хотя и значительно усложнило их программную составляющую. Такой подход упрощения аппаратной части систем за счет программного обеспечения характерен для современных систем управления и многих других систем космической техники.



Рис. 2.6 Антенна LEICA AR25 *Choke Ring*



Рис. 2.7 Антенна *Choke Ring* фирмы *Trimble*

2.2 Синхронизация измерений асинхронных АСН

Уравнение (2.14) для определения матрицы ориентации A справедливо, если измерения навигационных приемников каждой пары антенн выполнены в один момент времени. Для синхронных АСН это условие выполняется автоматически, для асинхронных – требуется выполнять преобразование измерений, обеспечивающих их приведение к одному моменту времени.

Рассмотрим один из возможных алгоритмов синхронизации измерений АСН.

Сигнал интегральной фазы НС определяется по формуле:

$$CP = \sqrt{[\bar{X}_{hc}(t_u) - \bar{X}(t)]^T [\bar{X}_{hc}(t_u) - \bar{X}(t)]} + \\ + c\Delta t + c\Delta t_{hc} + \Delta iono + \Delta \varphi + \Delta mult + \Delta nois + \varphi_0 \quad (2.15)$$

- где $\bar{X}(t)$ - координаты антенны АСН в момент приема сигнала t ;
- $\bar{X}_{hc}(t_u)$ - координаты НС в момент излучения сигнала, принятого в момент t ;
- c - скорость света;
- Δt - рассогласование между системным временем и временем приёма;
- Δt_{hc} - рассогласование между временем НС и системным временем;
- $\Delta iono$ - ионосферная погрешность;
- $\Delta \varphi$ - эфемеридная погрешность;
- $\Delta mult$ - погрешность, обусловленная переотражениями сигналов НС;
- $\Delta nois$ - шум фазы;
- φ_0 - неизвестная константа, равная целому числу длин волн λ_0 несущего сигнала.

Все перечисленные параметры кроме константы φ_0 являются функциями времени. Пусть

$$t = t_0 + \tau \quad (2.16)$$

где t_0 - момент целой секунды системного времени;

τ - рассогласование между системным временем и временем приёмника.

Определим влияние τ на двойные разности интегральных фаз, из которых составляется вектор измерений.

Составляющие, содержащие Δt сократятся при составлении первых разностей интегральных фаз, так как измерения в приемнике происходят одновременно.

Составляющие, содержащие Δt_{nc} , $\Delta iono$ и $\Delta \varphi$ сократятся при составлении вторых разностей интегральных фаз, так как, хотя измерения в двух приемниках выполняются в разные моменты времени, но скорость изменения этих составляющих во времени мала, и их изменением за несколько миллисекунд можно пренебречь. Например, из трех составляющих $\Delta iono$ имеет максимальную скорость изменения. Она не превышает 10 см/сек. За несколько миллисекунд $\Delta iono$ изменится на доли миллиметра. Этой ошибкой можно пренебречь.

Составляющие $\Delta mult$ и $\Delta nois$ независимы для каждого приемника и каждого НС. При составлении двойной разности они соответствующим образом суммируются и составляют основную неучтенную ошибку (в пределах 2-5 см), влияющую на точность определения ориентации.

Составляющая φ_0 независима для каждого приемника и каждого НС. При составлении двойной разности она соответствующим образом суммируется. Полученная сумма представляет собой компоненты неизвестного вектора констант \bar{U}_0 .

Вектор $\bar{X}_{nc}(t)$ отличается от вектора $\bar{X}_{nc}(t_u)$, так как за время распространения сигнала ($\sim 0,08$ сек.) спутник изменяет свое положение. Соответственно, несколько отличается и величина CP , рассчитанная по вектору $\bar{X}_{nc}(t)$ и $\bar{X}_{nc}(t_u)$. Однако при малых расстояниях между антеннами это отличие одинаково для первого и второго приемников. При составлении вторых разностей эта составляющая также сократится. Поэтому при наличии рассогласования в моментах проведения измерений в двух приемниках изменение двойной разности CP будет равно изменению двойной разности дальностей между соответствующей антенной и НС в момент приема сигнала.

Пусть

$$D_{ij}(t) = \sqrt{[\bar{X}_i(t) - \bar{X}_j(t)]^T [\bar{X}_i(t) - \bar{X}_j(t)]} \quad (2.17)$$

дальность между i -м НС и j -ой антенной на момент приема сигнала t , соответствующего моменту целой секунды j -го приемника. Преобразуем дальность $D_{ij}(t)$ к дальности на момент t_0 целой секунды системного времени.

С учетом равенства (2.16) получим:

$$\begin{aligned} D_{ij}(t_0 + \tau) &= \sqrt{[\bar{X}_i(t_0) + \tau \bar{V}_{ai} - \bar{X}_j(t_0) - \tau \bar{V}_{aj}]^T [\bar{X}_i(t_0) + \tau \bar{V}_{ai} - \bar{X}_j(t_0) - \tau \bar{V}_{aj}]} = \\ &= D_{ij}(t_0) + \frac{[\bar{X}_i(t_0) - \bar{X}_j(t_0)]^T}{D_{ij}(t_0)} (\bar{V}_{ai} - \bar{V}_{aj}) \tau \end{aligned} \quad (2.18)$$

где $\bar{V}_{ai}, \bar{V}_{aj}$ - соответственно векторы абсолютной скорости i -го НС и j -й антенны в проекциях на оси гринвичской системы координат. Эти векторы рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned}\bar{V}_{ai} &= \bar{V}_i + [\bar{\omega}_3 \times \bar{X}_i] \\ \bar{V}_{aj} &= \bar{V}_j + [\bar{\omega}_3 \times \bar{X}_j]\end{aligned}\quad (2.19)$$

где \bar{V}_i - вектор скорости i -го НС относительно гринвичской системы координат, рассчитываемый по данным эфемерид;
 \bar{V}_j - вектор скорости j -й антенны относительно гринвичской системы координат, формируемый приёмником в данных КСВ;
 $\bar{\omega}_3$ - вектор угловой скорости Земли.

Пусть τ_1 - смещение часов первого приемника, τ_2 - смещение часов второго приемника. С учетом равенств (2.18), (2.19) и сделанных выше замечаний вектор разностей интегральных фаз будет иметь вид:

$$\begin{aligned}
\bar{U}_u &= \begin{pmatrix} (CP_{11} - CP_{21}) - (CP_{12} - CP_{22}) \\ \dots \\ (CP_{1n} - CP_{2n}) - (CP_{11} - CP_{21}) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} [D_{11}(t_0 + \tau_1) - D_{12}(t_0 + \tau_2)] - [D_{12}(t_0 + \tau_1) - D_{22}(t_0 + \tau_2)] \\ \dots \\ [D_{1n}(t_0 + \tau_1) - D_{2n}(t_0 + \tau_2)] - [D_{11}(t_0 + \tau_1) - D_{12}(t_0 + \tau_2)] \end{pmatrix} = \\
&= \begin{pmatrix} [D_{11}(t_0) - D_{12}(t_0)] - [D_{12}(t_0) - D_{22}(t_0)] \\ \dots \\ [D_{1n}(t_0) - D_{2n}(t_0)] - [D_{11}(t_0) - D_{12}(t_0)] \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{[\bar{X}_1(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_1} \bar{V}_{a1} - \frac{[\bar{X}_2(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_2} \bar{V}_{a2} \\ \dots \\ \frac{[\bar{X}_n(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_n} \bar{V}_{an} - \frac{[\bar{X}_1(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_1} \bar{V}_{a1} \end{pmatrix} (\tau_1 - \tau_2) + \\
&\quad + \begin{pmatrix} \frac{[\bar{X}_1(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_1} - \frac{[\bar{X}_2(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_2} \\ \dots \\ \frac{[\bar{X}_n(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_n} - \frac{[\bar{X}_1(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_1} \end{pmatrix} \bar{V}_a (\tau_1 - \tau_2) = \\
&= \bar{U}_{u0} + \begin{pmatrix} \frac{[\bar{X}_1(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_1} \bar{V}_{a1} - \frac{[\bar{X}_2(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_2} \bar{V}_{a2} \\ \dots \\ \frac{[\bar{X}_n(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_n} \bar{V}_{an} - \frac{[\bar{X}_1(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_1} \bar{V}_{a1} \end{pmatrix} (\tau_1 - \tau_2) - B \bar{V}_a (\tau_1 - \tau_2)
\end{aligned} \tag{2.20}$$

где \bar{U}_{u0} - приведённый к общему времени вектор вторых разностей измерений CP ;

\bar{X}_i - вектор координат i -го НС;

\bar{V}_{ai} - векторы абсолютной скорости i -го НС;

\bar{V}_a - вектор абсолютной скорости любой из антенн АСН;

B - матрица направляющих косинусов.

Из соотношений (2.20) получим алгоритм приведения вектора измерений \bar{U}_u асинхронных приёмников к вектору измерения \bar{U}_{u0} , относящемуся к одному и тому же моменту времени, соответствующему целой секунде системного времени:

$$\bar{U}_{0u} = \bar{U}_u - \left(\begin{array}{c} \frac{[\bar{X}_1(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_1} \bar{V}_{a1} - \frac{[\bar{X}_2(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_2} \bar{V}_{a2} \\ \dots \\ \frac{[\bar{X}_n(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_n} \bar{V}_{an} - \frac{[\bar{X}_1(t_0) - \bar{X}(t_0)]^T}{D_1} \bar{V}_{a1} \end{array} \right) (\tau_1 - \tau_2) - B \bar{V}_a (\tau_1 - \tau_2) \quad (2.21)$$

После приведения измерений к одному времени, уравнение для i -й пары антенн примет вид:

$$\bar{U}_{0ui} - \bar{U}_{0i} = B_i A^T I^T \bar{l}_i \quad (2.22)$$

В этом уравнении компоненты вектора констант \bar{U}_{0i} являются кратными длине волны λ_0 . Задача определения матрицы A_0 , решается в два этапа:

- определение начального приближения A_0^* ;

- непрерывное уточнение оценки A_0^* по измерениям АСН и БИНС.

2.3 Назначение НС на каналы АСН, оценка ориентации и угловой скорости КА по заполнению каналов

Ниже будет показано, что задача ориентации решается быстрее и точнее при наличии большого числа общих НС в полях зрения задействованных антенн АСН. При этом число задействованных антенн должно быть не менее трех. Для обеспечения этого требования целесообразно обеспечить ориентацию КА при которой средний вектор направления трех задействованных антенн был направлен в зенит:

$$\bar{x}_{ACP} = \frac{\bar{x}_{A1} + \bar{x}_{A2} + \bar{x}_{A3}}{|\bar{x}_{A1} + \bar{x}_{A2} + \bar{x}_{A3}|} \quad (2.23)$$

Для решения этой задачи может использоваться система ориентации КА, определяющая текущую матрицу ориентации и вектор угловой скорости КА, по которым ЦВМ формирует управляющие воздействия на исполнительные органы. Однако эта задача может решаться и автономно исключительно средствами АСН путем анализа заполнения каналов АСН сигналами НС. Рассмотрим алгоритм формирования грубой оценки ориентации и угловой скорости КА средствами АСН в процессе поиска сигналов НС. Пусть в момент включения АСН КА имеет произвольную ориентацию и угловую скорость, как например, при отделении КА от носителя. Угловая скорость может достигать $3^\circ/\text{с}$. При отсутствии какой-либо информации о текущем векторе состояния КА и его ориентации искомые НС назначаются для поиска на каналы АСН случайным образом. Например, в АСН-К, имеющей 24 канала, в режиме *GPS* на

1 – 8 каналы, назначаемые для работы по сигналам от первой антенны, назначаются 1 – 8 НС *GPS*, на восемь каналов второй антенны назначаются 9 – 16 НС *GPS*, на каналы третьей антенны назначаются 17 - 24 НС *GPS*. При любой ориентации КА, как минимум один или несколько назначенных НС окажутся в поле зрения соответствующей антенны. Как только на какой-либо антенну был пойман сигнал хотя бы одного НС, меняется алгоритм назначений на каналы этой антенны: исходя из знания альманаха на антенну назначаются спутники, отстоящие на минимальные углы от пойманного НС. Учитывая, что эти НС с большой вероятностью попадают в поле зрения рассматриваемой антенны, заполнение каналов антенны осуществляется в течение ~1 минуты. После приема эфемерид (через ~30-60 с после захвата сигнала) формируются КСВ. Знание КСВ позволяет назначать на антенну спутника не по углам НС – центр Земли – НС, а по углам НС – КА – НС. Когда каналы антенны близки к заполнению, можно приблизенно считать, что ось антенны в ГСК направлена по среднему вектору отслеживаемых антенной НС:

$$\bar{x}_{AiCP} = \frac{\sum_j \bar{x}_{ji}}{\left| \sum_j \bar{x}_{ji} \right|} \quad (2.24)$$

где \bar{x}_{ji} - направление от КА на j НС

i – номер антенны.

Отклонение оси антенны от среднего вектора отслеживаемых антенной НС обычно составляет 20 - 30°, что демонстрируют результаты моделирования. На рис. 2.8 приведены графики изменения истинных координат векторов направления двух антенн АСН относительно

ГСК и координат соответствующих средних векторов отслеживаемых НС. Приведенные графики демонстрируют незначительное (в указанных пределах) отличие формируемых и известных (относительно ГСК) векторов \bar{x}_{A_iCP} . Пренебрегая этими различиями, можно считать известными направления осей антенн относительно ГСК. Учитывая, что направления осей антенн относительно ССК известны, можно приблизенно оценить матрицу перехода $A_{ГСК-ССК}$ из ГСК в ССК из следующего равенства

$$A_{ГСК-ССК} (\bar{x}_{A1CP} \bar{x}_{A2CP} \bar{x}_{A3CP}) = (\bar{x}_{A1CCK} \bar{x}_{A2CCK} \bar{x}_{A3CCK}) \quad (2.25)$$

где \bar{x}_{A_iCCK} - единичные векторы осей антенн относительно ССК.

Откуда
$$A_{ГСК-ССК} = (\bar{x}_{A1CCK} \bar{x}_{A2CCK} \bar{x}_{A3CCK}) (\bar{x}_{A1CP} \bar{x}_{A2CP} \bar{x}_{A3CP})^{-1} \quad (2.26)$$

Так как векторы \bar{x}_{A_iCCK} хотя и близки, но не равны единичным векторам осей антенн относительно ГСК, то матрица $A_{ГСК-ССК}$, полученная из равенства (2.26), не является ортонормированной. Ее необходимо ортонормировать по алгоритму:

$$A_{ГСК-ССК} = A_{ГСК-ССК} + 0,5 (A_{ГСК-ССК}^{-1T} - A_{ГСК-ССК}) \quad (2.27)$$

Операцию ортонормирования следует повторить 1-2 раза.

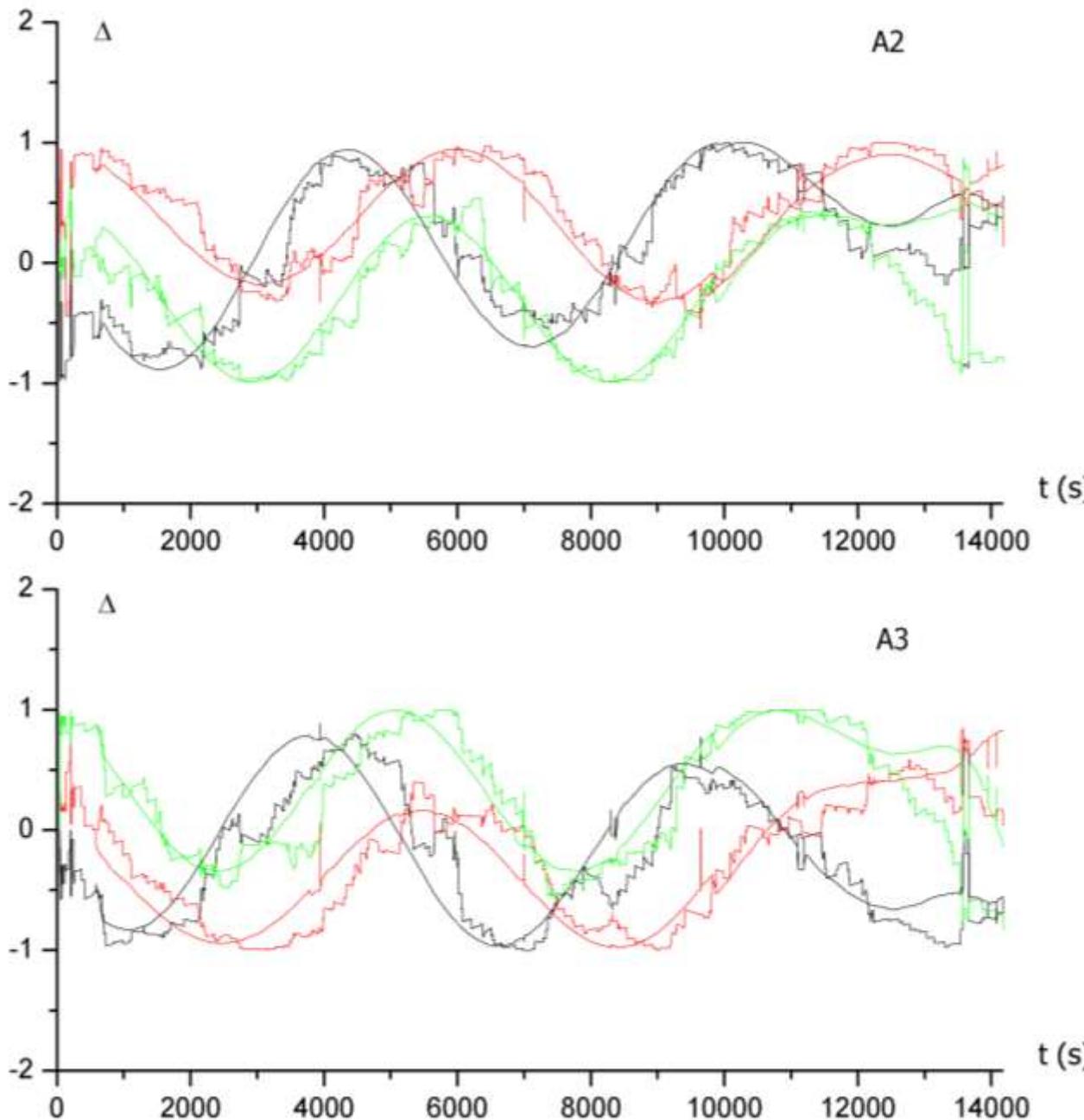


Рис. 2.8 Графики истинных координат векторов направления двух антенн АСН относительно ГСК и координат соответствующих средних векторов отслеживаемых этими антеннами спутников.

Результаты многократного моделирования показали, что точность ориентации, определенной рассмотренным выше способом, в основном находится в диапазоне $10\div30^\circ$. По изменению матрицы $A_{ГСК-ССК}$ легко оценить угловую скорость КА, используя равенство

$$\frac{A_{ГСК-ССК1} - A_{ГСК-ССК2}}{t_1 - t_2} = \frac{1}{2} \Omega (A_{ГСК-ССК1} + A_{ГСК-ССК2}) \quad (2.28)$$

где $A_{ГСК-ССК1,2}$ – оценки соответствующей матрицы в моменты времени соответственно t_1 и t_2 .

$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix}$ – оценка матрицы вращения, в которой ω_x , ω_y , ω_z – искомые проекции угловой скорости КА на оси ССК.

Из равенства (2.28) получим оценку матрицы вращения:

$$\Omega = 2(A_{ГСК-ССК1} + A_{ГСК-ССК2})^{-1} (A_{ГСК-ССК1} - A_{ГСК-ССК2}) \quad (2.29)$$

Оценив в реальном времени текущую матрицу ориентации и вектор угловой скорости, легко реализовать управление, обеспечивающее гашение начальной угловой скорости и построение ориентации, необходимой для последующего ее уточнения. После построения необходимой ориентации осуществляется назначение НС на каналы АСН, обеспечивающее оптимальные условия для последующего решения задачи. Рассмотрим алгоритмы назначения НС для решения задачи ориентации. Пусть в АСН задействованы три антенны. Условные поля зрения антенн приведены на рис. 2.9.

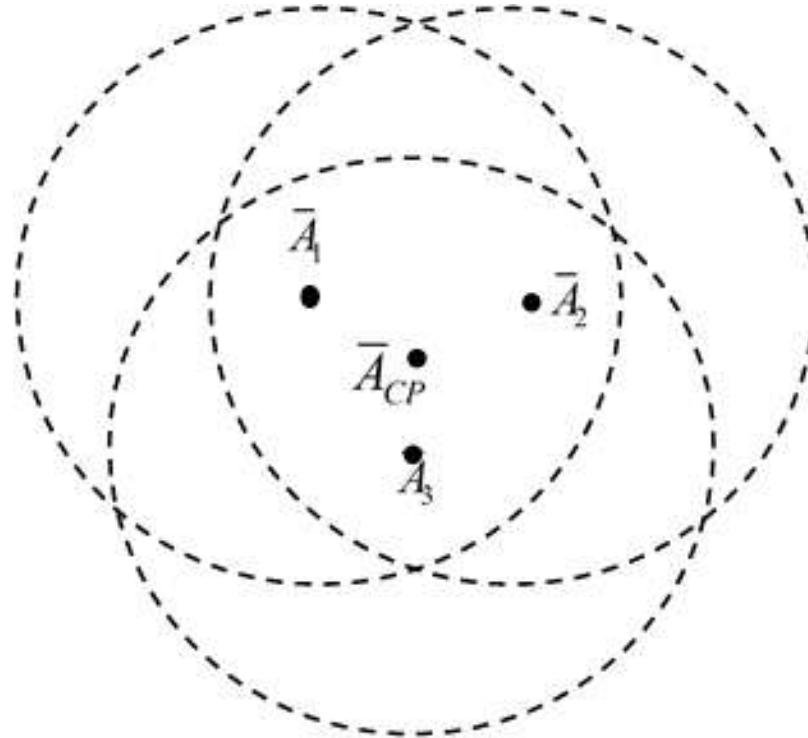


Рис. 2.9 Условные поля зрения
антенн $\bar{A}_1, \bar{A}_2, \bar{A}_3$

В центре поля зрения каждой антенны приведен след соответствующего вектора антенны \bar{A}_i . Координаты этих точек относительно ССК известны. Рассмотрим средний вектор \bar{A}_{CP} направления трех антенн, формируемый в ССК по алгоритму.

$$\bar{A}_{CP} = \frac{\sum_{i=1}^3 \bar{A}_i}{\left| \sum_{i=1}^3 \bar{A}_i \right|} \quad (2.30)$$

Наиболее простым и эффективным для определения точной ориентации алгоритмом назначения НС является алгоритм приведения вектора \bar{A}_{CP} к местной вертикали и последующего назначения на каналы каждой из трех антенн на 8 НС, ближайших к направлению \bar{A}_{CPi} . Такой алгоритм реализован в АСН-К на кораблях «Союз» и «Прогресс». В случае автономной работы по измерениям АСН оценивается ориентация и угловая скорость КА, обеспечивается построение ориентации КА, в которой средний вектор трех задействованных в данном режиме антенн направляется по местной вертикали, после чего на каналы АСН, соответствующие каждой из трех антенн, назначаются НС, ближайшие к местной вертикали. Многократное моделирование показывает, что при таких алгоритмах назначений для последующего определения ориентации АСН формирует на каждом шаге до 20 парных измерений интегральных фаз.

2.4 Метод раскрытия фазовой неопределенности по одномоментному измерению

Рассмотренный выше метод оценки начальной ориентации используется для формирования оптимальных условий по обеспечению измерений для определения ориентации. Но обеспечиваемая рассмотренным методом точность определения ориентации недостаточна для последующего решения задачи, которую также можно разделить на задачу предварительного определения ориентации или начального приближения ориентации и точного решения ориентации. Требуемая точность начального приближения ориентации составляет обычно $5 \div 10^\circ$. Определив ориентацию в указанном диапазоне переходят к этапу точного определения ориентации. Ниже рассматриваются методы предварительного и точного определения ориентации.

Пусть суммарная размерность вектора измерений равна: $r = \sum_{i=1}^n m_i$. Система уравнений для определения ориентации (2.14) состоит из r уравнений и имеет $r+9$ неизвестных. Эта система имеет вид:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = B_i A^T \bar{l}_i, \quad (2.31)$$

- где:
- \bar{U}_{ui} - вектор измерений размерности m_i ;
 - \bar{U}_{0i} - вектор неизвестных констант размерности m_i ;
 - B_i - матрица направляющих косинусов размерности $m_i \times 3$;
 - A - искомая матрица ориентации.

Однако компоненты векторов \bar{U}_{0i} являются кратными целому числу длин волн несущего сигнала НС λ_0 , а поэтому, несмотря на то, что число неизвестных превышает число уравнений, система уравнений (2.14) может быть разрешена относительно компонент матрицы A . Определение вектора \bar{U}_0 называется раскрытием неопределенности фазы. После раскрытия неопределенности фазы задача определения матрицы ориентации становится тривиальной. Рассмотрим один из методов раскрытия фазовой неопределенности по одномоментному измерению.

Пусть $A^T = (\bar{a}_1, \bar{a}_2, \bar{a}_3)$, $\bar{l}_i^T = (l_{ix}, l_{iy}, l_{iz})$

Введём девятимерный вектор \tilde{a}_0 и n матриц \tilde{l}_i размерности 3×9 :

$$\tilde{a}_0 = \begin{pmatrix} \bar{a}_1 \\ \bar{a}_2 \\ \bar{a}_3 \end{pmatrix}; \quad \tilde{l}_i = \begin{pmatrix} l_{i1} & 0 & 0 & l_{i2} & 0 & 0 & l_{i3} & 0 & 0 \\ 0 & l_{i1} & 0 & 0 & l_{i2} & 0 & 0 & l_{i3} & 0 \\ 0 & 0 & l_{i1} & 0 & 0 & l_{i2} & 0 & 0 & l_{i3} \end{pmatrix} \quad (2.32)$$

Легко убедиться, что для введённого вектора и матриц справедливо равенство:

$$A^T \bar{l}_i = \tilde{l}_i \tilde{a}_0 \quad (2.33)$$

С учетом равенств (2.33) уравнение (2.14) примет вид:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = B_i \tilde{l}_i \tilde{a}_0 \quad (2.34)$$

Введём обозначения:

$\bar{U}_u = \begin{pmatrix} \bar{U}_{u1} \\ \vdots \\ \bar{U}_{un} \end{pmatrix}$ - вектор измерений размерности r ;

$\bar{U}_0 = \begin{pmatrix} \bar{U}_{01} \\ \vdots \\ \bar{U}_{0n} \end{pmatrix}$ - вектор констант размерности r ;

$B = \begin{pmatrix} B_1 \tilde{l}_1 \\ \cdots \\ B_n \tilde{l}_n \end{pmatrix}$ - матрица размерности $r \times 9$.

Тогда система уравнений (2.34) примет вид:

$$\bar{U}_u = \bar{U}_0 + B\tilde{a}_0. \quad (2.35)$$

Выразим оценку искомого вектора \tilde{a}_0 через вектор неизвестных констант \bar{U}_0 :

$$\tilde{a}_0^* = (B^T B)^{-1} B^T (\bar{U}_u - \bar{U}_0) \quad (2.36)$$

Подставив эту оценку в уравнение (2.35), после ряда преобразований получим систему уравнений для определения вектора констант \bar{U}_0 :

$$[E_r - B^T (B^T B)^{-1} B^T] (\bar{U}_u - \bar{U}_0) = 0 \quad (2.37)$$

где: E_r - единичная матрица размерности $r \times r$.

Вектор констант \bar{U}_0 может быть представлен в виде:

$$\bar{U}_0 = \lambda_0 \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_r \end{pmatrix} \quad (2.38)$$

где: λ_0 - длина волны несущего сигнала;
 $n_1 \dots n_r$ - r неизвестных целых чисел.

Если ошибки измерений каждой из составляющих u_{uj} вектора \bar{U}_u равны 0, то с большой вероятностью существует единственная комбинация целых чисел $n_1 \dots n_r$, для которой выполняется равенство (2.37). Левая часть равенства (2.37) представляет собой r -мерный вектор \bar{F} . Квадрат этого вектора равен:

$$\bar{F}^T \bar{F} = (\bar{U}_u - \bar{U}_0)^T \left[E_r - B^T (B^T B)^{-1} \right] (\bar{U}_u - \bar{U}_0). \quad (2.39)$$

Если ошибки измерений каждой из составляющих u_{uj} вектора \bar{U}_u по модулю много меньше длины волны λ_0 , то с большой вероятностью для этой единственной комбинации чисел $n_1 \dots n_r$ функционал $\bar{F}^T \bar{F}$ достигает своего абсолютного минимума. Поэтому решение \bar{U}_0 может быть найдено путём последовательного перебора чисел $n_1 \dots n_r$ и вычисления для каждой комбинации этих чисел функционала $\bar{F}^T \bar{F}$.

Минимизация функционала (2.39) должна достигаться при одной единственной комбинации чисел n_i из всего множества комбинаций. Оценим это множество. Пусть размерность вектора \bar{U}_0 $r=10$. При антенной базе $l=2$ м неопределенность интегральных фаз по

длине волны может составлять величину $\frac{l}{\lambda_0} = 10$. Это означает, что каждое из чисел n_i может варьироваться в диапазоне 0 – 10. Отсюда легко оценивается количество возможных комбинаций чисел n_i :

$$N = \left(\frac{l}{\lambda_0} \right)^r = 10^{10} \quad (2.40)$$

Понятно, что такое количество вычислений функционала (2.39) невозможно на бортовых вычислительных средствах, то есть, решение задачи начального определения ориентации "в лоб" по одномоментному измерению рассмотренным выше методом невозможно.

Рассмотрим более простой метод, основанный на снижении размерности вектора измерений и разделении задачи на несколько этапов. На первом этапе определим вектор одной из пар антенн в ГСК. Для этого выберем пару антенн, имеющую максимальное количество общих НС, количество которых должно быть не менее четырех.

Для этой пары антенн составим вектор измерений:

$$\bar{U}_u = \begin{bmatrix} (CP_{11} - CP_{12}) \\ (CP_{12} - CP_{13}) \\ \cdots \\ (CP_{1n} - CP_{11}) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} (CP_{21} - CP_{22}) \\ (CP_{22} - CP_{23}) \\ \cdots \\ (CP_{2n} - CP_{21}) \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

где CP_{ij} – измеренная интегральная фаза;

n – число измерений для выбранной пары антенн ($n \geq 4$);

i – номер НС в векторе измерений;

j – номер антенны в выбранной паре.

Пусть \bar{l}_{ap} – вектор относительных координат пары антенн в гринвичской системе координат. Связь между вектором измерений \bar{U}_u и вектором относительных координат определяется уравнением (2.11):

$$\bar{U}_u - \bar{U}_0 = B \bar{l}_{\text{ap}}, \quad (2.42)$$

где: \bar{U}_u – мерный вектор измерений, определяемый соотношением (2.41);

\bar{U}_0 – мерный вектор констант неопределенности фазы;

B – матрица направляющих косинусов.

$$\text{Матрица } B \text{ имеет вид: } B = \begin{pmatrix} \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}_0)^T}{D_1} & \frac{(\bar{X}_2 - \bar{X}_0)^T}{D_2} \\ & \dots \\ & \frac{(\bar{X}_m - \bar{X}_0)^T}{D_m} & \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}_0)^T}{D_1} \end{pmatrix},$$

где: \bar{X}_j – координаты j -го НС из общего созвездия в момент измерения, определяемые по эфемеридам;

\bar{X}_0 – оценка вектора положения КА в гринвичской системе координат в момент измерения, определяемая, например, по КСВ;

$$D_j = |\bar{X}_j - \bar{X}_0|.$$

Представим матрицу B в виде:

$$B = \begin{pmatrix} \bar{b}_1^T \\ \vdots \\ \bar{b}_n^T \end{pmatrix} \quad (2.43)$$

где \bar{b}_i^T – соответствующие строки матрицы B .

Из всех строк матрицы B выберем три, удовлетворяющие условию:

$$\det \begin{pmatrix} b_1^T \\ b_2^T \\ b_3^T \end{pmatrix} \text{ равен максимальному для всех комбинаций строк матрицы } B. \quad (2.44)$$

В соответствии с выбранными строками матрицы B выбираем соответствующие компоненты (u_1, u_2, u_3) вектора измерений \bar{U} . Для выбранных измерений уравнение (2.42) примет вид:

$$\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} u_{10} \\ u_{20} \\ u_{30} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b_1^T \\ b_2^T \\ b_3^T \end{pmatrix} \bar{l}_{\Gamma} \quad (2.45)$$

где \bar{l}_{Γ} – неизвестный вектор выбранной пары антенн относительно ГСК;

u_{i0} – неизвестные константы, кратные λ_0 : $u_{i0} = \lambda_0 n_i$.

Из равенства (2.45) получим:

$$u_i - b_i^T \bar{l}_{\Gamma} = \lambda_0 n_i \quad (2.46)$$

Учитывая, что вектор \bar{l}_{Γ} может быть произвольно направлен относительно векторов $\bar{b}_1, \bar{b}_2, \bar{b}_3$ можно оценить диапазон возможных значений n_i :

$$\left(u_i - \left| b_i^T \right| \left| \bar{l}_\Gamma \right| \right)_{u.u.} \leq n_i \leq \left(u_i + \left| b_i^T \right| \left| l_\Gamma \right| \right)_{u.u.} \quad (2.47)$$

где $(x)_{u.u.}$ – целая часть x по модулю λ_0 .

Модуль вектора \bar{l}_Γ равен модулю вектора \bar{l} относительно ССК. Величина этого модуля известна. Соотношение (2.47) определяет множество значений констант n_i , среди которых находится единственная верная комбинация n_1, n_2, n_3 . Для этой комбинации из выражения (2.45) может быть определён вектор \bar{l}_Γ рассматриваемой пары антенн относительно ГСК:

$$\bar{l}_\Gamma = B_3^{-1} (\bar{U}_u - \bar{U}_0), \quad (2.48)$$

где $B_3 = \begin{pmatrix} b_1^T \\ b_2^T \\ b_3^T \end{pmatrix}, \bar{U}_u = \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix}, U_0 = \begin{pmatrix} u_{10} \\ u_{20} \\ u_{30} \end{pmatrix} = \lambda_0 \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix}$.

Перебирая последовательно все возможные комбинации чисел n_1, n_2, n_3 из диапазона (2.47), по формуле (2.48) формируются возможные "векторы-претенденты" на "истинное" значение \bar{l}_Γ . Уменьшив размерность вектора измерений \bar{U}_u с n до трех, мы существенно снизили общее число комбинаций n_1, n_2, n_3 . Так для рассмотренного выше примера (см. 2.40) число возможных комбинаций уменьшилось с 10^{10} до 10^3 . Такое снижение дает возможность реализовать рассматриваемый алгоритм на бортовых вычислительных средствах. Из сформированных "претендентов" необходимо отбраковать "ложные" векторы. Отраковка выполняется путём ряда проверок, первой из которых является проверка на значение модуля вектора \bar{l}_Γ . Этот модуль известен заранее. Проверка выполняется по алгоритму:

Если $|\bar{l}_\Gamma^2 - l_i^2| < \varepsilon$, то проверка пройдена. Если же "претендент" проверку не прошел, проверяем новую комбинацию чисел n_1, n_2, n_3 . В среднем проверка на значение модуля обеспечивает отбраковку 60 – 70 % формируемых комбинаций.

Если проверка на значение модуля пройдена, выполняется проверка на малость дробной части полного вектора измерений.

Для этого формируется n -мерный вектор:

$$\delta \bar{U} = \bar{U}_u - B \bar{l}_\Gamma - |\bar{U}_u - B \bar{l}_\Gamma|_\lambda \quad (2.49)$$

По этому вектору определяется поправка $\Delta \bar{l}_\Gamma$, обеспечивающая минимизацию модели невязки с учетом условий обеспечения равенства модуля уточняемого вектора \bar{l}_Γ его известному значению. Для этого формируется система уравнений:

$$\begin{aligned} \delta U &= B \Delta \bar{l}_\Gamma \\ \lambda (l^2 - \bar{l}_\Gamma^2) &= \lambda \bar{l}_\Gamma \Delta \bar{l}_\Gamma, \end{aligned} \quad (2.50)$$

где l – известное значение модуля рассматриваемого вектора пары антенн;

\bar{l}_Γ – "вектор – претендент";

$\Delta \bar{l}_\Gamma$ – искомая поправка к значению "вектора – претендента";

λ – весовой коэффициент.

Весовой коэффициент λ выбирается из диапазона 2÷3 и реализует более жесткое требование определения такого значения поправки $\Delta \bar{l}_\Gamma$, при которой модуль уточненного "вектора – претендента" \bar{l}_Γ близок к известному значению l .

Из уравнения (2.50) легко определяется поправка $\Delta \bar{l}_\Gamma$:

$$\Delta \bar{l}_\Gamma = \left(B^T B + \lambda^2 \bar{l}_\Gamma^T \bar{l}_\Gamma \right)^{-1} \left[B^T \delta U + \lambda^2 \bar{l}_\Gamma^T \left(l^2 - \bar{l}_\Gamma^2 \right) \right] \quad (2.51)$$

Уточненное значение "вектора – претендента" будет равно:

$$\bar{l}_\Gamma = \bar{l}_\Gamma + \Delta \bar{l}_\Gamma \quad (2.52)$$

Для уточненного "вектора – претендента" формируется вектор невязки измерений по формуле (2.49).

$$\delta \bar{U} = U_u - B \bar{l}_\Gamma - \left| U_u - B \bar{l}_\Gamma \right|_\lambda \quad (2.53)$$

Из всех рассматриваемых "векторов – претендентов" \bar{l}_Γ выбирается вектор \bar{l}_Γ^* , обеспечивающий минимум модуля вектора $\delta \bar{U}$, формируемого по алгоритму (2.53).

После определения вектора первой пары антенн \bar{l}_Γ^* , определяется вектор второй пары антенн $\bar{l}_{\Gamma_2}^*$ относительно ГСК. Рассматриваемый ниже алгоритм реализуется для пары антенн, имеющих максимальное число общих НС, не считая первую пару.

Для выбранной пары антенн $\bar{l}_{\Gamma_2}^*$ справедливо соотношение:

$$\begin{aligned} \bar{U}_u - \bar{U}_0 &= B \bar{l}_{\Gamma_2} \\ \left| \bar{l}_{\Gamma_2} \right| &= l_2 \\ \bar{l}_{\Gamma_2} \cdot \bar{l}_{\Gamma_1}^* &= \bar{l}_1 \bar{l}_2, \end{aligned} \quad (2.54)$$

где \bar{l}_1, \bar{l}_2 – известные векторы первой и второй пар антенн относительно ССК;
 l_2 – известный модуль вектора второй пары антенн;
 \bar{U}_u – вектор измерений второй пары антенн;

U_0 – вектор неизвестных констант второй пары антенн

Из всех строк \bar{l}_i^T матрицы B выберем две \bar{b}_1^T, \bar{b}_2^T , для которых обеспечивается условие максимума \det :

$$\det \begin{pmatrix} \bar{b}_1^T \\ \bar{b}_2^T \\ \bar{b}_3^T \end{pmatrix} = \max \quad (2.55)$$

$$\bar{l}_{\Gamma 1}^* \cdot [\bar{b}_1^T \times \bar{b}_2^T]$$

Для выбранных векторов выбираем соответствующие компоненты u_1 и u_2 вектора измерений. Тогда уравнение (2.54) можно записать в виде:

$$\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \bar{b}_1^T \\ \bar{b}_2^T \end{pmatrix} \bar{l}_{\Gamma 2} = \lambda_0 \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \end{pmatrix} \quad (2.56)$$

$$\bar{l}_1 \bar{l}_2 = \bar{l}_{\Gamma 1}^* \cdot \bar{l}_{\Gamma 2}$$

Учитывая, что вектор $\bar{l}_{\Gamma 2}$ может быть произвольно направлен относительно векторов \bar{b}_1, \bar{b}_2 , можно оценить диапазон возможных n_1 и n_2 :

$$\begin{aligned} \left(u_1 - |\bar{b}_1| |\bar{l}_{\Gamma 2}| \right)_{u.u.} &\leq n_1 \leq \left(u_1 + |\bar{b}_1| |\bar{l}_{\Gamma 2}| \right)_{u.u.} \\ -\left(u_2 - |\bar{b}_2| |\bar{l}_{\Gamma 2}| \right)_{u.u.} &\leq n_2 \leq \left(u_2 + |\bar{b}_2| |\bar{l}_{\Gamma 2}| \right)_{u.u.} \end{aligned} \quad (2.57)$$

Соотношения (2.57) определяют множество значений констант n_1 и n_2 , среди которых находится единственная верная комбинация n_1 и n_2 , для которой из системы уравнений (2.56) может быть определен вектор $\bar{l}_{\Gamma_2}^*$ рассматриваемой второй пары антенн относительно ГСК:

$$\bar{l}_{ep} = B_1^{-1} \begin{pmatrix} u_1 - n_1 \lambda_0 \\ u_2 - n_2 \lambda_0 \\ \bar{l}_1 \bar{l}_2 \end{pmatrix}, \quad (2.58)$$

$$\text{где } B_1 = \begin{pmatrix} \bar{b}_1^T \\ \bar{b}_2^T \\ \bar{l}_{\Gamma}^{*T} \end{pmatrix}$$

Перебирая последовательно все возможные комбинации чисел n_1 и n_2 из диапазона (2.57), по формуле (2.58) формируем возможные "векторы – претенденты" на "истинное" значение $\bar{l}_{\Gamma_2}^*$. Из сформированных претендентов необходимо отбраковать "ложные" векторы. Отбраковка также выполняется проверкой на значение модуля $\bar{l}_{\Gamma_2}^*$, который известен и равен l_2 , а также на минимизацию вектора невязки по тем же алгоритмам, что и для вектора $\bar{l}_{\Gamma_1}^*$. В результате будут определены векторы $\bar{l}_{\Gamma_1}^*$ и $\bar{l}_{\Gamma_2}^*$.

Оценка матрицы ориентации A^* на момент выполненного измерения определяется по векторам $\bar{l}_{\Gamma_1}^*$ и $\bar{l}_{\Gamma_2}^*$ по следующему алгоритму

$$\begin{aligned}\bar{l}_{\Gamma_3} &= \left[\bar{l}_{\Gamma_1}^* \times \bar{l}_{\Gamma_2}^* \right] \\ \bar{l}_3 &= \left[\bar{l}_1 \times \bar{l}_2 \right],\end{aligned}\tag{2.59}$$

где \bar{l}_1, \bar{l}_2 – векторы рассматриваемых двух пар антенн относительно ССК.

Составляем матрицы:

$$\begin{aligned}A_1 &= (\bar{l}_1 \bar{l}_2 \bar{l}_3) \\ A_2 &= (\bar{l}_{\Gamma_1}^* \bar{l}_{\Gamma_2}^* \bar{l}_{\Gamma_3}^*)\end{aligned}\tag{2.60}$$

Тогда $A^* = A_1 A_2^{-1}$

После получения матрицы A^* необходимо провести её ортонормирование по алгоритму

$$A^* = A^* + 0.5(A^{*-1T} - A^*)\tag{2.61}$$

После получения оценки матрицы A^* перехода из ГСК в ИСК необходимо провести проверку на минимум невязки по всем измерениям на всех парах антенн. По существу, к найденной матрице A^* необходимо найти матрицу малого поворота ΔA , минимизирующую невязку полного вектора измерений по всем парам антенн. Аналогичная операция выполняется при определении ориентации КА по одномоментным измерениям АЧН при известной начальной оценке ориентации. В данном случае такой начальной оценкой ориентации является матрица A^* , формируемая по рассмотренным выше алгоритмам.

2.5 Интегральный метод определения ориентации по приращениям интегральной фазы с использованием измерений БИНС

Рассмотренный в предыдущем разделе алгоритм определения начальной ориентации обеспечивает решение задачи по единичному одномоментному измерению. В этом его несомненное преимущество. Однако недостатком этого алгоритма является негарантируемое решение задачи при значительных ошибках фазовых измерений. Например, на МКС из-за зашумления сигналов интегральных фаз переотраженными сигналами от элементов конструкции станции даже при большом количестве измерений вероятность правильного решения составляет $\sim 30\%$. Поэтому требуется определенное время на диагностику найденного решения и проведения повторных определений в случае нахождения ложных решений.

В настоящем разделе рассматривается интегральный алгоритм определения матрицы ориентации по серии измерений АСН, обеспечивающий однозначное определение начальной ориентации на некотором интервале измерений. Связь между измерениями в данном алгоритме обеспечивается за счет измерений БИНС. Преимуществом предложенного метода является однозначность решения задачи, а недостатком – затраты времени на ее решение.

Рассмотрим уравнение (2.14) для i -й пары антенн, определяющее связь между вектором измерений \bar{U}_{ui} и матрицей ориентации A :

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = B_i A^T \bar{l}_i \quad (2.62)$$

- где \bar{U}_{ui} - вектор измерений размерности m_i ;
 \bar{U}_{0i} - вектор неизвестных констант размерности m_i ;
 B_i - матрица направляющих косинусов размерности $m_i \times 3$;

A - искомая матрица ориентации.

Искомая матрица перехода от ГСК к ССК является переменной и зависит от времени. Пусть t_0 – время начала работы БИНС. Начиная с этого момента БИНС интегрирует угловые скорости КА, формируемые датчиками угловых скоростей ДУС и формирует матрицу I перехода от ИСК, с которой ССК совпадала в момент t_0 , и текущей ССК. Будем предполагать, что измерения БИНС абсолютно точные, и БИНС формирует матрицу I без ошибок. Тогда можно записать равенство:

$$A = IA_0\Gamma \quad (2.63)$$

$\Gamma = \begin{pmatrix} \cos \omega_s t & -\sin \omega_s t & 0 \\ \sin \omega_s t & \cos \omega_s t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$ - матрица перехода от текущей гринвичской системы координат к гринвичской системе координат в момент t_0 ;

t - время, отсчитываемое от момента t_0 ;

ω_s - угловая скорость вращения Земли.

Подставив значение матрицы A в уравнение (2.62), получим уравнение для определения постоянной матрицы A_0 :

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = B_i \Gamma^T A_0^T I^T \bar{l}_i \quad (2.64)$$

Введем обозначения:

$$B_i \Gamma^T = \hat{B}_i, \quad I^T \bar{l}_i = \hat{l}_i \quad (2.65)$$

Тогда уравнение (2.64) для i -й пары антенн запишется в виде:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = \hat{B}_i A_0^T \hat{l}_i \quad (2.66)$$

Введем девятимерный вектор \tilde{a}_0 и n матриц \tilde{l}_i размерности 3×9 :

$$\tilde{a}_0 = \begin{pmatrix} \bar{a}_{01} \\ \bar{a}_{02} \\ \bar{a}_{03} \end{pmatrix}, \quad \tilde{l}_i = \begin{pmatrix} l_{i1} & 0 & 0 & l_{i2} & 0 & 0 & l_{i3} & 0 & 0 \\ 0 & l_{i1} & 0 & 0 & l_{i2} & 0 & 0 & l_{i3} & 0 \\ 0 & 0 & l_{i1} & 0 & 0 & l_{i2} & 0 & 0 & l_{i3} \end{pmatrix} \quad (2.67)$$

где l_{i1}, l_{i2}, l_{i3} – компоненты вектора \tilde{l}_i .

Тогда равенство (2.66) может быть представлено в виде:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = \hat{B}_i \tilde{l}_i \tilde{a}_0 \quad (2.68)$$

Уравнение (2.68) относится к i -й антенне и к текущему моменту времени. Аналогичное уравнение можно записать для следующей секунды. Однако на этой следующей секунде это уравнение должно быть записано для того же созвездия. Поэтому если в созвездии появился новый НС, он не должен вводиться в состав измерений с предыдущим НС. Если на следующей секунде исчез какой-то НС, он должен быть исключен из созвездия для предыдущей секунды. В этом случае вектор констант U_{0i} для текущей и предыдущей секунд будет одинаков. Вычтя второе уравнение из первого, получим новое уравнение для определения вектора \tilde{a}_0 :

$$\delta \bar{U}_{ui} = \delta B_i \tilde{a}_0, \quad (2.69)$$

где $\delta \bar{U}_{ui} = \bar{U}_{uij+1} - \bar{U}_{uij}$

$$\delta B_i = \hat{B}_{ij} \tilde{l}_{ij+1} - \hat{B}_{ij+1} \tilde{l}_{ij}$$

Уравнение (2.69) относится к i антенне. Для всех пар антенн получим систему уравнений:

$$\delta \bar{U}_{u1} = \delta B_1 \tilde{a}_0$$

(2.70)

$$\delta \bar{U}_{un} = \delta B_n \tilde{a}_0$$

Введем обозначения:

$$\delta \hat{U}_u = \begin{pmatrix} \delta \bar{U}_{u1} \\ \vdots \\ \delta \bar{U}_{un} \end{pmatrix} \quad \delta \hat{B} = \begin{pmatrix} \delta B_1 \\ \vdots \\ \delta B_n \end{pmatrix}$$

(2.71)

Тогда для каждой секунды будем иметь систему уравнений:

$$\delta \hat{U}_u = \delta \hat{B} \tilde{a}_0$$

(2.72)

Для серии из m измерений запишем систему из m аналогичных уравнений:

$$\delta \hat{U}_{u1} = \delta \hat{B}_1 \tilde{a}_0$$

(2.73)

$$\delta \hat{U}_{um} = \delta \hat{B}_m \tilde{a}_0$$

Введем обозначения:

$$\delta \tilde{U}_u = \begin{pmatrix} \delta \hat{U}_{u1} \\ \vdots \\ \delta \hat{U}_{um} \end{pmatrix} \quad \delta \tilde{B} = \begin{pmatrix} \delta \hat{B}_1 \\ \vdots \\ \delta \hat{B}_m \end{pmatrix}$$

(2.74)

Тогда для серии измерений получим уравнение:

$$\delta \tilde{U}_u = \delta \tilde{B} \tilde{a}_0$$

(2.75)

Откуда оценка вектора \tilde{a}_0 будет иметь вид:

$$\tilde{a}_0^* = (\delta \tilde{B}^T \delta \tilde{B})^{-1} \delta \tilde{B}^T \delta \tilde{U}_u \quad (2.76)$$

Введем обозначения для интервала из m измерений:

$$\begin{aligned} W_m &= \delta \tilde{B}^T \delta \tilde{B} \\ P_m &= \delta \tilde{B}^T \delta \tilde{U}_u \end{aligned} \quad (2.77)$$

Для интервала из $m+1$ измерения из (2.77) и (2.76) получим рекуррентный алгоритм формирования матрицы W_{m+1} и вектора P_{m+1} :

$$\begin{aligned} W_{m+1} &= W_m + \delta \hat{B}_{m+1}^T \delta \hat{B}_{m+1} \\ P_{m+1} &= P_m + \delta \hat{B}_{m+1}^T \delta \hat{U}_{um+1} \\ \bar{a}_0^* &= W_{m+1}^{-1} P_{m+1} \end{aligned} \quad (2.78)$$

По алгоритму (2.78) формируем оценку вектора \tilde{a}_0^* и, следовательно, оценку матрицы A_0^* по всем измерениям, выполненным на рассмотренном интервале. После формирования матрицы A_0^* она должна быть ортонормирована по алгоритму:

$$A_0^* = A_0^* + 0.5 (A_0^{*-1T} - A_0^*) \quad (2.79)$$

Длительность интервала, на котором матрица A_0^* формируется с необходимой точностью, зависит от ошибок измерений, конфигурации антенн, альманахов НС и должна определяться экспериментально. Точность определения матрицы A_0^* должна обеспечивать возможность раскрытия фазовой неопределенности для имеющихся антенных баз. Обычно допустимые ошибки составляют величину $3\text{-}5^\circ$. Ниже, в разделе 2.8, проведено исследование по определению необходимого интервала накопления измерений для определения начальной

оценки матрицы ориентации A_0^* с требуемой точностью по реальным лётным данным АСН-М, полученным во время эксперимента, проведенного на МКС.

Например, на рис. 2.16 приведен график ошибок оценки матрицы ориентации МКС в результате динамической фильтрации измерений АСН-М с постоянной времени 1000 с для двух разных моментов включения режима. Определение начальной оценки ориентации осуществляется рассмотренным интегральным методом накопления измерений. При этом в первом случае для получения начальной оценки потребовалось время накопления ~ 900 с, во втором ~ 2100 с.

График критерия для определения достаточности накопления измерений, приведенный на рис. 2.9 (по уровню 0,1) также показывает, что длительность интервала накопления составляет ~ 2000 с. Такое время определения начальной ориентации значительно превышает время начального определения с помощью традиционных систем. Например, время построения одноосной орбитальной ориентации по сигналам датчика вертикали на КА «Союз» и «Прогресс» составляет ~ 5 мин, построение трехосной ориентации ~ 20 мин.

Рассмотренный метод определения начальной ориентации основан на измерениях третьих разностей интегральных фаз, в которых исключается неопределенная константа \bar{U}_{0i} (см. форм. 2.68, 2.69). В этом случае для получения решения требуется значительная временная база порядка 0,5 витка для значительного изменения матрицы \hat{B}_i , так как на соседних временных интервалах они близки друг другу. Поэтому при малом числе измерений m накапливаемая матрица Wm плохо обращается и, соответственно, формируемый по алгоритму (2.78) вектор \bar{a}_0^* имеет большие ошибки.

Необходимость длительного накопления измерений для начального определения ориентации существенно снижает привлекательность рассматриваемого алгоритма. Поэтому также рассмотрен алгоритм формирования матрицы начальной ориентации, основанный на измерениях приращений первой разности интегральных фаз, требующий несколько меньший интервал накопления измерений. Использование приращений первых разностей оказывается возможным, так как в АСН-К для решения задачи ориентации используются синхронные приемники, благодаря чему измерения ведутся в одной шкале времени. Еще одним преимуществом рассматриваемого ниже алгоритма является определение по проводимым измерениям трехмерного вектора ошибки ориентации $\bar{\varphi}$, в отличие от девятимерного вектора ориентации \bar{a}^* , определяемого рассмотренным выше алгоритмом.

Рассматриваемый ниже алгоритм, также как и алгоритм по приращениям вторых разностей интегральных фаз использует для своей реализации измерения БИНС. Особенностью рассматриваемого алгоритма является необходимость стабилизации КА на БИНС в ИСК для начального накопления измерений, позволяющих определить начальную матрицу ориентации A_0 перехода из начальной ГСК (т.е. ГСК в момент T_0) в ИСК БИНС. После определения матрицы A_0 могут выполняться произвольные развороты КА на БИНС, корректируемую от АСН

Рассмотрим уравнение (2.64) для определения постоянной матрицы A_0 :

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = B_i \Gamma^T A_0^T I^T \bar{l}_i \quad (2.80)$$

где i – номер пары антенн.

Если в момент T_0 КА застабилизирован и находится в ориентации ИСК БИНС, то матрица I перехода из ИСК БИНС в ССК равна единичной матрице Е. При работе по приращениям

первых разностей измерений АЧН вектор U_{ui} и матрица B_i составлены по правилам первых разностей:

$$U_{ui} = \begin{pmatrix} U_{u1i} \\ \dots \\ U_{umi} \end{pmatrix} \quad B_i = \begin{pmatrix} (\bar{X}_{1i} - \bar{X})^T \\ D_{1i} \\ \dots \\ (\bar{X}_{mi} - \bar{X})^T \\ D_{mi} \end{pmatrix} \quad (2.81)$$

Вектор i пары антенн в ГСК будет равен: $\bar{l}_{\Gamma 0i} = A_0^T \bar{l}_i = const$ (2.82)

Тогда приращение вектора измерений на j -м такте будет равно:

$$\delta U_{uj} = \delta(B_{ij} \Gamma_j^T) \bar{l}_{\Gamma 0i} = \delta B_{ij} \bar{l}_{\Gamma 0i} \quad (2.83)$$

где $\delta B_{ij} = B_{ij+1} \Gamma_{j+1}^T - B_{ij} \Gamma_j^T$.

Уравнение (2.83) относится к i -й антенне и j -й секунде. При измерении от n пар антенн для каждой пары антенн получим систему уравнений

$$\begin{aligned} \delta \bar{U}_{u1} &= \delta B_1 \bar{l}_{\Gamma 0} \\ &\dots \\ \delta \bar{U}_{um} &= \delta B_m \bar{l}_{\Gamma 0} \end{aligned} \quad (2.84)$$

Введем обозначения:

$$\delta \hat{U}_u = \begin{pmatrix} \delta \bar{U}_{u1} \\ \vdots \\ \delta \bar{U}_{um} \end{pmatrix} \quad \delta \hat{B} = \begin{pmatrix} \delta B_1 \\ \vdots \\ \delta B_m \end{pmatrix} \quad (2.85)$$

Тогда для серии из m измерений для n пар антенн будем иметь систему уравнений

$$\delta\hat{U}_{u1} = \delta\hat{B}_1 \bar{l}_{\Gamma 01} \quad (2.86)$$

Из системы уравнений (2.86) независимо определяется вектор $\bar{l}_{\Gamma 0i}$:

$$\bar{l}_{\Gamma 0i} = (\delta\hat{B}_i^T \delta\hat{B}_i)^{-1} \delta\hat{B}_i^T \delta\hat{U}_{ui} \quad (2.87)$$

Чтобы решение (2.87) имело достаточно высокую точность, необходимо, чтобы хорошо обращалась матрица $\delta\hat{B}_i^T \delta\hat{B}_i$. Для этого необходимо накопить достаточно большое количество измерений. Так как все пары антенн могут находиться в разных условиях с точки зрения видимости общих НС, то условие обращаемости матрицы $\delta\hat{B}_i^T \delta\hat{B}_i$ может быть выполнено не для всех пар антенн. Но для определения начальной матрицы ориентации достаточно определить только два вектора $\bar{l}_{\Gamma 0i}$. Для этого из всех матриц $\delta\hat{B}_i^T \delta\hat{B}_i$ выбираем две с максимальным детерминантом и для них определяем два вектора $\bar{l}_{\Gamma 01}$ и $\bar{l}_{\Gamma 02}$ относительно ГСК в момент T_0 . Векторы $\bar{l}_{\Gamma 01}$ и $\bar{l}_{\Gamma 02}$ в ГСК соответствуют векторам \bar{l}_1 и \bar{l}_2 в ССК. Соответственно равны длины этих векторов и модули их векторных произведений:

$$|\bar{l}_1| = |\bar{l}_{\Gamma 01}|, |\bar{l}_2| = |\bar{l}_{\Gamma 02}|, |\bar{l}_1 \times \bar{l}_2| = |\bar{l}_{\Gamma 01} \times \bar{l}_{\Gamma 02}| \quad (2.88)$$

Пусть $\bar{l}_n = \bar{l}_1 \times \bar{l}_2$, $\bar{l}_{n0} = \bar{l}_{\Gamma 01} \times \bar{l}_{\Gamma 02}$.

Искомая матрица ориентации A_0^* преобразует векторы $\bar{l}_{\Gamma 01}, \bar{l}_{\Gamma 02}, \bar{l}_{n0}$ в векторы $\bar{l}_1, \bar{l}_2, \bar{l}_n$ по формуле:

$$(\bar{l}_1, \bar{l}_2, \bar{l}_n) = A_0^*(\bar{l}_{\Gamma 01}, \bar{l}_{\Gamma 02}, \bar{l}_{n0}) \quad (2.89)$$

Где в скобках стоят матрицы, столбцами которых являются соответствующие векторы.

Из соотношения (2.89) получим начальное приближение матрицы A_0^*

$$A_0^* = (\bar{l}_1, \bar{l}_2, \bar{l}_n)(\bar{l}_{\Gamma 01}, \bar{l}_{\Gamma 02}, \bar{l}_{n0})^{-1} \quad (2.90)$$

Полученную матрицу необходимо ортонормировать по формуле:

$$A_0^* = A_0^* + 0.5(A_0^{*-1T} - A_0^*) \quad (2.91)$$

Операцию ортонормирования желательно провести не менее двух раз.

Затем полученную по измерениям от двух пар антенн матрицу A_0^* необходимо уточнить по всем измерениям. Представим точную матрицу перехода от ГСК₀ в ССК₀ в виде:

$$A_0 = A_0^* \Delta A_0 \quad (2.92)$$

где $\Delta A_0 = \begin{pmatrix} 1 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 1 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 1 \end{pmatrix}$

Представим матрицу ΔA_0 в виде:

$$\Delta A_0 = E + \delta A_0 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix} \quad (2.93)$$

Тогда система уравнений (2.86) может быть представлена в виде:

$$\begin{aligned} \delta\hat{U}_{u1} - \delta\hat{B}_1 A_0^{*T} \bar{l}_1 &= \delta\hat{B}_1 \delta A_0^T A_0^{*T} \bar{l}_1 \\ \cdots & \\ \delta\hat{U}_{un} - \delta\hat{B}_n A_0^{*T} \bar{l}_n &= \delta\hat{B}_n \delta A_0^T A_0^{*T} \bar{l}_n \end{aligned} \quad (2.94),$$

где $\bar{l}_1 \dots \bar{l}_n$ векторы всех n пар антенн по которым были приведены измерения.

Матрица A_0^{*T} преобразует эти векторы в ГСК₀. Тогда система уравнений (2.94) будет иметь вид:

$$\begin{aligned} \delta\hat{U}_{u1} - \delta\hat{B}_1 \bar{l}_{\Gamma 01} &= \delta\hat{B}_1 \delta A_0^T \bar{l}_{\Gamma 01} \\ \cdots & \\ \delta\hat{U}_{un} - \delta\hat{B}_n \bar{l}_{\Gamma 0n} &= \delta\hat{B}_n \delta A_0^T \bar{l}_{\Gamma 0n} \end{aligned} \quad (2.95)$$

Введем матрицу и вектор:

$$\tilde{l}_i = \begin{pmatrix} 0 & l_{\Gamma 0i3} & -l_{\Gamma 0i2} \\ -l_{\Gamma 0i3} & 0 & l_{\Gamma 0i1} \\ l_{\Gamma 0i2} & -l_{\Gamma 0i1} & 0 \end{pmatrix}, \quad \bar{\varphi} = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix} \quad (2.96)$$

где $l_{\Gamma 0ij}$ - j -е компоненты вектора $\bar{l}_{\Gamma 0i}$;

$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – соответствующие компоненты матрицы δA_0 .

Легко убедиться, что

$$\delta A_0^T \bar{l}_{\Gamma 0i} = \tilde{l}_i \bar{\varphi} \quad (2.97)$$

Тогда систему уравнений (2.95) можно представить в виде:

$$\begin{aligned} \delta\hat{U}_{u1} - \delta\hat{B}_1\bar{l}_{\Gamma 01} &= \delta\hat{B}_1\tilde{l}_1\bar{\varphi} \\ \cdots & \\ \delta\hat{U}_{un} - \delta\hat{B}_n\bar{l}_{\Gamma 0n} &= \delta\hat{B}_n\tilde{l}_n\bar{\varphi} \end{aligned} \quad (2.98)$$

Введем обозначение:

$$\delta\tilde{U} = \begin{pmatrix} \delta\hat{U}_{u1} - \delta\hat{B}_1\bar{l}_{\Gamma 01} \\ \cdots \\ \delta\hat{U}_{un} - \delta\hat{B}_n\bar{l}_{\Gamma 0n} \end{pmatrix} \quad \delta\tilde{B} = \begin{pmatrix} \delta\hat{B}_1\tilde{l}_1 \\ \cdots \\ \delta\hat{B}_n\tilde{l}_n \end{pmatrix} \quad (2.99)$$

Тогда система уравнений (2.98) может быть представлена в виде:

$$\delta\tilde{U} = \delta\tilde{B}\bar{\varphi} \quad (2.100)$$

Уравнение (2.100) для n пар антенн и для одного момента времени. Так как $\bar{\varphi} = const$, для серии из m уравнений можно записать систему:

$$\begin{aligned} \delta\tilde{U}_1 &= \delta\tilde{B}_1\bar{\varphi} \\ \cdots & \\ \delta\tilde{U}_m &= \delta\tilde{B}_m\bar{\varphi} \end{aligned} \quad (2.101)$$

Введем обозначения:

$$\delta\tilde{U} = \begin{pmatrix} \delta\tilde{U}_1 \\ \vdots \\ \delta\tilde{U}_m \end{pmatrix} \quad \delta\tilde{B} = \begin{pmatrix} \delta\hat{B}_1 \\ \vdots \\ \delta\hat{B}_m \end{pmatrix} \quad (2.102)$$

Тогда система уравнений (2.101) примет вид:

$$\delta\tilde{U} = \delta\tilde{B}\bar{\varphi} \quad (2.103),$$

откуда ошибка матрицы A_0^* , полученная по всем измерениям, будет равна:

$$\bar{\varphi} = (\delta \tilde{B}^T \delta \tilde{B})^{-1} \delta \tilde{B}^T \delta \tilde{U}_n \quad (2.104)$$

По полученному вектору $\bar{\varphi}$ формируется матрица малого разворота ΔA и уточняется матрица A_0^* :

$$A_0^* = A_0^* \Delta A \quad (2.105)$$

После уточнения матрица A_0^* ортонормируется по алгоритму:

$$A_0^* = A_0^* + 0.5(A_0^{*-1T} - A_0^*) \quad (2.106)$$

Рассмотренный алгоритм в качестве измерений использует приращения первых разностей интегральных фаз и определяет трехмерный вектор ориентации $\bar{\varphi}$ по всем измерениям. Использовать в качестве измерений приращения первых разностей интегральных фаз можно только для синхронизированных приемников. В асинхронных приемниках приращения первых разностей содержат ошибки часов. Исключить эти ошибки можно, используя в качестве вектора измерений приращения вторых разностей интегральных фаз, хотя при этом несколько теряется точность определения ориентации.

Преимуществом рассмотренных двух интегральных методов определения ориентации по приращениям фазовых измерений является возможность определения ориентации без какого-либо нулевого приближения или начального знания ориентации КА. Недостатком методов является длительная сходимость решения и низкая точность, существенно зависящая от ошибок фазовых измерений. Основной составляющей этих ошибок являются переотражения сигналов НС от элементов конструкции КА. На рис. 2.10 для сравнения приведены графики

ошибок фазовых измерений для различной аппаратуры АСН, работающей в различных условиях.

Ошибки фазовых измерений могут быть сформированы, если известна матрица ориентации A_0 КА по формуле:

$$\Delta \bar{U}_{ij} = (\bar{U}_{uij} - B_{ij} \Gamma_j^T A_0^T \bar{l}_i) - \left| \bar{U}_{uij} - B_{ij} \Gamma_j^T A_0^T l_i \right|_\lambda \quad (2.107)$$

где $|x|_\lambda$ - означает целую часть числа x , взятую по модулю длины волны λ .

В данном случае $\Delta \bar{U}_{ij}$ представляет собой дробную часть соответствующего числа x , модуль которого меньше полдлины волны λ . В идеале, если ошибки фазовых измерений АСН равны 0, то $\Delta \bar{U}_{ij}=0$.

На рис. 2.10 а) приведен график ошибок фазовых измерений для модели АСН-К КА «Прогресс». Из приведенного графика следует, что ошибки фазовых измерений составляют 2-3 см. Некоторые всплески ошибок, обусловленные переотражениями, достигают 5-6 см. Но главное, что надо отметить - отсутствуют ошибки, достигающие величины полдлины волны λ .

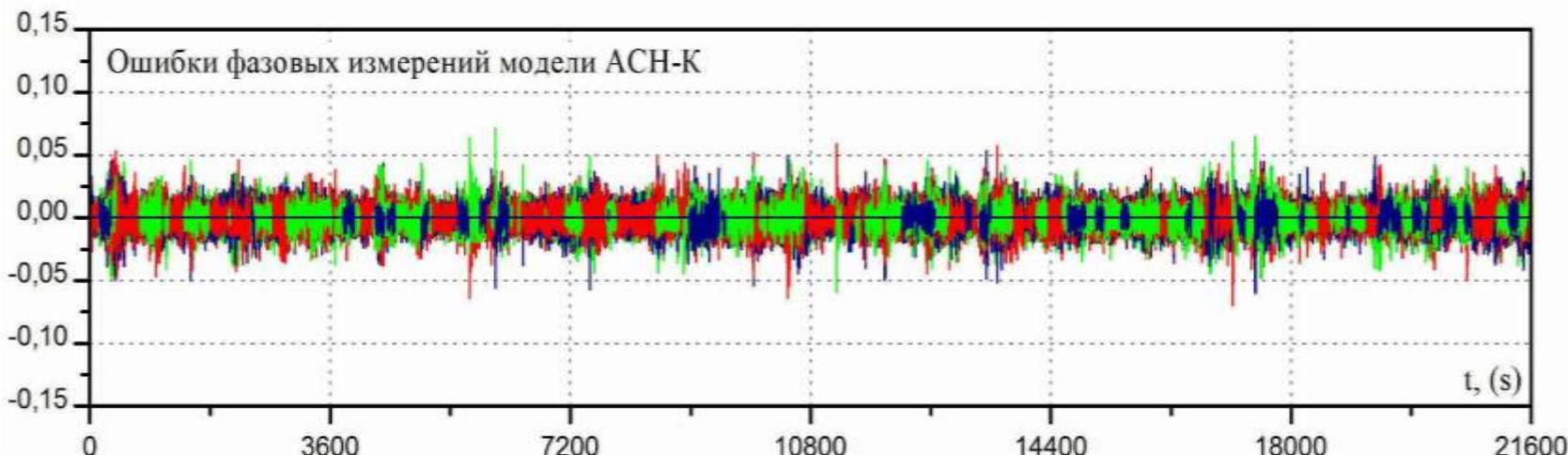


Рис. 2.10 а) График ошибок фазовых измерений для модели АСН-К КА «Прогресс»

Это означает, что для рассматриваемой модели может быть реализовано определение ориентации с раскрытием фазовой неопределенности.

Найденные фазы всех измерений могут устойчиво поддерживаться без перескока фазы, что обеспечит устойчивое определение ориентации с достаточно хорошей точностью.

На рис. 2.10 б) приведены ошибки фазовых измерений АСН-К, работающей в составе наземного стенда и принимающей сигналы реальных НС GPS на три антенны, установленные на крыше здания. Можно отметить, что в этом случае амплитуда ошибок фазовых измерений аналогична амплитуде фазовых измерений модели АСН-К с несколько меньшими всплесками ошибок, обусловленных переотражениями.

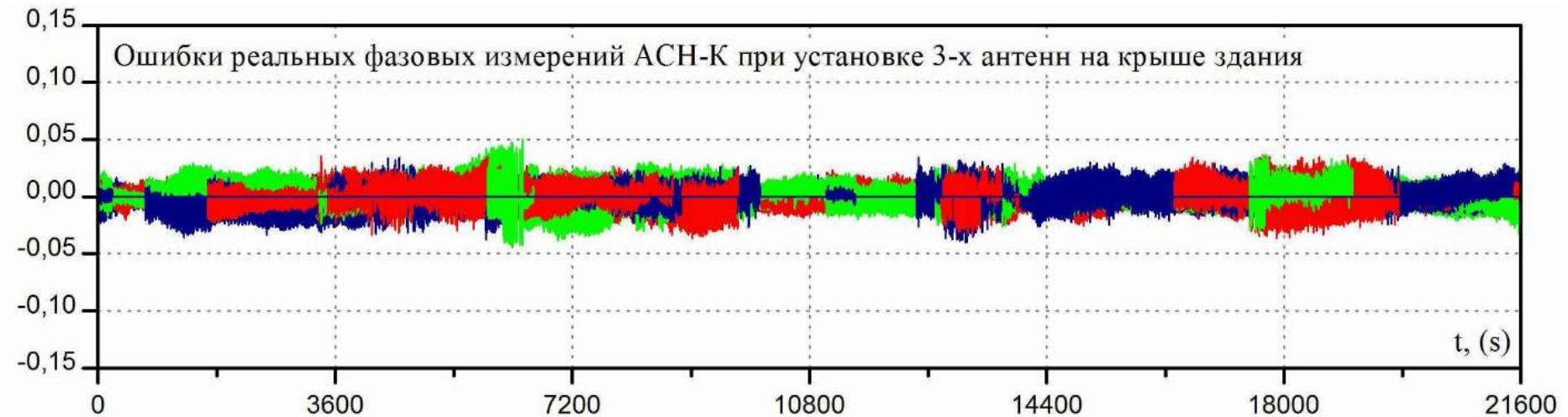


Рис. 2.10 б) ошибки фазовых измерений АСН-К, работающей в составе наземного стенда и принимающей сигналы реальных НС GPS на три антенны, установленные на крыше здания

Здесь, как и в предыдущем случае, фазовые ошибки не достигают полдлины волны λ , что дает уверенность в возможности устойчивого определения с достаточно высокой точностью ориентации платформы, на которой установлены антенны.

На рис. 2.10 в) приведены ошибки фазовых измерений АСН-К корабля «Прогресс», пристыкованного к МКС в торцевой части Служебного модуля Российского сегмента МКС. Приведенные графики показывают, что ошибки фазовых измерений АСН-К, работающей в составе МКС, существенно превышают ошибки модели АСН-К в предположении свободного полета корабля «Прогресс».

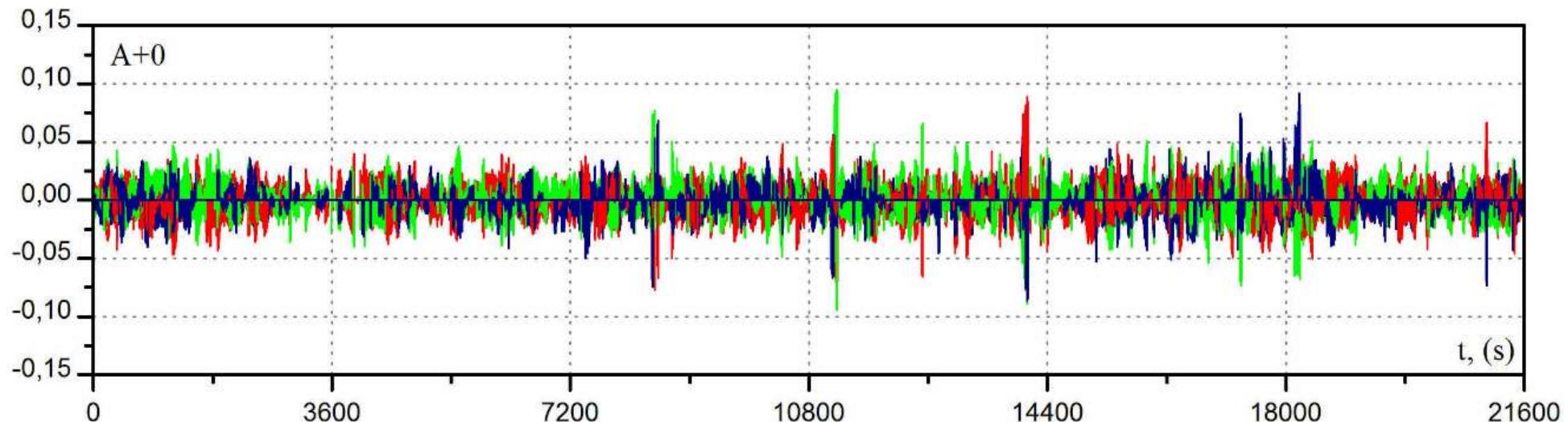


Рис. 2.10 в) Ошибки фазовых измерений АСН-К корабля «Прогресс», пристыкованного к МКС

Увеличение ошибок обусловлено, по-видимому, переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС. В большинстве своем ошибки фазы не превышают 5 см. Но периодически наблюдаются достаточно длительные по времени (200-300 сек) всплески, амплитуда которых превышает полдлины волн λ . Эти всплески обусловлены переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС. Их наличие может приводить к сбоям слежения за фазой, и, соответственно, к значительному снижению точности ориентации.

На рис. 2.10 г) приведены ошибки фазовых измерений АСН-М МКС, полученные во время летного эксперимента, когда основные источники переотражений, солнечные батареи

американского сегмента МКС установлены в специальное положение, минимизирующее переотражения сигналов НС.

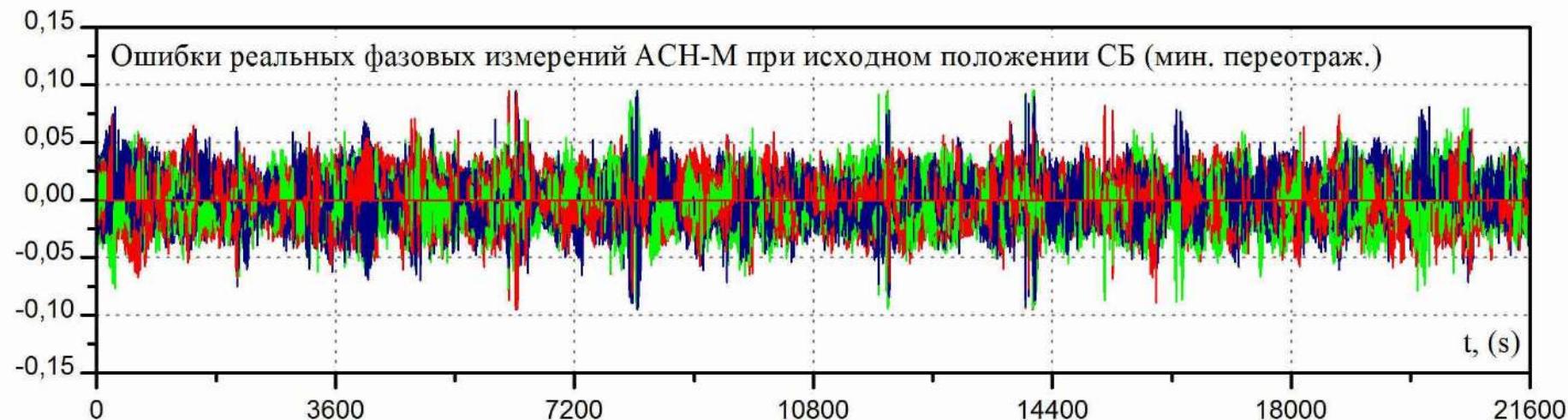


Рис. 2.10 г) ошибки фазовых измерений АСН-М МКС, полученные во время летного эксперимента, когда основные источники переотражений, СБ американского сегмента МКС, установлены в специальное положение, минимизирующее переотражения сигналов НС

Сравнивая графики 2.10 г) и в), можно отметить, что амплитуда фазовых ошибок АСН-М в рассматриваемом случае аналогична амплитуде фазовых ошибок АСН-К корабля «Прогресс», пристыкованного к МКС. Здесь также ошибки фазы в основном не превышают 5 см и также наблюдаются длительные по времени всплески, амплитуда которых превышает полдлины волны λ . Их наличие, также, как и в предыдущем случае, может приводить к сбоям слежения за фазой и снижению точности определения ориентации.

На рис. 2.10 д) приведены ошибки фазовых измерений АСН-М МКС, полученных во время летного эксперимента, в котором СБ находились в рабочем положении, что соответствует условиям формирования максимальных переотражений. Из приведенных графиков следует, что ошибки фазовых измерений в большинстве своем имеют амплитуду 6-7 см, и значительное число ошибок по амплитуде превышает полдлины волны λ .

Обеспечить в таких условиях непрерывное отслеживание фазы сигнала представляется затруднительным, соответственно проблему представляет решение задачи ориентации с высокой точностью. Однако и здесь могут быть реализованы рассмотренные выше интегральные методы определения ориентации не по фазе, а по приращению фазы. Большие ошибки фазовых измерений при реализации этих методов приводят к увеличению ошибок определения ориентации, но принципиально позволяют решить задачу.

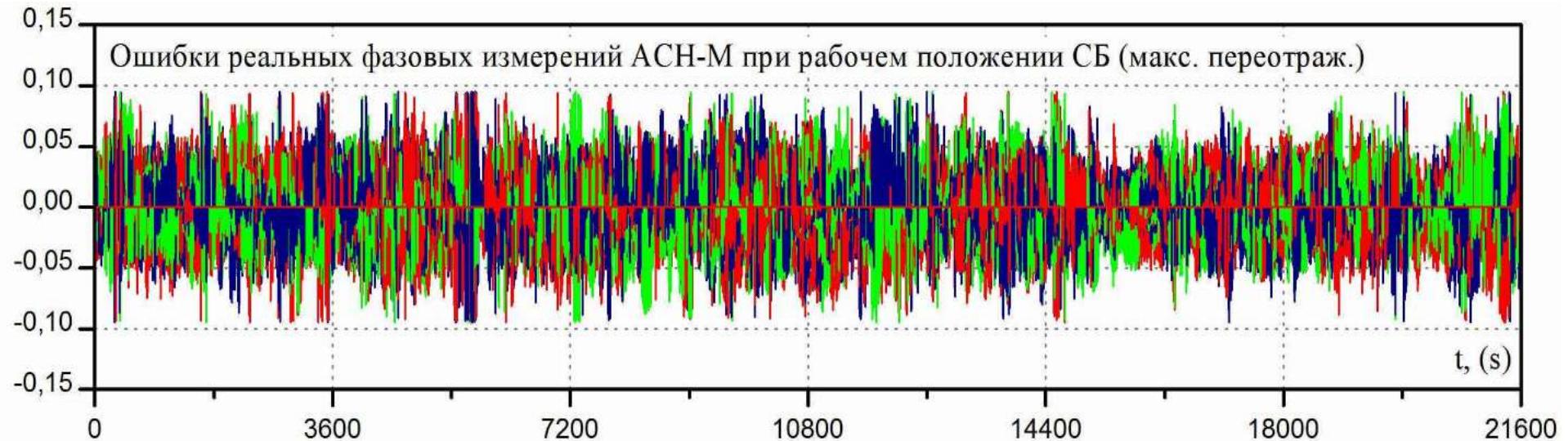


Рис. 2.10 д) ошибки фазовых измерений АЧН-М МКС, полученных во время летного эксперимента, в котором СБ находились в рабочем положении, что соответствует условиям формирования максимальных переотражений

Выше мы рассмотрели два интегральных метода определения начального приближения ориентации с использованием БИНС из положения, когда начальная ориентация вообще неизвестна. Первый метод не накладывает никаких ограничений на угловое движение КА, определенным образом накапливает информацию и определяет девять компонент матрицы ориентации $A_{иск}$ бинс-сск. Он может использоваться как для синхронных, так и для асинхронных приемников АЧН. В первом случае в качестве вектора измерений используется вектор приращений первой разности интегральных фаз, во втором – вектор приращений вторых разностей интегральных фаз.

Второй метод требует на этапе накопления информации стабилизировать КА на ДУС в ИСК. Однако в этом методе по накопленной информации определяется трехмерный вектор ошибки ориентации $\bar{\varphi}$, по которому на каждом шаге может уточняться формируемая матрица $A_{иск}$ бинс-сск. Этот метод позволяет повысить точность определения ориентации за счет уменьшения размерности искомого вектора. Также как и первый метод, он позволяет определять начальную ориентацию в случае использования синхронных и асинхронных приемников. Для синхронных приемников осуществляется накопление приращений первой разности интегральных фаз, для асинхронных приемников – вторых разностей. Во всех случаях обеспечивается разная точность определения начального приближения матрицы ориентации и требуется разное время накопления информации. Для выбора наилучшего алгоритма формирования начальной оценки матрицы ориентации из произвольного положения КА и оценки длительности определения этой матрицы для всех представленных на рис. 2.10 вариантов векторов измерений АСН проведено сравнение рассмотренных алгоритмов и определены их точностные и динамические характеристики.

Для модели АСН-К, установленной на КА «Прогресс» в автономном полете, ошибки фазовых измерений которых представлены на рис. 2.4 а), проведено сравнение трех вариантов алгоритмов определения матрицы начальной ориентации:

- формирование по первым разностям интегральных фаз девятимерного вектора ориентации;
- формирование по вторым разностям интегральных фаз трехмерного вектора ориентации;
- формирование по первым разностям интегральных фаз трехмерного вектора ориентации.

Графики текущих ошибок определения ориентации $\Delta\varphi_x$, $\Delta\varphi_y$, $\Delta\varphi_z$ относительно известной точной матрицы ориентации приведены на рис. 2.11.

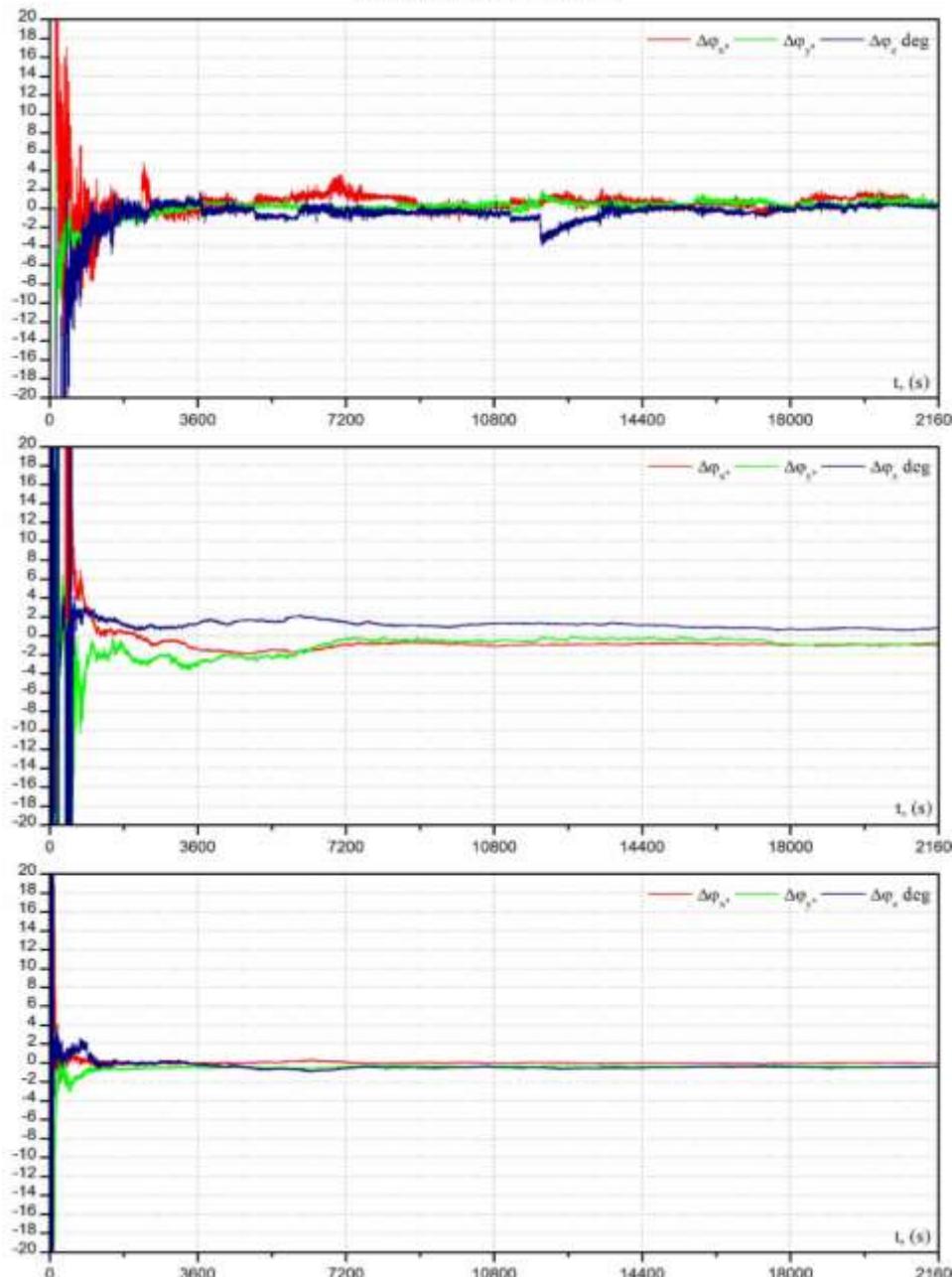


Рис. 2.11 Графики текущих ошибок определения ориентации для моделируемых измерений АСН-К, установленной на КА «Прогресс» для метода определения девятимерного вектора ориентации по первым разностям интегральных фаз, метода определения трехмерного вектора ориентации по вторым разностям интегральных фаз, метода определения трехмерного вектора ориентации по первым разностям интегральных фаз.

Из приведенных графиков следует, что первые два метода в установившемся состоянии обеспечивают определение ориентации с точностью $1\text{--}2^\circ$. Время накопления данных и выхода в установившееся состояние ~ 30 мин. Наилучший результат дает метод формирования по первым разностям интегральных фаз трехмерного вектора ориентации. Точность ориентации 2° обеспечивается через 5 мин. после начала накопления измерений. Через 20 мин. после начала измерений система переходит в установившее состояние с точностью ориентации $\sim 0,5^\circ$.

Аналогичные результаты демонстрируют данные летных испытаний, полученные по измерениям АСН-К корабля «Прогресс», пристыкованного к МКС. На рис. 2.12 приведены графики ошибок матрицы ориентации, полученной путем формирования по первым разностям интегральных фаз девятимерного вектора ориентации (нижний график). Из приведенных графиков также следует, что лучшим из трех рассмотренных методов является метод формирования трехмерного вектора ориентации по приращениям первых разностей интегральных фаз. В данном случае процесс накопления измерений длился 30 мин., после чего точность сформированной матрицы ориентации составляла $\sim 5^\circ$. Через час система пришла к установившемуся состоянию с точностью $\sim 2^\circ$.

Сравнивая результаты определения ориентации по реальным измерениям и на модели, можно отметить, что на модели длительность начального определения составляла ~ 5 мин, после чего была обеспечена точность ориентации $\sim 2^\circ$, и через 20 мин. система пришла к установившемуся состоянию с точностью ориентации $\sim 0,5^\circ$. Существенные различия обусловлены тем, что определение ориентации при моделировании осуществлялось в окрестности орбитальной ориентации КА при большом количестве общих НС для задействованных трех пар антенн, а в процессе летного эксперимента КА был отклонен от ОСК

на $\sim 50^\circ$, из-за чего существенно уменьшилось число общих НС, задействованных для определения ориентации.

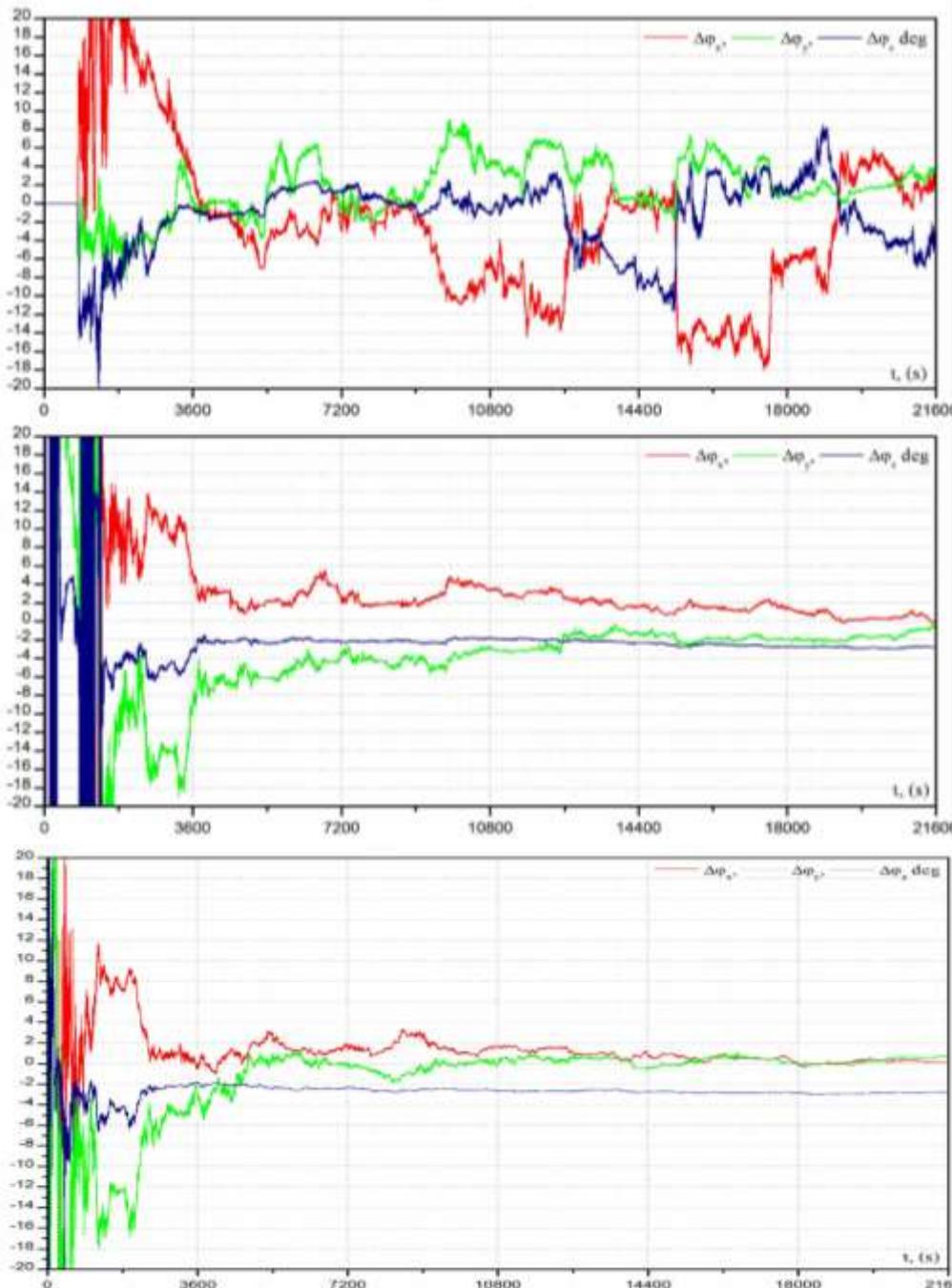


Рис. 2.12 Графики ошибок матрицы ориентации, полученной по измерениям АСН-К корабля «Прогресс», пристыкованного к МКС, путем формирования по первым разностям интегральных фаз девятимерного вектора ориентации (верхний график), по вторым разностям интегральных фаз трехмерного вектора ориентации (средний график), по первым разностям интегральных фаз трехмерного вектора ориентации (нижний график).

На рис. 2.13 приведены графики числа общих пар НС, измерения которых используются для определения ориентации в летном эксперименте и на модели АСН-К. Приведенные графики показывают, что число общих НС в летном эксперименте в среднем было меньше числа общих НС при моделировании в 2,5 раза. Чтобы устранить влияние разных условий видимости НС на результаты сравнения модели с реальными измерениями, было проведено моделирование в условиях аналогичных условиям летного эксперимента:

- в модель был установлен альманах *GPS*, соответствующий реальному альманаху во время эксперимента;
- в модели была задана орбита и ориентация КА аналогичная орбите и ориентации во время эксперимента.

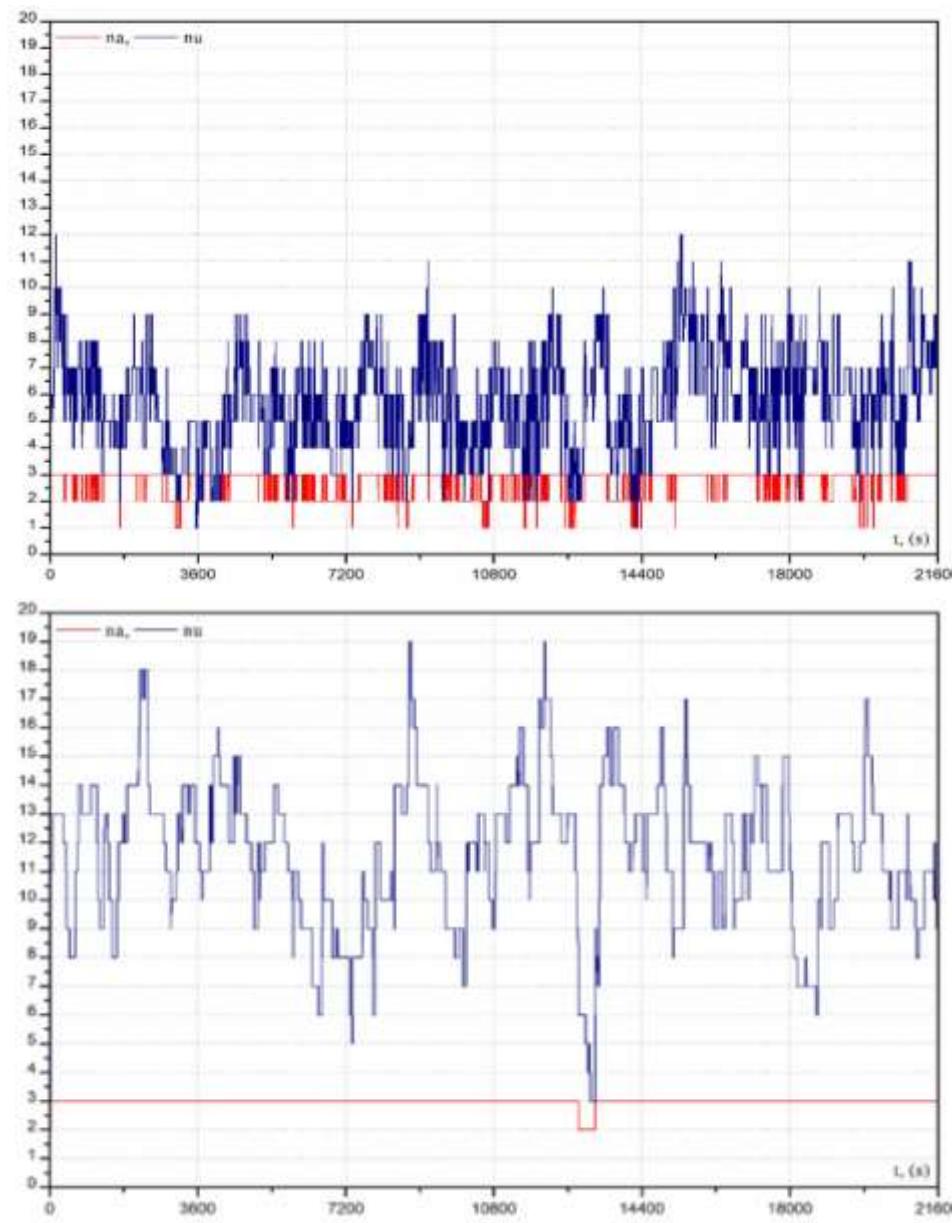


Рис. 2.13 Графики числа общих пар НС, измерения которых используются для определения ориентации в летном эксперименте (верхний график) и на модели АЧН-К (нижний график).

На рис. 2.14 приведен график числа общих пар НС, используемых для определения ориентации. Сравнивая этот график с верхним графиком рис. 2.14 можно сделать вывод о том, что число общих пар НС в модели в среднем соответствует числу общих пар НС в летном эксперименте, то есть, моделирование проведено для тех же условий видимости спутников, что и в летном эксперименте. Для одних и тех же условий видимости интересно сравнить время схождения решения и точности установившихся решений для модели и летного эксперимента.

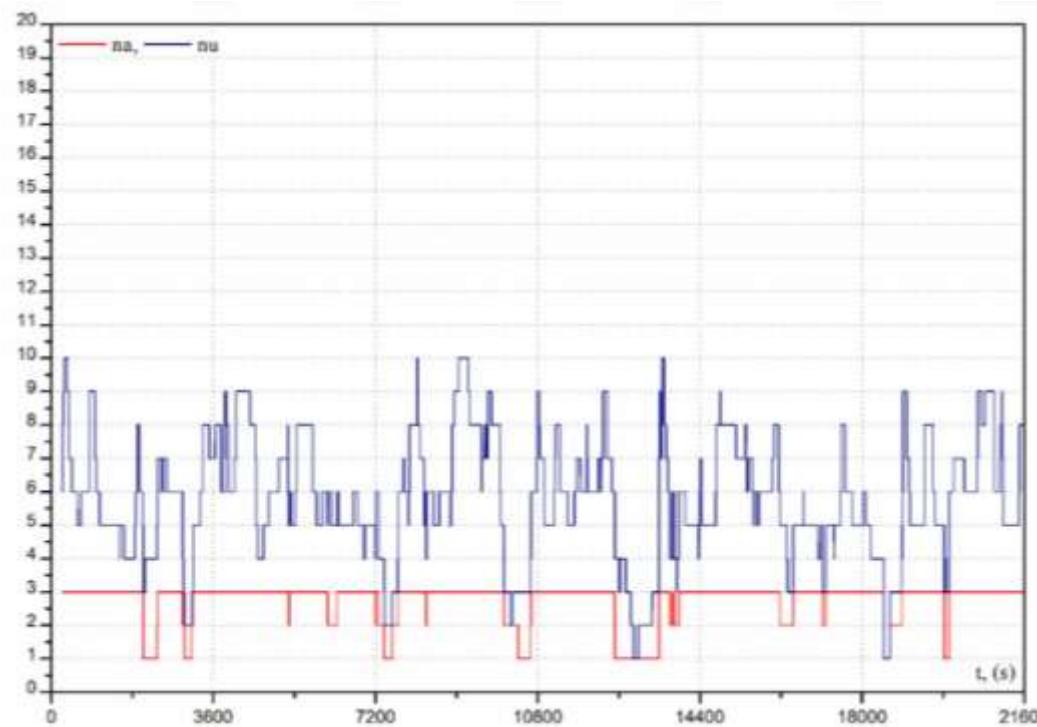


Рис. 2.14 график числа общих пар НС, используемых для определения ориентации.

На рис. 2.15 приведены графики ошибок ориентации $\Delta\varphi_x$, $\Delta\varphi_y$, $\Delta\varphi_z$ для модели в условиях видимости НС, соответствующих летному эксперименту. Сравнивая эти графики с соответствующими графиками рис. 2.12, можно сделать вывод, что время схождения решения

(до уровня 2°) как на модели, так и в реальности составляет ~ 1 час, тогда как в условиях орбитальной ориентации это время на модели составляло 5-7 мин. На интервале сходимости ошибки оценки ориентации, полученные на модели, примерно совпадают с реальными ошибками ориентации. В установившемся состоянии ошибки модели значительно (в ~ 3 раза) меньше реальных ошибок, что, по-видимому, обусловлено несимметричностью реальных переотражений, тогда как моделируемые переотражения симметричны и на значительном интервале времени их средние значения близки к нулю.

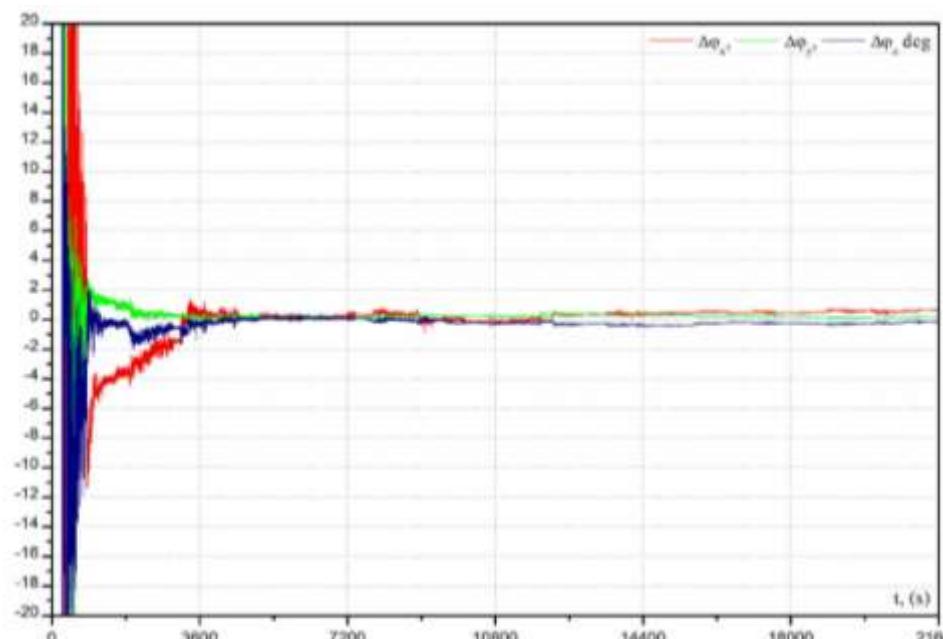


Рис. 2.15 График ошибок ориентации $\Delta\phi_x$, $\Delta\phi_y$, $\Delta\phi_z$ для модели в условиях видимости НС, соответствующих летному эксперименту.

После определения начального приближения оценки матрицы ориентации A_0^* в режиме стабилизации КА на ДУС можно переходить к произвольному угловому движению КА с непрерывным формированием матрицы перехода от ИСК БИНС к ССК.

2.6 Интегральный метод определения ориентации КА по приращениям первых разностей интегральных фаз с формированием трехмерного вектора ориентации

Рассмотренный в предыдущем разделе интегральный метод определения ориентации КА по приращениям первых разностей интегральных фаз с формированием трехмерного вектора $\bar{\varphi}$ уточнения ориентации требует стабилизация КА на ДУС в течение некоторого времени (5-10 мин). За это время формируется матрица оценки ориентации A_0^* с некоторой точностью. Точность увеличивается по мере накопления измерений. Однако нет необходимости длительное время уточнять матрицу A_0^* , находясь в режиме стабилизации на ДУС. После формирования матрицы начального приближения с точностью $\sim 5^\circ$ можно выполнять произвольное угловое движение КА с формированием по измерениям БИНС матрицы I перехода от ИСК БИНС к ССК. В процессе этого углового движения матрица A_0^* будет непрерывно уточняться по измерениям БИНС и за 5-10 минут выйдет на установившееся значение точности, которое для кораблей «Союз» и «Прогресс», находящихся в автономном полете, составляет $\sim 1^\circ$. Следует отметить, что такой точности оказывается достаточно для решения большинства технических задач КА. Поэтому данный метод может рассматриваться и как метод непрерывного определения ориентации по измерениям АСН. Его преимуществом является то, что во-первых - он является интегральным, и его точность не зависит от локальных ошибок измерений АСН, во-вторых, его устойчивость не зависит от переотражений сигналов НС от элементов конструкции КА, в-третьих, он не зависит от перескоков фазы через полдлины волны несущего сигнала, приводящих к потере слежения за фазой и в-четвертых, благодаря

БИНС данный метод допускает длительное пропадание измерений без потери точности ориентации. Рассмотрим реализующие этот метод алгоритмы и его характеристики.

Пусть в течение времени t_m мы находились в режиме стабилизации КА на БИНС и осуществляли определение нулевого приближения матрицы A_0^* . В процессе стабилизации КА матрица БИНС $I=E$. После формирования матрицы A_0^* с заданной начальной точностью начинается угловое движение КА и матрица I перестает быть единичной. Рассмотрим изменения в алгоритме формирования матрицы A_0^* , которые нужно произвести после начала углового движения КА.

Уравнение (2.80), связывающее фазовые измерения АСН в текущий момент времени с искомой матрицей ориентации A_0 имеет вид:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = B_i \Gamma^T A_0^T I^T \bar{l}_i \quad (2.108),$$

где индекс i означает принадлежность измерений на i -й паре антенн. В правой части уравнения переменными являются матрицы B_i и Γ , а матрицы A_0 , I и вектор \bar{l}_i являются постоянными. Поэтому приращение интегральной фазы на j -й секунде определяется выражением:

$$\delta U_{uj} = \delta(B_{ij} \Gamma_j^T) A_0^T I^T \bar{l}_i \quad (2.109)$$

Для определения матрицы A_0^T по серии измерений в процессе стабилизации КА для каждой пары антенн копятся следующие матрица и вектор:

$$W_i = \sum_{j=1}^m \delta(\Gamma_{ij} B_{ij}^T) \cdot \delta(B_{ij} \Gamma_j^T) \quad (2.110)$$

$$P_i = \sum_{j=1}^m \delta(\Gamma_{ij} B_{ij}^T) \cdot \delta U_{uij}$$

По накопленным W_i и P_i в соответствии с алгоритмами (2.87) – (2.106) формируется матрица A_0^* . После окончания стабилизации КА в ИСК матрица I становится переменной. Поэтому переход от уравнения (2.108) к уравнению (2.109) неверен. Но после серии из m измерений становится известной оценка матрицы ориентации A_0^* . Поэтому для серии из m измерений можно записать систему уравнений (2.108) в виде:

$$\bar{U}_{uij} - \bar{U}_{0i} - B_{ij} \Gamma_j^T A_0^{*\text{T}} I_j^T \bar{l}_i = B_{ij} \Gamma_j^T \delta A^T A_0^{*\text{T}} I_j^T \bar{l}_i \quad (2.111)$$

где $\delta A_j = \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix}$ - матрица ошибок оценки A_0^* , которую требуется уточнять по последующим измерениям.

Введем обозначения:

$\hat{l}_{ij} = A_0^{*\text{T}} I_j^T \bar{l}_i$ - переменный трехмерный вектор, где i – номер пары антенн, j – момент времени.

$\tilde{l}_{ij} = \begin{pmatrix} 0 & l_{ij3} & -l_{ij2} \\ -l_{ij3} & 0 & l_{ij1} \\ l_{ij2} & -l_{ij1} & 0 \end{pmatrix}$ - матрица из соответствующих компонент вектора \hat{l}_{ij} .

$$\bar{\varphi} = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix} - \text{вектор из соответствующих компонент матрицы } \delta A \quad (2.112)$$

$\bar{U}_{ij}^* = B_{ij} \Gamma_j^T A_0^T I_j^T \bar{l}_i$ - оценка вектора измерения.

Легко показать, что

$$\delta A_j^T \hat{l}_{ij} = \tilde{l}_{ij} \bar{\varphi} \quad (2.113)$$

С учетом (2.112) и (2.113) уравнение (2.111) примет вид:

$$\bar{U}_{uij} - \bar{U}_{0i} - \bar{U}_{ij}^* = B_{ij} \Gamma_j^T \tilde{l}_{ij} \bar{\varphi} \quad (2.114)$$

Вычтя из $j+1$ -го уравнения j -ое, получим уравнение для уточнения ориентации в приращениях, в котором отсутствует неизвестная константа \bar{U}_{0i}

$$\delta \bar{U}_{uij} - \delta \bar{U}_{ij}^* = \delta B_{ij} \bar{\varphi} \quad (2.115),$$

$$\begin{aligned} \delta \bar{U}_{uij} &= \bar{U}_{uij+1} - \bar{U}_{uij} \\ \delta \bar{U}_{ij}^* &= B_{ij+1} \Gamma_{j+1}^T A_0^{*T} I_{j+1} \bar{l}_i - B_{ij} \Gamma_j^T A_0^{*T} I_j \bar{l}_i \\ \delta B_{ij} &= B_{ij+1} \Gamma_{j+1}^T \tilde{l}_{ij+1} - B_{ij} \Gamma_j^T \tilde{l}_{ij} \end{aligned} \quad (2.116)$$

Введем обозначения:

$$\delta \tilde{U}_j = \begin{pmatrix} \delta \bar{U}_{u1j} \\ \vdots \\ \delta \bar{U}_{unj} \end{pmatrix} \quad \delta \tilde{U}_j^* = \begin{pmatrix} \delta \bar{U}_{1j}^* \\ \vdots \\ \delta \bar{U}_{nj}^* \end{pmatrix} \quad \delta \tilde{B}_j = \begin{pmatrix} \delta B_{1j} \\ \vdots \\ \delta B_{nj} \end{pmatrix}$$

Тогда для j -го момента для всех n пар антенн получим уравнение для уточнения ориентации:

$$\delta \tilde{U}_j - \delta \tilde{U}_j^* = \delta \tilde{B}_j \bar{\varphi} \quad (2.117)$$

Для серии из $m+1$ -го измерения получим систему уравнений:

$$\begin{aligned} \delta \tilde{U}_1 - \delta \tilde{U}_1^* &= \delta \tilde{B}_1 \bar{\varphi} \\ \cdots &\cdots \\ \delta \tilde{U}_m - \delta \tilde{U}_m^* &= \delta \tilde{B}_m \bar{\varphi} \\ \delta \tilde{U}_{m+1} - \delta \tilde{U}_{m+1}^* &= \delta \tilde{B}_{m+1} \bar{\varphi} \end{aligned} \quad (2.118)$$

Напомним, что в течение m измерений КА находился в режиме стабилизации и матрица БИНС I была константой. По серии из m измерений была определена матрица A_0^* и сформированы векторы $\delta \tilde{U}_1^* \dots \delta \tilde{U}_m^*$, а также вектор $\delta \tilde{U}_{m+1}^*$. Неизвестный вектор $\bar{\varphi}$ уточняется по $m+1$ -му измерению. Из (2.118) получим оценку вектора уточнения ориентации $\bar{\varphi}^*$. Введем вектор P и матрицу W

$$\begin{aligned} \bar{P}_{m+1} &= \left(\sum_{j=1}^m \delta \tilde{B}_j^T \cdot \delta \tilde{U}_j - \sum_{j=1}^m \delta \tilde{B}_j^T \cdot \delta \tilde{U}_j^* \right) + \delta B_{m+1}^T (\delta \tilde{U}_{m+1} - \delta \tilde{U}_{m+1}^*) \\ W_{m+1} &= \sum_{j=1}^m \delta \tilde{B}_j^T \delta \tilde{B}_j + \delta \tilde{B}_{m+1}^T \delta \tilde{B}_{m+1} \end{aligned} \quad (2.119)$$

Так как оценка матрицы A_0^* получена по m измерениям, то легко показать, что суммы, стоящие в правой части первого равенства (2.119) равны между собой. Поэтому вектор \bar{P}_{m+1} определяется только по $m+1$ -му измерению:

$$\bar{P}_{m+1} = \delta B_{m+1}^T (\delta \tilde{U}_{m+1} - \delta \tilde{U}_{m+1}^*) \quad (2.120)$$

Матрица W_{m+1} определяется по всем измерениям, выполненным как по m измерениям в процессе стабилизации КА, так и в процессе последующего выполнения разворотов (по $m+1$ и последующим измерениям).

На интервале стабилизации матрица W_i копится по алгоритму (2.119):

$$W_{i+1} = \sum_{j=1}^i \delta \tilde{B}_j^T \delta \tilde{B}_i + \delta \tilde{B}_{j+1}^T \delta \tilde{B}_{i+1} = W_i + \delta \tilde{B}_{j+1}^T \delta \tilde{B}_{i+1} \quad (2.121)$$

Однако для формирования матрицы $\delta \hat{B}_{i+1}$ необходимо знать матрицу A_0^* , которая на этом интервале еще не сформировалась с достаточной точностью. Поэтому алгоритмы накопления матрицы W_i и вектора P_i имели вид:

$$\begin{aligned} W_{ij+1} &= W_{ij} + \Gamma_{j+1} B_{ij+1}^T B_{ij+1} \Gamma_{j+1}^T \\ \bar{P}_{ij+1} &= \bar{P}_{ij} + \Gamma_{j+1} B_{ij+1}^T \delta \bar{U}_{ij+1} \end{aligned} \quad (2.122)$$

Алгоритм (2.122) работает до конца стабилизации. При переходе к $m+1$ шагу вектор P_{jm} обнуляется, а матрица W_{im} преобразуется по алгоритму:

$$W_{in} = \bar{l}_i^T A_0^* W_{in} A_0^{*T} \bar{l}_i^T \quad (2.123)$$

Для того, чтобы алгоритмы (2.119) и (2.120) могли работать без ограничения по времени, целесообразно ввести в фильтр постоянную времени фильтрации T , которой соответствует константа λ :

$$\lambda = \frac{T}{T+1} \quad (2.124)$$

Тогда на этапе стабилизации КА и определения начальной оценки матрицы A_0^* алгоритм (2.122) будет иметь вид:

$$\begin{aligned}\bar{P}_{ij+1} &= \lambda^2 \bar{P}_{ij} + \Gamma_{j+1} B_{ij+1}^T \delta \bar{U}_{ij+1} \\ W_{ij+1} &= \lambda^2 W_{ij} + \Gamma_{j+1} B_{ij+1}^T B_{ij+1} \Gamma_{j+1}\end{aligned}\quad (2.125)$$

После завершения стабилизации и формирования матрицы A_0^* формируется матрица $W_{im} = l_i^T A_0^* W_{i1} A_0^{*T} l_i^T$. Затем на каждом шаге формируются векторы $\delta \tilde{U}_{i+1}^*$, \bar{P}_{i+1} и матрица W_{m+1} по алгоритмам:

$$\begin{aligned}\delta \bar{U}_{im}^* &= B_{im+1} \Gamma_{m+1}^T B_{im+1} A_0^{*T} I_{m+1} \bar{l}_i - \Gamma_m^T B_{im} A_0^* I_{m+1} \bar{l}_i \\ \bar{P}_{m+1} &= \delta B_{m+1}^T (\delta \bar{U}_{m+1} - \delta \bar{U}_{m+1}^*) \\ W_{m+1} &= \lambda^2 W_m + \delta \tilde{B}_{m+1}^T \delta \tilde{B}_{m+1}\end{aligned}\quad (2.126)$$

Далее алгоритм (2.126) может реализовываться бесконечно долго. Он устойчив и его устойчивость слабо зависит от переотражений сигналов НС от элементов конструкции КА. Сказанное демонстрируют графики ошибок ориентации модели корабля «Прогресс», приведенные на рис. 2.14 и 2.15, а также графики ошибок ориентации, полученные по летным данным АСН-К, приведенным на рис. 2.12. Дальнейшее повышение точности может быть достигнуто путем раскрытия фазовой неопределенности в измерениях АСН.

2.7 Определение ориентации КА по одномоментным измерениям АСН при известной начальной оценке ориентации

Рассмотренный выше интегральный метод определения вектора ориентации $\bar{\varphi}$ по приращениям интегральных фаз позволяет определять ориентацию КА из произвольного углового положения и с достаточно высокой точностью. Однако раскрытие фазовой неопределенности позволяет обеспечить более высокую точность определения ориентации. В разделе 2.4 был рассмотрен метод раскрытия фазовой неопределенности по одномоментному измерению. Этот метод хорошо работает при малых фазовых возмущениях измерений АСН. Однако решить эту задачу для реальных измерений АСН-К, к сожалению, не получилось – из-за больших фазовых ошибок и «перескока» фазы через полдлины волны с большой вероятностью происходило формирование ложных решений при формировании «векторов - претендентов», что приводило к неправильному определению ориентации.

Однако, если начальная ориентация известна, то раскрытие фазовой неопределенности существенно упрощается. Предположим, что используя рассмотренный выше интегральный метод определения ориентации КА по приращениям первых разностей интегральных фаз мы определили матрицу A_0^* с ошибкой ΔA . Тогда для истинной матрицы ориентации A переходя от ГСК к ССК можно записать равенство

$$A = A^* \Delta A \quad (2.127)$$

Матрица ΔA является матрицей малых разворотов и может быть представлена в виде:

$$\Delta A = \begin{pmatrix} 1 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 1 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 1 \end{pmatrix} = E_3 + \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix} = E_3 + \delta A, \quad (2.128)$$

где $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ - малые углы разворота, определяющие ошибку начальной оценки ориентации.

С учетом равенства (2.128) уравнение (2.14) может быть представлено в виде:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = B_i A^{*T} \bar{l}_i + B_i \delta A^T A^{*T} \bar{l}_i. \quad (2.129)$$

При достаточно точной оценке ориентации КА последнее слагаемое правой части равенства (2.129) представляет собой вектор, каждая компонента которого по модулю меньше половины длины волны λ_0 . Тогда вектор констант \bar{U}_0 будет равен:

$$\bar{U}_{0i} = \left| \bar{U}_{ui} - B_i A^{*T} \bar{l}_i \right|_{\lambda}, \quad (2.130)$$

где $\left| \bar{a} \right|_{\lambda}$ означает округление каждой компоненты вектора \bar{a} до ближайшего целого по длине волны λ_0 .

С учетом равенства (2.130) уравнение (2.129) примет следующий вид:

$$\bar{U}_{ui} - B_i A^{*T} \bar{l}_i - \left| \bar{U}_{ui} - B_i A^{*T} \bar{l}_i \right|_{\lambda} = B_i \delta A^T A^{*T} \bar{l}_i \quad (2.131)$$

Левая часть уравнения (2.131) представляет собой вектор размерности r . Каждая компонента этого вектора по модулю заведомо меньше полдлины волны λ_0 . Неизвестной в этом уравнении является матрица δA . Для того, чтобы уравнение (2.131) решилось правильно, необходимо, чтобы матрица начального приближения A^* была достаточно точной. Формально это требование определяется следующим образом:

пусть

$$\delta\tilde{U}_{ui} = \bar{U}_{ui} - B_i A^{*T} \bar{l}_i - |\bar{U}_{ui} - B_i A^{*T} \bar{l}_i| \quad (2.132)$$

Каждая компонента вектора $\delta\tilde{U}_{ui}$ по модулю должна быть меньше $0,5 \lambda_0$ для всех пар антенн.

С учетом обозначений (2.132) уравнение (2.131) можно записать в виде:

$$\delta\tilde{U}_{ui} = B_i \delta A^T A^{*T} \bar{l}_i \quad (2.133)$$

Введем обозначения:

$$\bar{b}_i = A^{*T} \bar{l}_i,$$

тогда уравнение (2.133) примет вид:

$$\delta\tilde{U}_{ui} = B_i \delta A^T \bar{b}_i \quad (2.134)$$

Введем матрицу и вектор:

$$\tilde{b}_i = \begin{pmatrix} 0 & b_{i3} & -b_{i2} \\ -b_{i3} & 0 & b_{i1} \\ b_{i2} & -b_{i1} & 0 \end{pmatrix} \bar{\varphi} = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix}, \quad (2.135)$$

где b_{ij} – компоненты вектора \bar{b}_i .

$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – соответствующие компоненты матрицы δA_0 .

Легко показать справедливость равенства:

$$\delta A_0^T \bar{b}_i = \tilde{b}_i \bar{\varphi} \quad (2.136)$$

С учетом равенства (2.136) уравнение (2.134) примет вид:

$$\delta\tilde{U}_{ui} = B_i \tilde{b}_i \bar{\varphi} \quad (2.137)$$

Напомним, что индекс i означает номер пары антенн АСН, по измерениям от которых выполняется определение ориентации. Для n пар антенн запишем систему уравнений:

$$\begin{aligned} \delta\tilde{U}_{u1} &= B_1 \tilde{b}_1 \bar{\varphi}; \\ \dots\dots\dots & \\ \delta\tilde{U}_{un} &= B_n \tilde{b}_n \bar{\varphi}. \end{aligned} \tag{2.138}$$

Введем вектор и матрицу:

$$\tilde{U} = \begin{pmatrix} \delta\tilde{U}_{u1} \\ \dots \\ \delta\tilde{U}_{un} \end{pmatrix}; \tilde{B} = \begin{pmatrix} B_1 \tilde{b}_1 \\ \dots \\ B_n \tilde{b}_n \end{pmatrix}. \tag{2.139}$$

Тогда система уравнений (2.139) представится в виде:

$$\tilde{U} = \tilde{B} \bar{\varphi}. \tag{2.140}$$

В уравнении (2.140) известны вектор \tilde{U} и матрица \tilde{B} , неизвестным является вектор $\bar{\varphi}$. Оптимальная оценка вектора $\bar{\varphi}$ имеет вид:

$$\bar{\varphi}^* = (\tilde{B}^T \tilde{B})^{-1} \tilde{B}^T \tilde{U} \tag{2.141}$$

Вектор $\bar{\varphi}^*$ может быть определен, если выполняется условие:

$$\det(\tilde{B}^T \tilde{B})^{-1} \neq 0 \tag{2.142}$$

Алгоритм (2.141) обеспечивает формирование оценки $\bar{\varphi}^*$ по измерениям на одной секунде. Это так называемое определение ориентации по одномоментным измерениям. Необходимым условием для выполнения соотношения (2.142) является формирование

измерений как минимум от трёх антенн и как минимум от двух НС. Преимуществом этого алгоритма является его автономность: для его реализации не требуются какие-либо предыдущие измерения АСН. Однако это же и является причиной низкой точности определяемой ориентации.

На рис. 2.16 приведён график ошибок ориентации МКС, полученный в результате моделирования измерений АСН-М с учетом всех возможных ошибок измерений. При моделировании использовались измерения от четырех антенн АСН-М.

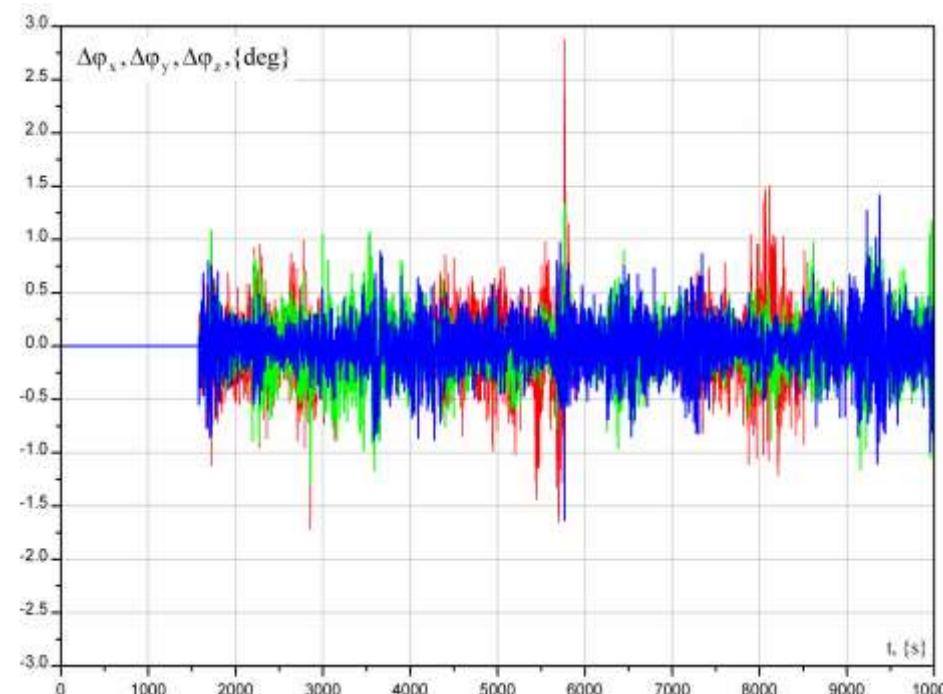


Рис. 2.16 График ошибок ориентации МКС, полученный в результате моделирования измерений АСН-М с учетом всех возможных ошибок измерений.

Из графиков видно, что ошибки ориентации в основном не превышают $\sim 1^\circ$. Однако в некоторые моменты времени эти ошибки возрастают до $2\div 3^\circ$. Они обусловлены в основном переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС и шумами измерений *CP*. Среднеквадратичная ошибка $\sigma(\Delta\varphi)$ составила величину $0,7^\circ$.

Ошибки определения ориентации могут быть существенно уменьшены в случае реализации динамической фильтрации измерений с использованием информации от БИНС, которая также обеспечивает непрерывное формирование достоверной оценки ориентации независимо от достоверности текущих одномоментных измерений.

К сожалению, ошибки ориентации, полученные по летным данным АСН-К при совместном полете корабля «Прогресс» с МКС, оказались существенно выше, чем на модели. На рис. 2.17 приведены графики ошибок ориентации корабля $\Delta\varphi_x$, $\Delta\varphi_y$, $\Delta\varphi_z$, полученные по реальным измерениям АСН-К для одномоментных определений ориентации, а также графики среднеквадратичной ошибки вектора измерений и график числа пар НС, участвующих в измерениях. Из приведенных графиков ошибок ориентации видно, что в основном ошибки находятся в диапазоне $\pm 5^\circ$. Иногда величина ошибок достигает величины $\pm 20^\circ$. Также большие ошибки обусловлены малым числом НС в текущем измерении и малой величиной детерминанта матрицы $(\tilde{B}^T \tilde{B})$. На интервалах, где этот детерминант равен нулю, решение отсутствует, т.е., определение ориентации не выполняется.

ASN-K, Фильтр=0, SNR > 38, T=1200

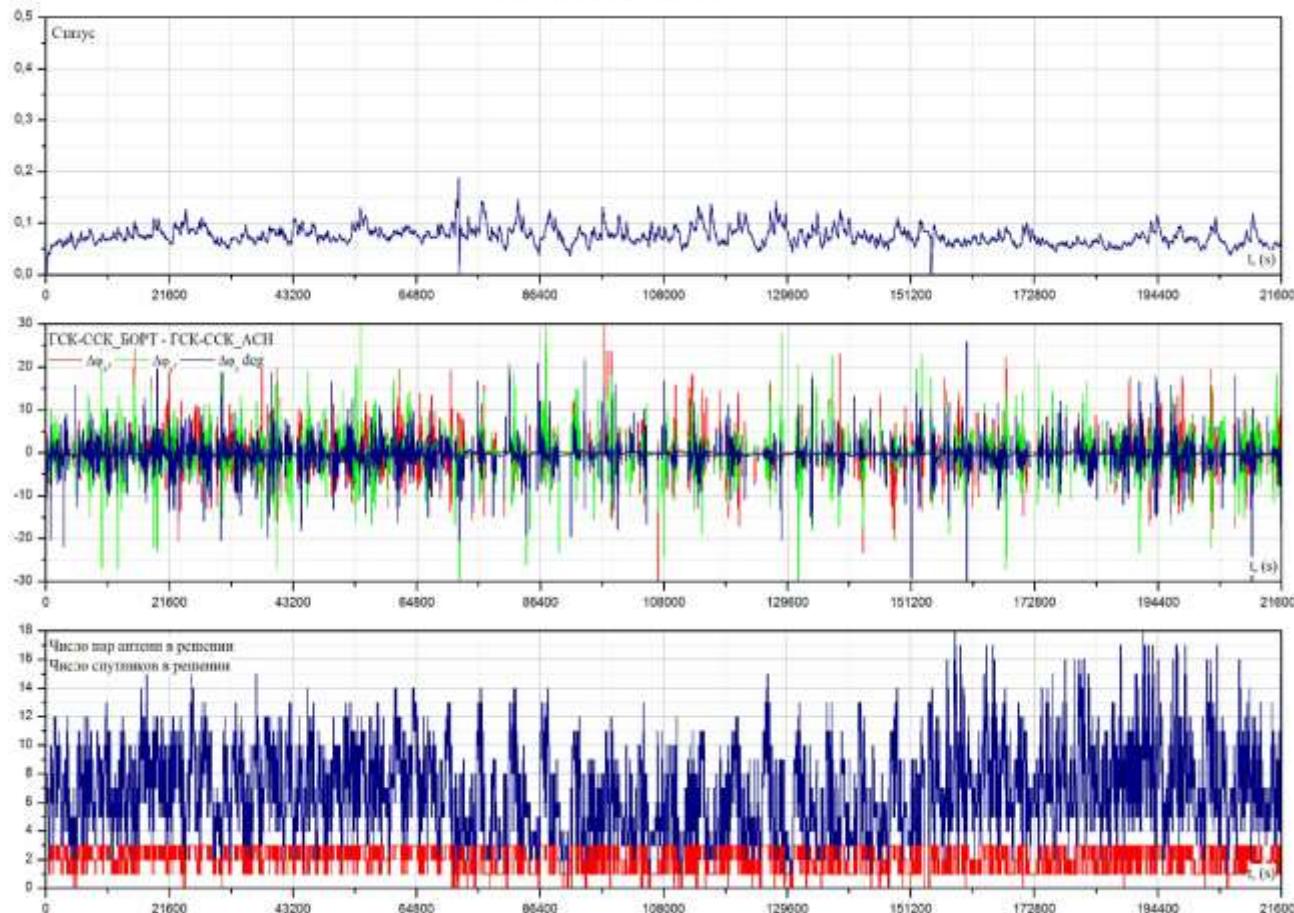


Рис. 2.17 График ошибок ориентации (средний график) корабля «Прогресс», полученный по реальным измерениям ASN-K методом одномоментных определений ориентации, график среднеквадратичных ошибок векторов измерений (верхний график), графики числа пар НС, участвующих в измерениях (нижний график).

2.8 Комплексирование АСН и БИНС. Динамическая фильтрация одномоментных определений ориентации

Алгоритм (2.141) определяет угловое положение КА по одномоментным измерениям АСН. По тому же алгоритму можно определить ориентацию КА на каждой текущей секунде. Однако угловое движение КА происходит по вполне определенным законам, и получаемые в каждый момент времени векторы $\bar{\varphi}_i^*$ не являются независимыми. Между ними существует определенная связь, используя которую можно определять угловое положение с более высокой точностью, а также прогнозировать ориентацию на те моменты времени, когда формируемые по измерениям АСН векторы $\bar{\varphi}_i^*$ являются недостоверными. Такой процесс называется динамической фильтрацией. Он обеспечивает за счет знания связей между соседними векторами $\bar{\varphi}_i$ непрерывное достоверное формирование текущей оценки ориентации.

В космической технике широко используются различные технические средства, определяющие связь между угловым положением КА в различные моменты времени. К таким средствам относятся различные гироскопические устройства. Одним из таких гироскопических средств является бесплатформенная инерциальная система (БИНС), включающая датчики угловой скорости (ДУС) и вычислитель. Вычислитель осуществляет интегрирование кинематических уравнений углового движения КА. Входящие в эти уравнения угловые скорости измеряются ДУС.

Пусть $A(t)$ – матрица перехода от гринвичской системы координат к связанной, которую требуется определить. Пусть также t_0 – время начала работы БИНС. Начиная с момента t_0 БИНС интегрирует угловые скорости КА, формируемые датчиками угловых скоростей (ДУС), и формирует матрицу I перехода от начальной (неизвестной) инерциальной системы координат,

с которой связанная система координат КА совпадала в момент t_0 , к текущей связанной системе координат. Будем предполагать, что измерения ДУС абсолютно точные, и БИНС формирует матрицу I без ошибок. Тогда можно записать равенство:

$$A = IA_0\Gamma \quad (2.143)$$

где $A_0 = A(t_0)$ - неизвестная постоянная матрица, которую требуется определить;

$\Gamma = \begin{pmatrix} \cos \omega_s t & -\sin \omega_s t & 0 \\ \sin \omega_s t & \cos \omega_s t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$ - матрица перехода от текущей гринвичской системы координат к гринвичской системе координат в момент t_0 ;

t - время, отсчитываемое от момента t_0 ;

ω_s - угловая скорость вращения Земли.

Подставив значения матрицы A из выражения (2.143) в уравнение (2.14), получим уравнение для определения матрицы A_0 , являющейся константой:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} = B_i \Gamma^T A_0^T I^T \bar{l}_i. \quad (2.144)$$

Пусть известно начальное приближение A_0^* матрицы A_0 . Пусть также ΔA_0 - ошибка матрицы A_0^* . Тогда

$$A_0 = A_0^* \Delta A_0 \quad (2.145)$$

Матрица ΔA_0 является матрицей малых разворотов и может быть представлена в виде:

$$\Delta A_0 = \begin{pmatrix} 1 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 1 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 1 \end{pmatrix} = E + \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix} = E + \delta A_0, \quad (2.146)$$

где $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ - малые углы разворота, определяющие ошибку найденного начального приближения ориентации.

Углы $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ необходимо определять по измерениям АСН. Преобразуем уравнение (2.144) с учетом определений (2.145) и (2.146):

$$\bar{U}_{0i} = \bar{U}_{ui} - B_i \Gamma^T A_0^{*T} I^T \bar{l}_i + B_i \Gamma^T \delta A_0 A_0^{*T} I^T \bar{l}_i \quad (2.147)$$

В уравнении (2.147) последнее слагаемое правой части представляет собой вектор, каждая компонента которого по модулю меньше половины длины волны λ_0 . Тогда вектор констант \bar{U}_{0i} будет равен:

$$\bar{U}_{0i} = \left| \bar{U}_{ui} - B_i \Gamma^T A_0^{*T} I^T \bar{l}_i \right|_{\lambda}, \quad (2.148)$$

где $\left| \bar{a} \right|_{\lambda}$ означает приведение каждой компоненты вектора \bar{a} к ближайшему целому по длине волнам λ_0 .

Введем обозначение:

$$\delta \tilde{U}_{ui} = \bar{U}_{ui} - B_i \Gamma^T A_0^{*T} I^T \bar{l}_i - \left| \bar{U}_{ui} - B_i \Gamma^T A_0^{*T} I^T \bar{l}_i \right|_{\lambda}. \quad (2.149)$$

Тогда уравнение (2.147) преобразуется к виду:

$$\delta \tilde{U}_{ui} = B_i \Gamma^T \delta A_0 A_0^{*T} I^T \bar{l}_i. \quad (2.150)$$

Введем обозначения:

$$\begin{aligned} \tilde{B}_i &= B_i \Gamma^T; \\ \bar{b}_i &= A_0^{*T} I^T \bar{l}_i. \end{aligned} \quad (2.151)$$

Тогда уравнение (2.150) будет иметь вид:

$$\delta \tilde{U}_{ui} = \tilde{B}_i \delta A_0^T \bar{b}_i. \quad (2.152)$$

Введем матрицу и вектор:

$$\tilde{b}_i = \begin{pmatrix} 0 & b_{i3} & -b_{i2} \\ -b_{i3} & 0 & b_{i1} \\ b_{i2} & -b_{i1} & 0 \end{pmatrix}; \quad \bar{\varphi} = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix}, \quad (2.153)$$

где b_{ij} – компоненты вектора \bar{b}_i .

где $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – соответствующие компоненты матрицы δA_0 .

Легко показать справедливость равенства:

$$\delta A_0^T \bar{b}_i = \tilde{b}_i \bar{\varphi}. \quad (2.154)$$

С учетом равенства (2.154) уравнение (2.152) примет вид:

$$\delta \tilde{U}_{ui} = \tilde{B}_i \tilde{b}_i \bar{\varphi}. \quad (2.155)$$

Напомним, что индекс i означает номер пары антенн АСН, по измерениям от которых выполняется определение ориентации. Для n пар антенн запишем систему уравнений:

$$\begin{aligned} \delta \tilde{U}_{u1} &= \tilde{B}_1 \tilde{b}_1 \bar{\varphi}; \\ &\dots \\ \delta \tilde{U}_{un} &= \tilde{B}_n \tilde{b}_n \bar{\varphi}. \end{aligned} \quad (2.156)$$

Введем вектор и матрицу:

$$\delta \tilde{U} = \begin{pmatrix} \delta \tilde{U}_{u1} \\ \dots \\ \delta \tilde{U}_{un} \end{pmatrix}; \tilde{B} = \begin{pmatrix} \tilde{B}_1 \tilde{b}_1 \\ \dots \\ \tilde{B}_n \tilde{b}_n \end{pmatrix}, \quad (2.157)$$

тогда система уравнений (2.156) представится в виде:

$$\delta \tilde{U} = \tilde{B} \bar{\varphi}. \quad (2.158)$$

Уравнение (2.158) записано для текущего момента времени. Пусть мы имеем серию из m измерений, и индекс j означает номер измерения в серии. Для серии измерений можно записать систему уравнений, аналогичных уравнению (2.158):

$$\begin{aligned} \delta \tilde{U}_1 &= \tilde{B}_1 \bar{\varphi}; \\ \dots\dots\dots \\ \delta \tilde{U}_m &= \tilde{B}_m \bar{\varphi}. \end{aligned} \quad (2.159)$$

Оптимальная оценка $\bar{\varphi}^*$ по серии измерений определится из уравнения:

$$\sum_{j=1}^m \tilde{B}_j^T \delta \tilde{U}_j = \left(\sum_{j=1}^m \tilde{B}_j^T \tilde{B}_j \right) \bar{\varphi}. \quad (2.160)$$

Введем обозначения:

$$\begin{aligned} \hat{U}_m &= \sum_{j=1}^m \tilde{B}_j^T \delta \tilde{U}_j; \\ \hat{W}_m &= \sum_{j=1}^m \tilde{B}_j^T \tilde{B}_j; \end{aligned} \quad (2.161)$$

тогда оптимальная оценка $\bar{\varphi}^*$ будет равна

$$\bar{\varphi}^* = (\hat{W}_m)^{-1} \hat{U}_m. \quad (2.162)$$

Следует отметить, что накапливаемая матрица \hat{W} при достаточно большой серии измерений становится обращаемой даже при проведении измерений от двух антенн АСН. То есть, использование БИНС позволяет решать задачу ориентации КА по измерениям АСН даже при наличии на КА только двух антенн АСН.

Из вида соотношений (2.161) очевидно следует рекуррентный алгоритм формирования накапливаемых матрицы \hat{W} и вектора \hat{U} :

$$\begin{aligned}\hat{W}_{m+1} &= \hat{W}_m + \tilde{B}_{m+1}^T \tilde{B}_{m+1}; \\ \hat{U}_{m+1} &= \hat{U}_m + \tilde{B}_{m+1}^T \delta \tilde{U}_{m+1}.\end{aligned} \quad (2.163)$$

При вычислении \hat{W} и \hat{U} по алгоритму (2.163) оценка вектора ориентации $\bar{\varphi}^*$ формируется по полной выборке измерений, и каждое измерение учитывается с одинаковым весом. Если эта выборка большая, то на точность формируемой оценки ориентации будет влиять дрейф датчиков угловой скорости БИНС, который не учитывался при выводе алгоритмов (2.163). Для того чтобы ограничить влияние ухода БИНС, следует оценку ориентации осуществлять по измерениям на некотором ограниченном интервале времени, предшествующем текущему моменту. Пусть этот интервал равен T . Введем коэффициент λ :

$$\lambda = \frac{T}{T+1}. \quad (2.164)$$

Итерационный процесс накопления матрицы \hat{W} и вектора \hat{U} представим в виде:

$$\begin{aligned}\hat{W}_{m+1} &= \lambda^2 \hat{W}_m + \tilde{B}_{m+1}^T \tilde{B}_{m+1}; \\ \hat{U}_{m+1} &= \lambda^2 \hat{U}_m + \tilde{B}_{m+1}^T \delta \tilde{U}_{m+1}.\end{aligned} \quad (2.165)$$

Можно показать, что введение коэффициента λ в алгоритм накопления \hat{W} и \hat{U} обеспечивает «стирание» предыстории. Чем дальше измерение отстоит от текущего момента, тем с меньшим весом оно учитывается. Измерения, отстоящие от текущего момента на время T , учитываются с весом $\frac{1}{e}$, на время $2T$ – с весом $\frac{1}{e^2}$ и т.д.

Для обеспечения максимальной точности формируемой оценки ориентации важное значение имеет выбор интервала осреднения T . Чем больше T , тем лучше фильтруются ошибки измерений АСН, но тем большее влияние на точность формируемой оценки оказывает дрейф БИНС. Для каждой конкретной системы выбор интервала осреднения T осуществляется таким образом, чтобы ошибка ориентации, обусловленная уходом БИНС за этот интервал, не превышала ошибку оценки ориентации, обусловленную ошибками измерений АСН при их осреднении на интервале времени T . Например, на МКС при дрейфе БИНС $1^\circ/\text{ч}$ оптимальным значением интервала осреднения является величина $300 \div 500$ сек.

Алгоритмы формирования оценки ориентации (2.165), (2.162) были реализованы на математическом стенде МКС с использованием модели АСН-М МКС. Скорость дрейфа БИНС моделировалась равной $1^\circ/\text{ч}$ по трем осям, постоянная времени T выбиралась равной 400 сек.

На рис. 2.18 приведены графики ошибок формируемой оценки ориентации для варианта использования четырёх антенн АСН-М (верхний график) и двух антенн (нижний график).

Из графиков видно, что для четырёх антенн ошибки оценки ориентации, в основном, не превышают $0,2^\circ$. Среднеквадратичная ошибка составила величину $\sigma(\Delta\varphi_{x,y,z}) \approx 0,12^\circ$.

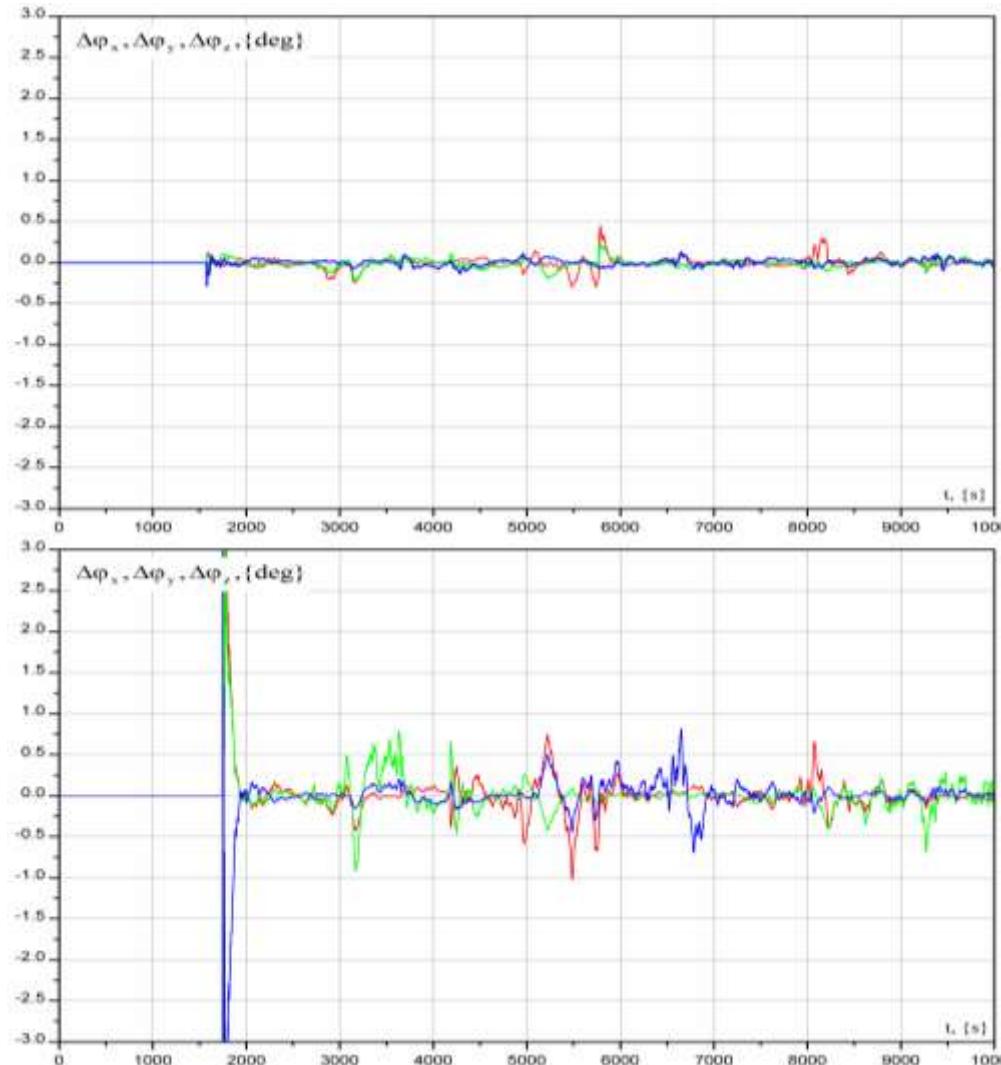


Рис. 2.18 Графики ошибок оценки ориентации МКС, полученной путём моделирования по измерениям от четырех антенн (верхний график) и по измерениям от двух антенн МКС (нижний график).

Для двух антенн среднеквадратичная ошибка составила величину $\sigma(\Delta\varphi_{x,y,z}) \approx 0,23^\circ$. Таким образом, динамическая фильтрация существенно (в данном случае, для четырёх антенн – в 6

раз) превышает точность оценки ориентации и обеспечивает возможность определения ориентации с использованием только двух антенн АСН, что невозможно для одномоментных определений ориентации.

На рис. 2.19 приведены графики ошибок ориентации (средний график) корабля «Прогресс», полученные по реальным летным данным АСН-К методом динамической фильтрации одномоментных измерений в режимах ГЛОНАСС, GPS, ГЛОНАСС+GPS, график среднеквадратичных ошибок векторов измерений (верхний график), графики числа пар НС, участвующих в измерениях. Из графиков следует, что точность ориентации во всех решениях составляет $\sim 1^\circ$ при среднем числе НС, участвующих в измерениях $\sim 8\text{--}12$ НС. При этом точность практически не зависит от текущего числа НС и сохраняется даже при отсутствии измерений. В качестве критерия достоверности измерений удобно использовать среднеквадратичную ошибку векторов измерений, которая при достоверных измерениях имеет величину $\sim 0,1 \lambda$, при потере достоверности составляет величину $\sim 0,4 \lambda$.

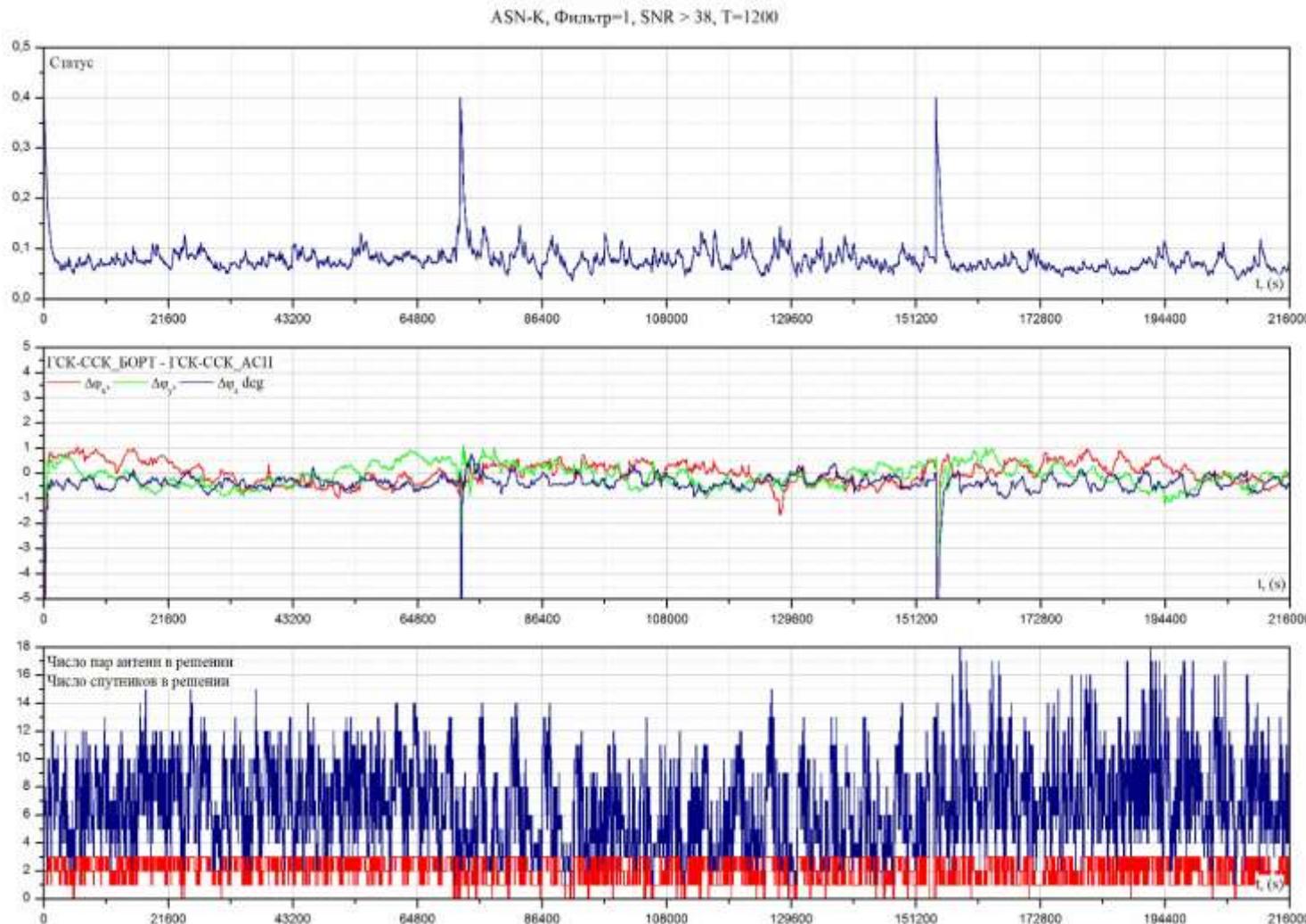


Рис. 2.19 Графики ошибок ориентации (средний график) корабля «Прогресс» полученные по реальным летным данным АСН-К методом динамической фильтрации одномоментных измерений в режимах ГЛОНАСС, GPS, ГЛОНАСС+GPS, график среднеквадратичных ошибок векторов измерений (верхний график), графики числа пар НС, участвующих в измерениях (нижний график).

Формирование оценки матрицы A_0 по алгоритмам (2.165) и (2.162) предполагает, что оцениваемая матрица является константой. Тогда оцениваемые углы φ_x , φ_y , φ_z всегда являются малыми, и фильтрация измерений АСН может выполняться сколь угодно долго. Однако матрица A_0 в реальности может быть константой, если измерения БИНС являются абсолютно точными, и дрейф БИНС равен нулю. При наличии дрейфа оцениваемые углы φ_x , φ_y , φ_z имеют вековой уход, и при фильтрации в течение длительного времени могут увеличиться до значительных величин. Но при выводе алгоритмов фильтрации (2.88) – (2.109) предполагалось, что углы φ_x , φ_y , φ_z малы. Поэтому для того, чтобы не было ограничений на длительность выполнения фильтрации, целесообразно после каждого шага формирования оценки $\varphi_x^*, \varphi_y^*, \varphi_z^*$ выполнять по этим значениям уточнения оценки матрицы A_0^* и переходить к новым переменным φ_x , φ_y , φ_z , близким к нулю.

Предположим, что после m шагов измерений по алгоритму (2.161), (2.162) мы оценили вектор $\bar{\varphi}^*$. С учетом этого вектора по алгоритму (2.146) можно сформировать поправку ΔA_0 к текущей матрице оценки ориентации A_0^* . Рассмотрим, как изменится в этом случае алгоритм (2.161) формирования накапливаемого вектора \hat{U}_m и накапливаемой матрицы \hat{W}_m . Представим искомый вектор $\bar{\varphi}$ поправки матрицы оценки ориентации A_0^* в виде:

$$\bar{\varphi} = \bar{\varphi}^* + \bar{\varphi}_H, \quad (2.166)$$

где $\bar{\varphi}^*$ – найденная по серии из m измерений оценка вектора $\bar{\varphi}$;

Тогда уравнение (2.160) можно записать в виде:

$$\sum_{j=1}^m \tilde{B}_j^T \delta \tilde{U}_j = \left(\sum_{j=1}^m \tilde{B}_j^T \tilde{B}_j \right) \bar{\varphi}^* + \left(\sum_{j=1}^m \tilde{B}_j^T \tilde{B}_j \right) \bar{\varphi}_H \quad (2.167)$$

Подставив сюда значение оценки $\bar{\varphi}^*$ из (2.162) с учетом обозначений (2.161) получим систему уравнений для $\bar{\varphi}_H$ по серии из m измерений:

$$O = \left(\sum_{j=1}^m \tilde{B}_j^T \tilde{B}_j \right) \bar{\varphi}_H \quad (2.168)$$

Для $m+1$ -го измерения можно записать уравнение:

$$\delta \tilde{U}_{m+1} = \tilde{B}_{m+1} \bar{\varphi}_H \quad (2.169)$$

Вектор $\delta \tilde{U}_{m+1}$, входящий в левую часть уравнения (2.169), формируется исходя из нового значения оценки матрицы A_0^* , полученной по серии из m измерений:

$$A_{0H}^* = A_0^* \Delta A_0, \quad (2.170)$$

где матрица ΔA_0 формируется по вектору оценки $\bar{\varphi}^*$, полученному по серии из m измерений.

В результате система уравнений для формирования оценки $\bar{\varphi}^*$ по серии из $m+1$ измерения будет иметь вид:

$$\begin{aligned} O &= \hat{W}_m \bar{\varphi}_H \\ \delta \tilde{U}_{m+1} &= \tilde{B}_{m+1}^T \bar{\varphi}_H \end{aligned} \quad (2.171)$$

Рекуррентный алгоритм формирования поправки оценки матрицы A_0^* по $m+1$ измерению будет иметь вид:

$$\begin{aligned}\hat{W}_{m+1} &= \hat{W}_m + \tilde{B}_{m+1}^T \tilde{B}_{m+1} \\ \hat{U}_{m+1} &= \tilde{B}_{m+1}^T \delta \tilde{U}_{m+1}\end{aligned}\quad (2.172)$$

С учетом постоянного времени T алгоритм будет иметь вид:

$$\begin{aligned}\hat{W}_{m+1} &= \lambda^2 \hat{W}_m + \tilde{B}_{m+1}^T \tilde{B}_{m+1} \\ \hat{U}_{m+1} &= \tilde{B}_{m+1}^T \delta \tilde{U}_{m+1} \\ \bar{\varphi}_{m+1}^* &= (\hat{W}_{m+1})^{-1} \hat{U}_{m+1}\end{aligned}\quad (2.173)$$

$$A_{0m+1}^* = A_{0m}^* \begin{pmatrix} 1 & \varphi_{z m+1}^* & -\varphi_{y m+1}^* \\ -\varphi_{z m+1}^* & 1 & \varphi_{x m+1}^* \\ \varphi_{y m+1}^* & -\varphi_{x m+1}^* & 1 \end{pmatrix}$$

Матрицу A_{0m+1}^* после каждого уточнения по алгоритму (2.173) необходимо ортонормировать по алгоритму:

$$A_{0m+1}^* = A_{0m+1}^* + 0.5(A_{0m+1}^{*-1T} - A_{0m-1}^*) \quad (2.174)$$

По оценке матрицы A_{0m+1}^* получим оценку матрицы ориентации A_{m+1}^*

$$A_{m+1}^* = I_{m+1} A_{0m+1}^* \quad (2.175)$$

При выводе алгоритмов (2.173) формирования оценки матрицы ориентации A_0^* предполагалось, что измерения БИНС выполняются абсолютно точно. В реальности БИНС имеет некоторый дрейф, из-за которого матрица A_0^* не будет константой. Ниже приводятся алгоритмы формирования оценки матрицы A_0^* , учитывающие дрейф БИНС.

2.9 Раскрытие фазовой неопределенности при различной точности начальной оценки матрицы ориентации

В разделе 2.4 был рассмотрен метод раскрытия фазовой неопределенности при произвольной неизвестной ориентации КА. Возможность раскрытия фазовой неопределенности при неизвестной начальной ориентации является несомненным преимуществом этого метода, так как ориентация определяется практически мгновенно по одному измерению или нескольким измерениям. Однако в условиях переотражений сигналов НС этот метод дает много ложных решений, из которых сложно определить истинное. Во всяком случае, нам удалось определить ориентацию данным методом только на модели АСН при незашумленных сигналах НС, но по реальным летным данным раскрыть фазовую неопределенность не получилось из-за сильной зашумленности сигналов.

В разделе 2.7 был рассмотрен другой крайний случай, когда начальная ориентация (матрица A^*) известна абсолютно точно. Тогда вектор констант также определяется точно по формуле (2.130):

$$\bar{U}_{0i} = \left| \bar{U}_{ui} - B_i A^T \bar{l}_i \right|_{\lambda} \quad (2.176)$$

Если матрица A известна с ошибкой ΔA , тогда уравнение ориентации (2.129) можно записать в виде:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} - B_i A^{*T} l_i = B_i \delta A^T A^{*T} \bar{l}_i \quad (2.177),$$

где $A^* = A \Delta A^T$;

$$\delta A = \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix};$$

$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – малые углы ошибок матрицы A^* .

Дробная часть фазы определяется по формуле:

$$\bar{U}_{u\partial.u} = \bar{U}_{ui} - BA^T \bar{l}_i \left| \bar{U}_{ui} - B_i A^T l_i \right|_\lambda \quad (2.178)$$

Так как A является точной матрицей ориентации, то дробная часть $\bar{U}_{u\partial.u}$ представляет собой ошибку фазовых измерений.

На рис. 2.10 в) приведены графики ошибок фазовых измерений АСН-К корабля «Прогресс», пристыкованного к МКС. В основном фазовые ошибки на графике составляют величину 3-5 см, т.е. существенно меньше полдлины волны λ . В некоторые моменты времени из-за переотражений фазовые ошибки возрастают до 5-7 см, а иногда достигают полдлины волны (9,5 см). Благодаря тому, что в 99 % случаях ошибки фазы не достигают полдлины волны λ , то при известной матрице A (в летном эксперименте эта матрица была известна с точностью $\sim 0,5^\circ$) фазовая неопределенность раскрывается с такой же вероятностью, и далее при фильтрации одномоментных фазовых измерений с использованием БИНС по алгоритмам, рассмотренным в разделе 2.8 может быть получена оценка матрицы ориентации с точностями, приведенными на рис. 2.19 ($\pm 1^\circ$).

Однако в реальности матрица A является неизвестной и ее требуется определить. Начальное определение может быть выполнено, например, интегральным методом по

приращениям первых разностей интегральных фаз, рассмотренным в разделах 2.5, 2.6. Графики ошибок определения матрицы A этим методом, построенные по летным данным АСН-К корабля «Прогресс», приведены на рис. 2.12 (нижний график). Из приведенных графиков следует, что достигаемая точность матрицы A составляет $\sim 2^\circ$. Но эта точность достигается через ~ 1 час после начала измерений. Через 15-20 мин. после начала измерений точность матрицы A составляет $\sim 10-15^\circ$. То есть, для получения более точной начальной матрицы требуется большее время измерений. При небольшом времени измерений матрица оценки A^* формируется с большими ошибками. Поэтому представляет интерес возможность раскрытия фазовой неопределенности при различных значениях оценки матрицы A^* .

Будем формировать дробную часть фазовых измерений по формуле (2.177), где вместо точной матрицы A будем использовать ее оценку A^* с разными значениями ошибки ΔA . На рис. 2.20 приведены графики дробной части фазовых измерений, формируемых по формуле (2.177) с ошибками $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$, равными 0° - верхний график, $1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ$. Из приведенных графиков следует, что при $\varphi_x, y, z = 0^\circ$ (точная матрица A^*) фазовые ошибки существенно меньше полдлины волны λ (~ 3 см), поэтому перескоки фазы отсутствуют, и вектор констант \bar{U}_{0i} , определенный по формуле (2.176), обеспечивает раскрытие фазовой неопределенности.

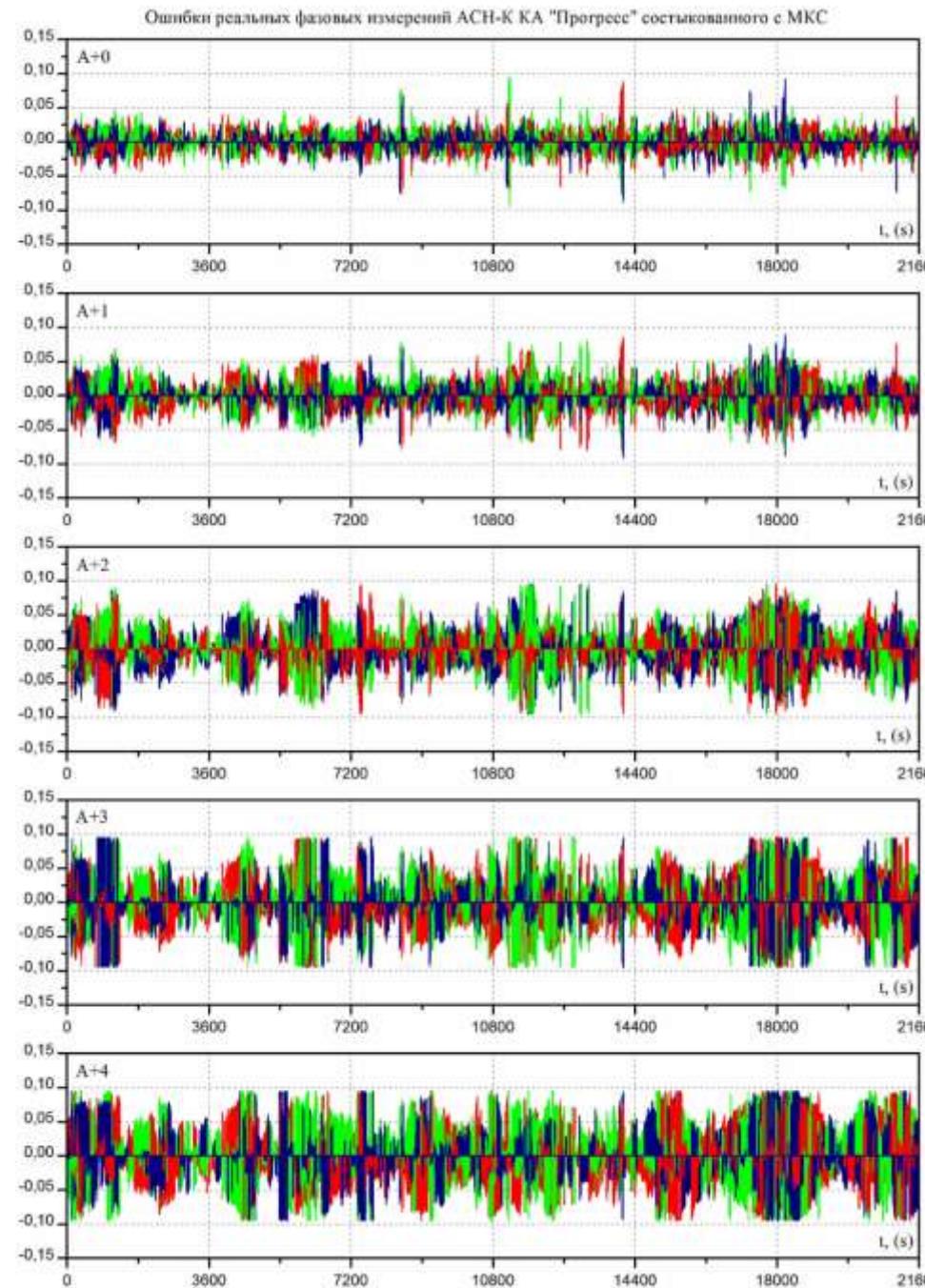


Рис. 2.20 Графики дробной части фазы при значениях ошибок матрицы A^* равных $0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ$

При $\varphi_{x, y, z}$ равных 1° и 2° фазовые ошибки увеличиваются, но практически на всем интервале измерений не достигают полдлины волны. Это означает, что при ошибках матрицы A^* до 2° вектор констант может определяться по формуле (2.176), обеспечивая раскрытие фазовой неопределенности.

При ошибках при $\varphi_{x, y, z}$ равных 3° и 4° фазовые ошибки достаточно часто достигают величины полдлины волны. На этих участках происходит перескок фазы, и вектор констант, сформированный по формуле (2.176), на этих участках будет ошибочным, так как формула (2.176) не учитывает перескок фазы. При ошибках 4° длительность участков, на которых происходит перескок фазы, составляет 30-50 % от общей длительности измерений. Длительность самих интервалов с перескоками фазы иногда превышают 30 мин. Можно считать, что в таких условиях раскрытие фазовой неопределенности не обеспечивается.

Тем не менее, при ошибках начальной матрицы ориентации A^* , составляющих несколько градусов, мы находимся в близкой окрестности (в пространстве углов) к точному решению. Для нахождения этого точного решения можно использовать метод перебора вектора констант, рассмотренный в разделе 2.4. При наличии достаточно точной матрицы A^* в методе перебора существенно сужается диапазон возможных значений целых чисел n_i , определяемый формулой (2.47). Если максимальный диапазон значений n_1, n_2, n_3 может достигать величины ± 10 , то при наличии матрицы A^* с точностью несколько градусов диапазон значений может сузиться до величины ± 1 . Соответственно число вариантов переборов в первом случае составит величину $3^{21} = 10^{10}$, во втором $3^3 = 27$. Но принципиальная разница между двумя вариантами заключается даже не в количестве вариантов при поиске решения, а в том, что в огромном числе вариантов перебора чисел n_1, n_2, n_3 (10^{10}) в силу вероятности появляется огромное число ложных решений,

которые по всем критериям проходят как правильные. И очень сложно выбрать из этих ложных решений действительно правильное. Во втором варианте мы имеем всего 27 вариантов перебора чисел n_1, n_2, n_3 , из которых однозначно определяется истинное решение.

Рассмотрим алгоритм раскрытия фазовой неопределенности при наличии грубой оценки матрицы A . Представим уравнение (2.129) в виде

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} - B_i A^{*T} \bar{l}_i = B_i \delta A^T A^{*T} \bar{l}_i \quad (2.179),$$

где \bar{U}_{ui} - вектор измерений;

\bar{U}_{0i} - вектор неизвестных констант;

B_i - матрица направляющих косинусов;

\bar{l}_i - вектор i -й пары антенн в ССК;

A^* - оценка матрицы ориентации перехода из ГСК в ССК;

δA - неизвестная поправка оценки матрицы ориентации.

Матрица δA равна:

$$\delta A = \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix}, \quad (2.180)$$

где $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ - малые угловые ошибки матрицы A^* .

Вектор неизвестных констант равен:

$$\bar{U}_{0i} = \left| \bar{U}_{ui} - BA^T \bar{l}_i \right|_{\lambda} \quad (2.181),$$

где $\left| \bar{a} \right|_{\lambda}$ означает окружление каждой компоненты вектора \bar{a} до ближайшего целого по длине волны λ . Так как матрица A неизвестна, но известно ее приближение A^* , то вектор \bar{U}_{0i} можно представить в виде:

$$\bar{U}_{0i} = \left| \bar{U}_{ui} - BA^{*T} \bar{l}_i \right|_{\lambda} + \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_m \end{pmatrix} \quad (2.182),$$

где m – размерность вектора измерений;

$n_1 \dots n_m$ – малые целые числа в окрестности 0, так как A^* близка к A . Если A^* отличается от A на несколько градусов, то диапазон возможных значений n_i равен ± 1 .

Введем обозначения:

$$\bar{b}_i = A^{*T} \bar{l}_i, \quad \hat{b}_i = \begin{pmatrix} 0 & b_{i3} & -b_{i2} \\ -b_{i3} & 0 & b_{i1} \\ b_{i2} & -b_{i1} & 0 \end{pmatrix} \quad (2.183)$$

$\bar{\varphi} = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix}$, где $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – компоненты матрицы δA .

С учетом (2.180) – (2.183) уравнение (2.179) можно представить в виде:

$$\bar{U}_{ui} - B_i A^{*T} \bar{l}_i - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_m \end{pmatrix} - \left| \bar{U}_{ui} - BA^{*T} l_i \right|_{\lambda} = B_i \tilde{b}_i \bar{\varphi} \quad (2.184)$$

Введем обозначения:

$$\begin{aligned} \bar{U}_{ui\partial.u} &= \bar{U}_{ui} - B_i A^{*T} \bar{l}_i - \left| \bar{U}_{ui} - BA^{*T} l_i \right|_{\lambda} \\ B_i \tilde{b}_i &= \tilde{B}_i, \end{aligned} \quad (2.185)$$

тогда уравнение (2.184) представим в виде:

$$\bar{U}_{ui\partial.u} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_m \end{pmatrix} = \tilde{B}_i \bar{\varphi} \quad (2.186)$$

Уравнение (2.186) относится к i -й паре антенн.

Пусть $r = \sum_{i=1}^m n_i$ - суммарная размерность всех измерений.

Введем обозначения:

$$\bar{U}_{u\partial.u} = \lambda \begin{pmatrix} \bar{U}_{u1\partial.u} \\ \vdots \\ \bar{U}_{un\partial.u} \end{pmatrix} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_r \end{pmatrix} - \text{вектор измерений размерности } r \quad (2.187)$$

$$\tilde{B} = \begin{pmatrix} \tilde{B}_1 \\ \vdots \\ B_n \end{pmatrix} - \text{матрица размерности } r \times 3,$$

где n – число пар антенн.

Тогда для всех пар антенн, участвующих в измерениях, получим уравнение:

$$\bar{U}_{u\partial.u} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_r \end{pmatrix} = \tilde{B}\bar{\varphi} \quad (2.188)$$

Выберем из матрицы \tilde{B} три строки b_1^T, b_2^T, b_3^T , для которых матрица $B_3 = \begin{pmatrix} b_1^T \\ b_2^T \\ b_3^T \end{pmatrix}$ имеет

максимальный детерминант из всех строк b_i^T матрицы \tilde{B} . Для выбранных векторов выберем

соответствующие компоненты вектора измерений $\bar{U}_{u\partial.u}$ и вектора целых чисел $\lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_r \end{pmatrix}$:

$$\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} = B_3 \bar{\varphi} \quad (2.189)$$

Из уравнения (2.189) получим решение для нахождения претендентов поправки матрицы A^* :

$$\bar{\varphi}^* = B_3^{-1} \left[\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} \right] \quad (2.190)$$

Перебирая n_i в диапазоне $-1, 0, 1$, получим 27 векторов-претендентов.

Сформируем вектор:

$$\bar{U}_{\partial.u} = \bar{U}_{u\partial.u} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_r \end{pmatrix} - \tilde{B}\bar{\varphi}^* \quad (2.191)$$

Из всех 27-и векторов-претендентов выберем тот, для которого минимизируется модуль $\bar{U}_{\partial.u}$.

Для того, чтобы в числе 27 векторов-претендентов не было ложных векторов, обеспечивающих минимум модуля вектора $\bar{U}_{\partial.u}$, но не являющихся решениями уравнения (2.188) целесообразно выбирать моменты измерений, в которые размерность суммарного вектора измерений r достаточно велика. Целесообразно, чтобы величина r была не менее десяти.

Ложные решения могут возникать из-за шумовых ошибок фазовых измерений. Чтобы уменьшить эти ошибки целесообразно на интервале постоянного созвездия выбрать три вектора измерения на трех соседних секундах, определить их среднее значение. Полученное осредненное измерение следует отнести к моменту времени среднего (второго) измерения.

Мы рассмотрели варианты алгоритма, когда поиск поправки $\bar{\varphi}^*$ ограничивался перебором чисел n_i в диапазоне ± 1 . Такой диапазон будет достаточен для точного начального приближения матрицы A^* (с точностью $4-5^\circ$). При более грубой матрице (с точностью $6-10^\circ$) зону поиска можно расширить и перебор чисел n_i делать в диапазоне ± 2 . В этом случае суммарное число решений-претендентов будет равно $3^5=243$. Число вычислений возрастает примерно в девять раз, однако переход от интегрального метода определения ориентации к

методу раскрытия фазовой неопределенности может быть сделан значительно раньше, благодаря чему существенно снизится время начального определения ориентации.

2.10 Интегральный метод раскрытия фазовой неопределенности

В предыдущем разделе был рассмотрен метод раскрытия фазовой неопределенности по единичному измерению АСН. Предполагалось, что известна матрица начального приближения A_0^* ориентации КА, полученная, например, интегральным методом по фазовым приращениям. Матрица A_0^* имеет ошибку порядка 5° , и по единичному измерению осуществляется раскрытие фазовой неопределенности. В условиях сильного зашумления фазовых сигналов, обусловленного переотражениями сигналов НС от элементов конструкции КА, единичное измерение может иметь значительные ошибки, из-за которых раскрытие фазовой неопределенности может оказаться невозможным. Чтобы снизить влияние ошибок измерений на получение правильного решения, необходимо адаптировать рассмотренный в предыдущем разделе метод к возможности использования серии измерений, их осреднения и значительного увеличения размерности вектора измерений.

В качестве вектора измерений будем использовать вторую разность интегральных фаз \bar{U}_{ui} . Возможность использования серии измерений для раскрытия фазовой неопределенности обеспечивается за счет измерений БИНС. То есть, от момента t_0 БИНС осуществляет интегрирование углового движения КА и формирует матрицу I перехода от ССК0 в момент t_0 к текущей ССК в произвольный момент времени t . От момента t_0 до текущего момента t в каждый момент измерений t_i формируется матрица Γ перехода от текущей ГСК и ГСК₀ в момент t_0 по формуле:

$$\Gamma = \begin{pmatrix} \cos \omega_s t & -\sin \omega_s t & 0 \\ \sin \omega_s t & \cos \omega_s t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.192)$$

где t – время от момента t_0 ;

ω_s – угловая скорость вращения Земли.

Постоянная матрица A_0 перехода от ГСК₀ к ССК₀ является неизвестной, и ее требуется определить по измерениям АСН. После определения матрицы A_0 матрица A перехода из ГСК в ССК определяется по формуле:

$$A = IA_0\Gamma \quad (2.193)$$

Пусть в момент t_0 мы имели оценку A_0^* матрицы A_0 с некоторой точностью $\bar{\varphi}$. Оценка A_0^* могла быть получена, например, интегральным методом определения ориентации по приращениям интегральной фазы. Тогда матрица A_0 может быть представлена в виде:

$$A_0 = A_0^* + A_0^* \delta A_0 \quad (2.194),$$

где $\delta A_0 = \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix}$ - матрица малого разворота.

Вектор измерений для i -й пары антенн связан с матрицей ориентации уравнением:

$$\bar{U}_{ui} + \bar{U}_{0i} - B_i \Gamma^T A_0^{*T} I^T \bar{l}_i = B_i \Gamma^T \delta A_0^T A_0^{*T} I^T \bar{l}_i \quad (2.195),$$

где \bar{U}_{0i} - вектор констант, кратных λ .

Уравнение (2.195) относится к i -й паре антенн и одному измерению. Наша задача – накопить информацию для раскрытия фазовой неопределенности. Пусть для i -й антенны мы

имеем серию из m измерений для постоянного созвездия НС. На участке стабилизации КА, где $I=E$. Тогда для этой серии измерений запишем систему уравнений:

$$\begin{aligned} \bar{U}_{ui1} + \bar{U}_{0i} - B_{i1}\Gamma_1^T A_0^{*T} \bar{l}_i &= B_{i1}\Gamma_1^T \delta A_0^T A_0^{*T} \bar{l}_i \\ \cdots & \\ \bar{U}_{uim} + \bar{U}_{0i} - B_{im}\Gamma_m^T A_0^{*T} \bar{l}_i &= B_{im}\Gamma_m^T \delta A_0^T A_0^{*T} \bar{l}_i \end{aligned} \quad (2.196)$$

Введем обозначения:

$$\begin{aligned} B_{ij}\Gamma_j^T &= \hat{B}_{ij} & - \text{оценка вектора } i\text{-й пары антенн в ГСК;} \\ \bar{l}_{i\Gamma}^* &= A_0^{*T} \bar{l}_i \end{aligned}$$

$$\tilde{l}_i = \begin{pmatrix} 0 & l_{i\Gamma 3} & -l_{i\Gamma 2} \\ -l_{i\Gamma 3} & 0 & l_{i\Gamma 1} \\ l_{i\Gamma 2} & -l_{i\Gamma 1} & 0 \end{pmatrix} \quad (2.197),$$

где $l_{i\Gamma j}$ – j -ые компоненты вектора $\bar{l}_{i\Gamma}^*$.

С учетом введенных обозначений система (2.196) примет вид:

$$\begin{aligned} \bar{U}_{ui1} + \bar{U}_{0i} - \hat{B}_{i1} \bar{l}_{i\Gamma}^* &= \hat{B}_{i1} \tilde{l}_i \bar{\varphi} \\ \cdots & \\ \bar{U}_{uim} + \bar{U}_{0i} - \hat{B}_{im} \bar{l}_{i\Gamma}^* &= \hat{B}_{im} \tilde{l}_i \bar{\varphi} \end{aligned} \quad (2.198)$$

Просуммируем уравнения (2.198) с учетом того, что $\bar{l}_{i\Gamma} = \text{const}$, $\tilde{l}_i = \text{const}$, $\bar{\varphi} = \text{const}$:

$$\frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \bar{U}_{0ij} + \bar{U}_{0i} - \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \hat{B}_{ij} \cdot \bar{l}_{i\Gamma}^* = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \hat{B}_{ij} \cdot \tilde{l}_i \bar{\varphi} \quad (2.199)$$

Для того, чтобы эффект от осреднения измерений был существенным, целесообразно, чтобы число измерений m в серии с постоянным созвездием составляло величину ~ 100 . Целесообразно также для каждой пары антенн на участке стабилизации КА накопить две или три аналогичные серии измерений, благодаря чему увеличится размерность накопленного вектора измерений.

Введем обозначения:

$$\begin{aligned}\hat{U}_{ui} &= \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m U_{uj} \\ \hat{B}_i &= \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \hat{B}_{ij}\end{aligned}\tag{2.200}$$

Если на участке стабилизации КА для i -й пары антенн было накоплено несколько серий измерений, то накопленные векторы \hat{U}_{uik} и матрицы \hat{B}_{ik} можно объединить в единый вектор и матрицу для этой пары антенн

$$\hat{U}_{ui} = \begin{pmatrix} \hat{U}_{u1} \\ \vdots \\ \hat{U}_{uk} \end{pmatrix} \quad \hat{B}_i = \begin{pmatrix} \hat{B}_{i1} \\ \vdots \\ \hat{B}_{ik} \end{pmatrix} \quad \hat{U}_{0i} = \begin{pmatrix} \bar{\bar{U}}_{01} \\ \vdots \\ \bar{\bar{U}}_{0n} \end{pmatrix}\tag{2.201}$$

В момент завершения стабилизации КА становится известной оценка матрицы A^* , определяемая интегральным методом фазовых приращений. Тогда в соответствии с равенствами (2.197) определяются векторы $\bar{l}_{i\Gamma}^*$ и матрица \tilde{l}_i . С учетом обозначений (2.201) уравнение (2.199) примет вид:

$$\hat{U}_{ui} + \hat{U}_{0i} - \hat{B}_i \bar{l}_{i\Gamma}^* = \hat{B}_i \tilde{l}_i \bar{\varphi}\tag{2.202}$$

Уравнение (2.202) получено для i -й пары антенн. Соответственно, уравнения для всех пар антенн нужно объединить в общую систему уравнений для определения общего для всех пар антенн вектора $\bar{\varphi}$. Введем обозначения:

$$\tilde{U}_u = \begin{pmatrix} \hat{U}_{u1} \\ \vdots \\ U_{un} \end{pmatrix} \quad \tilde{U}_0 = \begin{pmatrix} \hat{U}_{01} \\ \vdots \\ \hat{U}_{0n} \end{pmatrix} \quad \tilde{U}_u^* = \begin{pmatrix} \hat{B}_1 \bar{l}_{1\Gamma}^* \\ \vdots \\ \hat{B}_n \bar{l}_{n\Gamma}^* \end{pmatrix} \quad \tilde{B} = \begin{pmatrix} \tilde{B}_1 \tilde{l}_1 \\ \vdots \\ \tilde{B}_n \tilde{l}_n \end{pmatrix} \quad (2.203)$$

С учетом обозначений (2.203) общая система уравнений будет иметь вид:

$$\tilde{U}_u + \tilde{U}_0 - \tilde{U}_u^* = \tilde{B} \bar{\varphi} \quad (2.204)$$

Пусть r - размерность уравнения (2.204).

В уравнении (2.204) вектор \tilde{U}_n - известный обобщенный интегрированный вектор измерений размерности r .

\tilde{U}_0 - неизвестный обобщенный вектор констант, кратный длине волны λ , размерности r .

\tilde{U}_u^* - известный обобщенный интегрированный вектор оценки измерений размерности r .

$\tilde{B}\bar{\varphi}$ - неизвестная искомая поправка к обобщенному вектору оценки измерений размерности r .

$\bar{\varphi}$ - ошибка оценки ориентации размерности r .

Уравнение (2.204) имеет размерность r , а число неизвестных $r+3$. Однако вектор констант \tilde{U}_0 в уравнении является целым (кратным λ). Поэтому такое уравнение может быть решено. Если оценка \tilde{U}_u^* посчитана точно, т.е. матрица A_0^* равна A_0 и ошибки фазовых измерений меньше $0,5\lambda$, то вектор констант равен:

$$\tilde{U}_0 = \left| \tilde{U}_u^* - \tilde{U}_u \right|_\lambda \quad (2.205)$$

По мере увеличения угла $\bar{\varphi}$ \bar{U}_0 начинает изменяться, какие-то его компоненты изменяются сначала на длину волны, затем на две длины волны и т.д. Математически это можно записать в виде:

$$\tilde{U}_u - \tilde{U}_u^* - |\tilde{U}_u - \tilde{U}_u^*|_\lambda + \lambda \begin{vmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_r \end{vmatrix} = \tilde{B}\bar{\varphi} \quad (2.206),$$

где n_i – целые числа, определяемые перебором.

При малых $\bar{\varphi}$ $n_i=0$. По мере увеличения $\bar{\varphi}$ диапазон возможных значений n_i становится равным -1, 0, 1. Затем диапазон значений n_i увеличивается до ± 2 и т.д.

Введем вектор дробной части измерений:

$$\tilde{U}_{u\partial.u} = \tilde{U}_u - \tilde{U}_u^* - |\tilde{U}_u - \tilde{U}_u^*|_\lambda = \tilde{B}\bar{\varphi} \quad (2.207),$$

тогда уравнение (2.206) будет иметь вид:

$$\tilde{U}_{u\partial.u} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_r \end{pmatrix} = \tilde{B}\bar{\varphi} \quad (2.208)$$

Уравнение (2.208) аналогично уравнению (2.188), но если в уравнении (2.188) используется единичный вектор измерений $\tilde{U}_{u\partial.u}$, компоненты которого могут включать большие ошибки, то в уравнении (2.208) вектор $\tilde{U}_{u\partial.u}$ представляет собой интегральный вектор, каждая компонента которого получена путем осреднения по сотням измерений. Поэтому

влияние решения ошибок единичных измерений здесь существенно уменьшено. Но нахождение поправки $\bar{\varphi}$ к матрице A_0^* осуществляется также, как и для единичного измерения.

Выберем из матрицы \tilde{B} три строки b_1^T, b_2^T, b_3^T , для которых матрица $B_3 = \begin{pmatrix} b_1^T \\ b_2^T \\ b_3^T \end{pmatrix}$ имеет

максимальный детерминант из всех строк b_i^T матрицы \tilde{B} . Для выбранных векторов выберем

соответствующие компоненты вектора измерений $\bar{U}_{u\partial,q}$ и вектора целых чисел $\lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_r \end{pmatrix}$:

$$\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} = B_3 \bar{\varphi} \quad (2.209)$$

Из уравнения (2.209) получим решение для нахождения претендентов поправки матрицы A^* :

$$\bar{\varphi}^* = B_3^{-1} \left[\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} \right] \quad (2.210)$$

Перебирая n_i в диапазоне $-1, 0, 1$, получим 27 векторов-претендентов.

Сформируем вектор:

$$\bar{U}_{\partial.u} = \bar{U}_{u\partial.u} - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_n \end{pmatrix} - \tilde{B}\bar{\varphi}^* \quad (2.211)$$

Из всех 27-и векторов-претендентов выберем тот, для которого минимизируется модуль вектора $\bar{U}_{\partial.u}$.

Интегральный метод раскрытия фазовой неопределенности, как правило, обеспечивает единственное решение для всех векторов-претендентов. Среднеквадратичные значения компонент вектора $\tilde{U}_{u\partial.u}$ для всех векторов-претендентов $\bar{\varphi}$ значительно по величине превышают минимальное среднеквадратичное значение.

После получения вектора $\bar{\varphi}^*$ уточняется и ортонормируется матрица A_0^* и выполняется динамическая фильтрация фазовых измерений АСН в соответствии с алгоритмами, приведенными в разделе 2.8. Точность формируемой оценки зависит от постоянной времени T динамического фильтра.

На рис. 2.19 приведены графики ошибок ориентации КА «Прогресс», определяемой по измерениям АСН-К для постоянной фильтра $T=1220$ с.

На рис. 2.21 приведены графики ошибок ориентации МКС, определяемой по измерениям АСН-М для различных значений постоянной времени фильтра $T=100$ с, 300 с, 1000 с, 3000 с.

Из графиков следует, что для $T=100$ с ошибки ориентации достигают величины $3-4^\circ$, для $T=300$ с – $2-3^\circ$, для $T=1000$ – меньше 1° , для $T=3000$ не превышают $0,5^\circ$. Однако при этом алгоритмы фильтрации предполагают, что измерения ДУС абсолютно точные. Наличие дрейфа БИНС накладывает определенные ограничения на величину постоянной времени фильтра. Для

обеспечения возможности увеличения постоянной времени фильтра необходимо в алгоритмах динамической фильтрации учитывать наличие дрейфа БИНС.

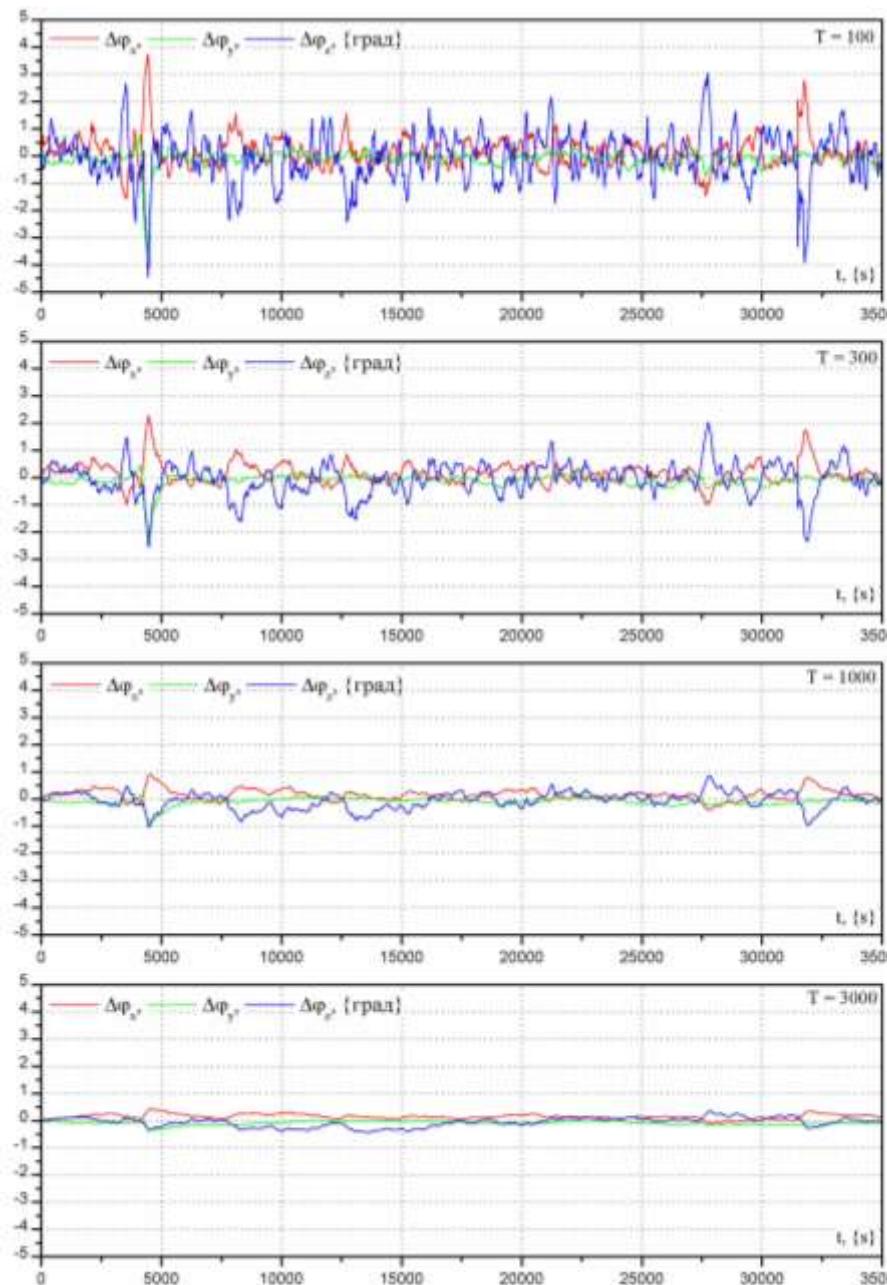


Рис. 2.21 Графики ошибок
 ориентации МКС,
 определяемой по измерениям
 АЧН-М для различных
 значений постоянной
 времени фильтра $T=100$ с,
 300 с, 1000 с, 3000 с.

2.11 Определение ориентации по измерениям АСН и БИНС с учетом дрейфа БИНС

В предыдущем разделе определены алгоритмы формирования оценки матрицы ориентации КА по измерениям АСН, интегрированных с измерениями БИНС. Измерения БИНС обеспечивают возможность выполнения фильтрации измерений АСН с некоторой заданной постоянной времени фильтра T . Чем больше эта постоянная времени, тем меньше будет составляющая ошибки оценки матрицы ориентации, обусловленная ошибками измерений АСН. Однако величина постоянной времени имеет ограничение сверху, обусловленное дрейфом БИНС. При выводе алгоритмов фильтрации предполагалось, что дрейф БИНС равен нулю, ограничения сверху на постоянную времени фильтра T не рассматривались. Однако увеличение постоянной времени фильтра приводит к росту составляющей ошибки оценки матрицы ориентации, обусловленной дрейфом БИНС. Величина этой составляющей ошибки имеет порядок:

$$\Delta\varphi_{БИНС} = T \cdot d \quad (2.212)$$

где d – дрейф БИНС.

Если составляющая ошибки оценки матрицы ориентации, обусловленная ошибками измерений АСН, равна $\Delta\varphi_{ACN}$, то выбор максимально допустимой величины постоянной времени T определяется условием:

$$\Delta\varphi_{ACN} > \Delta\varphi_{БИНС} = T \cdot d \quad (2.213)$$

Предположим, что $\Delta\varphi_{ACN} = 0,5^\circ$, а дрейф БИНС равен $d=1^\circ/\text{час}$. Тогда из условия (2.213) следует, что максимально допустимое значение постоянной времени равно:

$$T_{max} = \frac{\Delta\varphi_{ACN}}{d} = 0.5 \text{ час}$$

Реально задаваемое значение Т должно составлять 30-50 % от T_{max} . То есть, при дрейфе БИНС $\sim 1^\circ/\text{час}$, допустимыми значениями постоянной времени фильтра будут значения из диапазона 500 – 1000 с.

Возможность увеличения постоянной времени Т может быть обеспечена, если алгоритмы фильтрации измерений АСН одновременно с оценкой матрицы ориентации A_0^* осуществляют оценку дрейфа БИНС, которая используется для компенсации реального дрейфа.

В настоящем разделе предложены алгоритмы совместной обработки измерений АСН и БИНС, обеспечивающих оценку и компенсацию дрейфа БИНС, и формирование оценки текущей матрицы ориентации с высокой точностью независимо от величины дрейфа.

БИНС формирует по измерениям ДУС матрицу перехода I от начальной (неизвестной) инерциальной системы координат к текущей связанной системе координат. Если измерения БИНС абсолютно точные, то матрица I формируется без ошибок, и можно записать равенство:

$$A = IA_{00}\Gamma; \quad \Gamma = \begin{pmatrix} \cos \omega_3 t & -\sin \omega_3 t & 0 \\ \sin \omega_3 t & \cos \omega_3 t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; \quad A_{00} = A(t_0), \quad (2.214)$$

где A – матрица перехода из текущей гринвичской системы координат к связанной системе координат;

A_{00} – неизвестная постоянная матрица, которую требуется определить;

Γ – матрица перехода от текущей гринвичской системы координат к гринвичской системе координат в момент t_0 ;

t – время, отсчитываемое от момента t_0 ;

ω_3 – угловая скорость вращения Земли;

Скорость изменения матрицы I равна:

$$\dot{I} = \Omega I, \quad (2.215)$$

где $\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix}$

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции абсолютной угловой скорости КА на его оси x, y, z

При наличии дрейфа БИНС формирует матрицу I^* , скорость изменения которой равна:

$$\dot{I}^* = (\Omega + \Omega_d) I^*, \quad (2.216),$$

где Ω_d – матрица, аналогична матрице Ω , но составленная из компонентов дрейфа $\omega_{dx}, \omega_{dy}, \omega_{dz}$.

Определим матрицу A_0 следующим образом:

$$A_0 = I^{*T} A \Gamma^T. \quad (2.217)$$

В момент t_0 матрицы A_0 и A_{00} совпадают. Матрица A_0 является медленно меняющейся, скорость ее изменения определяется скоростью дрейфа БИНС. Действительно, подставив в равенство (2.217) значение матрицы A из выражения (2.214), получим:

$$I^* A_0 = I A_{00}, \quad (2.218)$$

откуда

$$\dot{I}^* A_0 + I^* \dot{A}_0 = \dot{I} A_{00}. \quad (2.219)$$

Из соотношений (2.215), (2.216), (2.219) получим выражение для дрейфа матрицы A_0 :

$$\dot{A}_0 = I^{*T} \Omega_d I^* A_0 \quad (2.220)$$

Предположим, известно начальное приближение A_0^* матрицы A_0 , полученное, например, по измерениям АСН и БИНС методом, приведённым в предыдущем разделе. Матрицу A_0 представим в виде:

$$A_0 = A_0^* \Delta A_0 = A_0^* (E + \delta A_0) = A_0^* + A_0^* \delta A_0, \quad (2.221)$$

где $\Delta A = \begin{pmatrix} 1 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 1 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 1 \end{pmatrix}$ - матрица малых разворотов;

$$\delta A_0 = \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix};$$

$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ - искомые углы малых разворотов.

Из равенств (2.220) и (2.221) получим зависимость скорости дрейфа углов φ_i от скорости дрейфа БИНС:

$$\dot{\delta A}_0 = A_0^{*T} I^{*T} \Omega_d I^* A_0^* \quad (2.222)$$

Введём обозначения:

$$\bar{\varphi} = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix}; \quad \bar{\omega}_d = \begin{pmatrix} \omega_{dx} \\ \omega_{dy} \\ \omega_{dz} \end{pmatrix};$$

$$C = (\bar{C}_1, \bar{C}_2, \bar{C}_3) = I^* A_0^*; \quad \bar{C}_i = \begin{pmatrix} c_{ix} \\ c_{iy} \\ c_{iz} \end{pmatrix}; \quad \tilde{C}_i = \begin{pmatrix} 0 & c_{iz} & -c_{iy} \\ -c_{iz} & 0 & c_{ix} \\ c_{iy} & -c_{ix} & 0 \end{pmatrix}; \quad (2.223)$$

$$E_1 = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}; \quad E_2 = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad E_3 = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

С учетом обозначений (2.223) из равенства (2.222), опуская выкладки, получим:

$$\dot{\bar{\varphi}} = D \bar{\omega}_d, \quad (2.224)$$

где: $D = \frac{1}{2} (E_1 C^T \tilde{C}_1 + E_2 C^T \tilde{C}_2 + E_3 C^T \tilde{C}_3)$.

Напомним, что при нулевом дрейфе БИНС искомый вектор $\bar{\varphi}$, являющийся константой, определяется из уравнения (2.117). При наличии дрейфа этот вектор медленно меняется в соответствии с выражением (2.222)

Уравнение (2.100) для i -го момента времени может быть записано в виде:

$$\delta \tilde{U}_i = \tilde{B}_i \bar{\varphi} \quad (2.225)$$

В этом уравнении вектор $\bar{\varphi}_i$ не является константой, а меняется в соответствии с уравнением (2.224):

$$\dot{\bar{\varphi}}_i = D_i \bar{\omega}_d, \quad (2.226)$$

где D_i – определяется в соответствии с уравнением (2.224) для i -го момента времени.

Для φ_{i-1} можно записать равенство:

$$\varphi_{i-1} = \varphi_i - D_i \bar{\omega}_d \quad (2.227)$$

Равенство (2.227) определяет связь между значениями φ для разных моментов времени. Связь между значениями φ_i и φ_k определяется равенством:

$$\varphi_i = \varphi_k - \left(\sum_{j=i+1}^k D_j \right) \bar{\omega}_d \quad (2.228)$$

Введём обозначение:

$$\hat{D}_{ik} = \sum_{j=i+1}^k D_j \quad (2.229)$$

Тогда для m измерений можно составить систему уравнений:

$$\begin{aligned} \delta \tilde{U}_1 &= \tilde{B}_1 \bar{\varphi}_m - \tilde{B}_1 \hat{D}_{1m} \bar{\omega}_d \\ \delta \tilde{U}_2 &= \tilde{B}_2 \bar{\varphi}_m - \tilde{B}_2 \hat{D}_{2m} \bar{\omega}_d \\ &\dots \\ \delta \tilde{U}_m &= \tilde{B}_m \bar{\varphi}_m - \tilde{B}_m \hat{D}_{mm} \bar{\omega}_d \end{aligned} \quad (2.230)$$

Неизвестными в системе уравнений (2.230) являются векторы $\bar{\varphi}_m, \bar{\omega}_d$. Введём обозначения:

$$\delta \hat{U} = \begin{pmatrix} \delta \tilde{U}_1 \\ \dots \\ \delta \tilde{U}_m \end{pmatrix} \quad \hat{B} = \begin{pmatrix} \hat{B}_1 & -\tilde{B}_1 \hat{D}_{1m} \\ \dots & \dots \\ \hat{B}_m & -\tilde{B}_m \hat{D}_{mm} \end{pmatrix} \quad (2.231)$$

$\bar{\zeta} = \begin{pmatrix} \bar{\varphi}_m \\ \bar{\omega}_d \end{pmatrix}$ – оцениваемый вектор размерности 6.

Тогда система уравнений (2.230) запишется в виде:

$$\delta \hat{U} = \hat{B} \bar{\zeta} \quad (2.232),$$

откуда оценка искомого вектора будет равна:

$$\bar{\zeta}^* = (\hat{B}^\top \hat{B})^{-1} \hat{B}^\top \delta \hat{U} \quad (2.233)$$

Формула (2.233) позволяет определить оценку искомого вектора $\bar{\zeta}^*$ по серии из m измерений. Однако приведённый алгоритм требует накопления и запоминания векторов измерений, матриц направляющих косинусов и т.д. для всех m измерений, после чего выполняется определение вектора $\bar{\zeta}^*$.

Чтобы исключить необходимость запоминания всей перечисленной выше информации, рассмотрим рекуррентный алгоритм формирования оценки вектора $\bar{\zeta}^*$, в котором вся информация о предыдущих измерениях определенным образом упаковывается и после этого запоминается в значительно сокращенном объеме, а для получения оценки вектора $\bar{\zeta}^*$ по серии из $m+1$ измерения используются данные по $m+1$ -му измерению и упакованные данные по сери-

из m измерений. Затем формируются упакованные данные по серии из $m+1$ -у измерению, используемые в следующем измерении.

Представим искомый вектор $\bar{\zeta}$ в виде:

$$\bar{\zeta} = \bar{\zeta}^* + \Delta\bar{\zeta}, \quad (2.234),$$

где $\bar{\zeta}^*$ – оценка вектора $\bar{\zeta}$ по серии из m измерений;

$\Delta\bar{\zeta}$ – ошибка оценки $\bar{\zeta}^*$.

Подставив значение вектора $\bar{\zeta}$ в уравнение (2.221) и добавив уравнения для $m+1$ -го измерения, получим систему уравнений для определения вектора $\Delta\bar{\zeta}$ по серии из $m+1$ -го измерения:

$$\begin{aligned} & \left(E - \hat{B} \left(\hat{B}^T \hat{B} \right)^{-1} \hat{B}^T \right) \delta \hat{U} = \hat{B} \Delta \bar{\zeta}_{m+1} \\ & \delta \tilde{U}_{m+1} = \left(\tilde{B}_{m+1} - \tilde{B}_{m+1} D_{m+1} \right) \Delta \bar{\zeta}_{m+1} \end{aligned} \quad (2.235),$$

где E – единичная матрица

Тогда оптимальная оценка вектора $\Delta \bar{\zeta}_{m+1}^*$ по серии из $m+1$ -го измерения определяется из уравнения:

$$\begin{aligned} & \hat{B}^T \left(E - \hat{B} \left(\hat{B}^T \hat{B} \right)^{-1} \hat{B}^T \right) \delta \hat{U} + \left(E - D_{m+1}^T \right) \tilde{B}_{m+1}^T \delta \tilde{U}_{m+1} = \\ & = \left[\hat{B}^T \hat{B} + \left(E - D_{m+1}^T \right) \tilde{B}_{m+1}^T \tilde{B}_{m+1} \left(E - D_{m+1} \right) \right] \Delta \bar{\zeta}_{m+1} \end{aligned} \quad (2.236)$$

Очевидно, что первое слагаемое левой части уравнения (2.236) равно нулю. Тогда оценка вектора $\Delta\bar{\zeta}_{m+1}^*$ будет равна

$$\Delta\bar{\zeta}_{m+1} = \left[\hat{B}^T \hat{B} + (E - D_{m+1}^T) \tilde{B}_{m+1}^T \tilde{B}_{m+1} (E - D_{m+1}) \right]^{-1} (E - D_{m+1}^T) \tilde{B}_{m+1} \delta\tilde{U}_{m+1} \quad (2.237)$$

Введём обозначение:

$$W_m = \hat{B}^T \hat{B} \quad (2.238)$$

Тогда

$$W_{m+1} = W_m + (E - D_{m+1}^T) \tilde{B}_{m+1}^T \tilde{B}_{m+1} (E - D_{m+1}) \quad (2.239)$$

С учетом постоянной времени фильтра T , алгоритм формирования матрицы W_{m+1} и вектора измерений \hat{U}_{m+1} можно представить в виде:

$$\begin{aligned} \hat{W}_{m+1} &= \lambda^2 \hat{W}_m + (E - D_{m+1}^T) \tilde{B}_{m+1}^T \tilde{B}_{m+1} (E - D_{m+1}) \\ \hat{U}_{m+1} &= (E - D_{m+1}^T) \tilde{B}_{m+1}^T \delta\tilde{U}_{m+1} \end{aligned} \quad (2.240)$$

Матрицы E и D_{m+1} в соотношении (2.240) имеют размерность 3×3 , соответственно матрица $(E - D_{m+1}^T)$ имеет размерность 3×6 .

После формирования матрицы \hat{W}_{m+1} и вектора \hat{U}_{m+1} определяется вектор поправки размерности 6:

$$\Delta\bar{\zeta}_{m+1}^* = \begin{pmatrix} \bar{\varphi}_{m+1}^* \\ \Delta\bar{d}_{m+1}^* \end{pmatrix} = \hat{W}_{m+1}^{-1} \hat{U}_{m+1} \quad (2.241)$$

Далее уточняются матрицы ориентации A_0^* и оценка дрейфа:

$$A_{0m+1}^* = A_{0m}^* \begin{pmatrix} 1 & \varphi_{z m+1}^* & -\varphi_{y m+1}^* \\ -\varphi_{z m+1}^* & 1 & \varphi_{x m+1}^* \\ \varphi_{y m+1}^* & -\varphi_{x m+1}^* & 1 \end{pmatrix}$$

$$\bar{d}_{m+1}^* = \bar{d}_m^* + \Delta \bar{d}_{m+1}^*$$
(2.242)

После уточнения матрицы A_{0m+1}^* выполняется ее ортонормирование по алгоритму (2.106), а оценка матрицы ориентации A_{m+1}^* определяется по формуле (2.63).

Необходимым условием существования решения (2.241) является обратаемость матрицы \hat{W}_m . Для этого на первом этапе измерений в течение ~ 5 мин. необходимо выполнять накопление матрицы \hat{W} и вектора \hat{U} , после чего может быть сформировано начальное приближение вектора $\bar{\zeta}^*$. После формирования этого начального приближения можно переходить к формированию поправки начального приближения $\Delta \bar{\zeta}_m^*$ на каждом шаге измерения.

Сравнение алгоритмов (2.240) (определение поправки матрицы ориентации и оценки дрейфа БИНС) и (2.125) (определение поправки матрицы ориентации без определения дрейфа БИНС) позволяет определить отличия этих алгоритмов. В алгоритме (2.125) матрица \hat{W} и вектор \hat{U} имеют размерность 3×3 и 3 соответственно. В алгоритме (2.235) матрица \hat{W} имеет размерность 6×6 , а вектор \hat{U} – размерность 6. Повышение размерности с трех до шести обеспечивает матрица $(E - D_m^T)$ размерности 3×6 , умножаемая на каждом шаге слева на матрицу \tilde{B}_m . Матрица D_m имеет размерность 3×3 и формируется по алгоритму (2.224).

Несмотря на кажущуюся громоздкость, приведённые алгоритмы формирования оценок $\bar{\varphi}^*$ и $\bar{\omega}_d^*$ достаточно просты для реализации, например, в навигационном процессоре АСН-М

МКС и перспективных КА «Союз» и «Прогресс». Анализ достигаемой точности формируемых оценок $\bar{\varphi}^*$ и $\bar{\omega}_d^*$ был проведен путем моделирования решения задачи ориентации КА «Союз».

На рис. 2.22 приведены графики ошибки формируемой оценки ориентации $\Delta\bar{\varphi}^*$ (верхний график) и оценки дрейфа БИНС $\bar{\omega}_d^*$ (нижний график). В данном моделировании КА находился в орбитальной ориентации, использовались четыре антенны АСН.

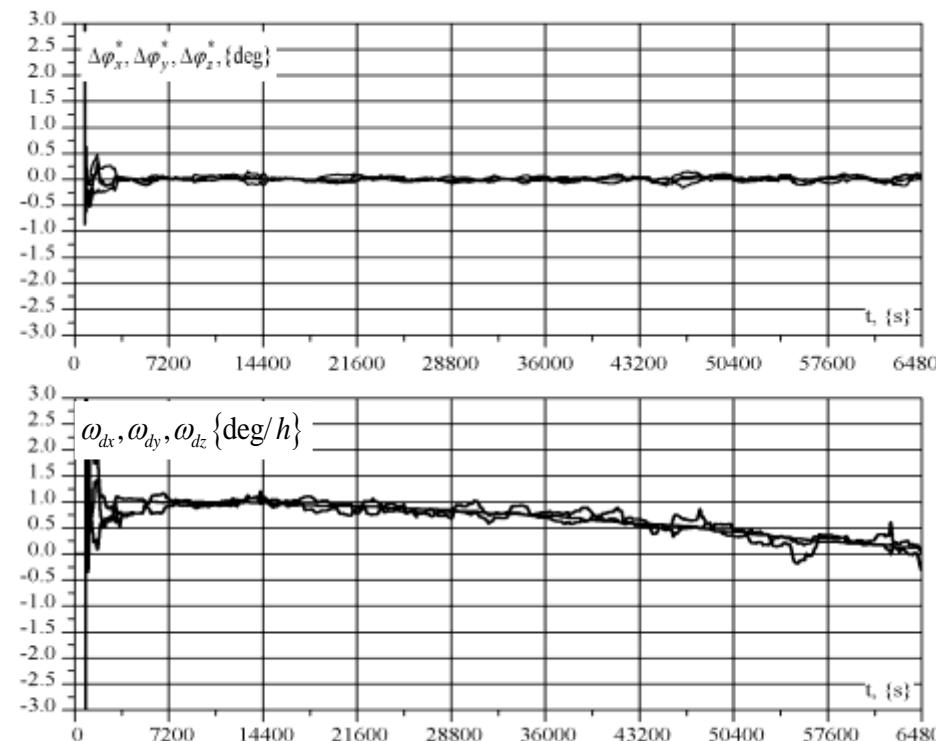


Рис. 2.22 Графики ошибок определения ориентации и оцениваемой угловой скорости дрейфа БИНС при орбитальной ориентации КА

Дрейф БИНС по трем осям КА задавался в виде монотонной, медленно меняющейся функции от величины $1^{\circ}/\text{час}$ до 0 за сутки. Из графиков видно, что формируемая оценка дрейфа БИНС отслеживает реальный дрейф. При этом оценка дрейфа по каналу тангажа отслеживает реальный дрейф практически без ошибок, а по каналам крена и рысканья - колеблется относительно реального дрейфа. Отклонение от реального дрейфа составляет величину от $0,1$ до $0,2^{\circ}/\text{час}$. Ошибки оценки ориентации не превышают $0,2^{\circ}$.

При выводе алгоритмов формирования оценок $\bar{\varphi}^*$, $\bar{\omega}_d^*$ предполагалось, что $\bar{\omega}_d$ равна константе. В реальности дрейф БИНС медленно изменяется во времени. Обычное поведение дрейфа во времени соответствует графикам, приведенным на рис. 2.22. Кроме того, графики ошибок ориентации, приведенные на рис. 2.22, получены для орбитальной ориентации КА, благоприятной с точки зрения видимости НС антеннами АСН. Интерес представляет экстремальный случай, когда КА находится в произвольной ориентации и вращается по трем осям. При этом скорость изменения дрейфа БИНС значительно превышает реально наблюдаемые значения.

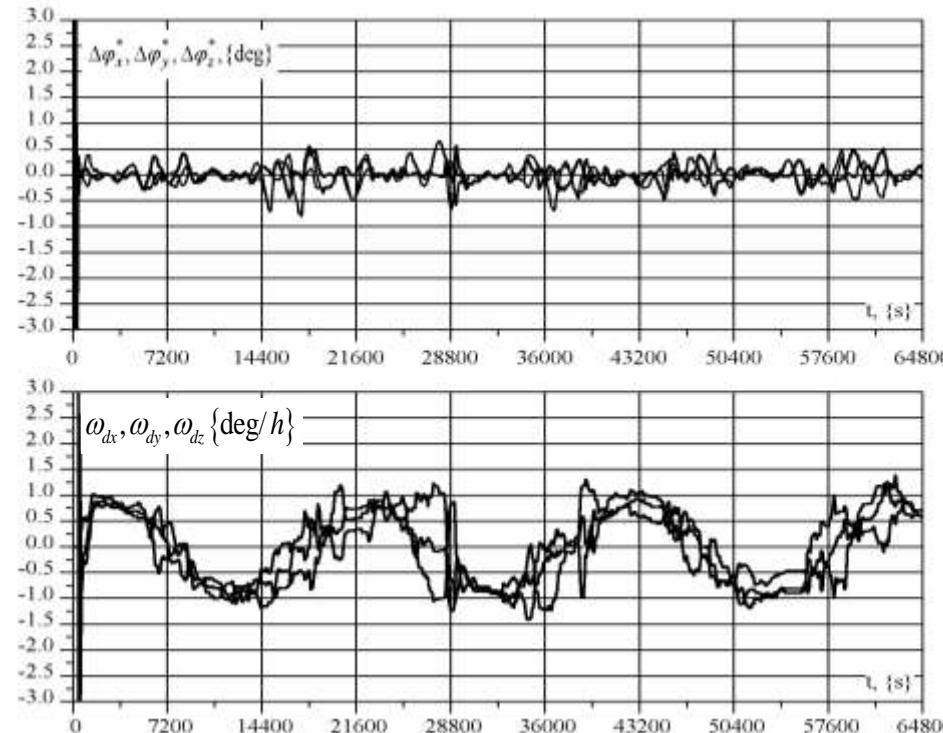


Рис. 2.23. Графики ошибок определения ориентации и оцениваемой угловой скорости дрейфа БИНС при произвольной ориентации КА и вращении КА по трем осям.

На рис. 2.23 приведены графики $\Delta\bar{\varphi}^*$ и $\bar{\omega}_d^*$ для такого случая. В данном моделировании КА произвольно вращался с угловыми скоростями по трём осям величиной $\sim 0,1$ °/сек. Угловое положение КА относительно системы координат было произвольным и часто неблагоприятным с точки зрения видимости НС антеннами АСН. Имелись интервалы времени, когда общие НС для всех пар антенн отсутствовали в течение $5 \div 10$ мин. Дрейф БИНС задавался в виде синусоиды амплитудой 1 °/час с периодом ~ 3 часа. Из приведённых графиков видно,

что даже в этом случае ошибки ориентации КА в основном не превышают $0,5^\circ$, а оценка дрейфа $\bar{\omega}_d^*$ отслеживает реальный дрейф с точностью $0,1 \div 0,2^\circ/\text{час}$.

Важным достоинством рассмотренных алгоритмов является возможность определения ориентации КА по измерениям только от двух антенн АСН.

На рис. 2.24 приведены графики $\Delta\bar{\varphi}^*$ и $\bar{\omega}_d^*$ для случая, когда КА находился в орбитальной ориентации, использовались 2-е антенны АСН, по трём осям задавался постоянный дрейф величиной $0,5^\circ/\text{час}$.

Из приведённых графиков видно, что и в этом случае ошибки ориентации КА не превышают $0,5^\circ$, однако дрейф БИНС правильно оценивается только для канала тангажа. По каналам крена и рысканья дрейф не оценивается (из-за недостатка информации), однако, благодаря орбитальному вращению КА, постоянный дрейф по каналам крена и рысканья не приводит к вековым уходам оценки ориентации $\bar{\varphi}^*$ от их истинного значения, и оценка ориентации КА определяется с достаточно высокой точностью ($\sim 0,5^\circ$).

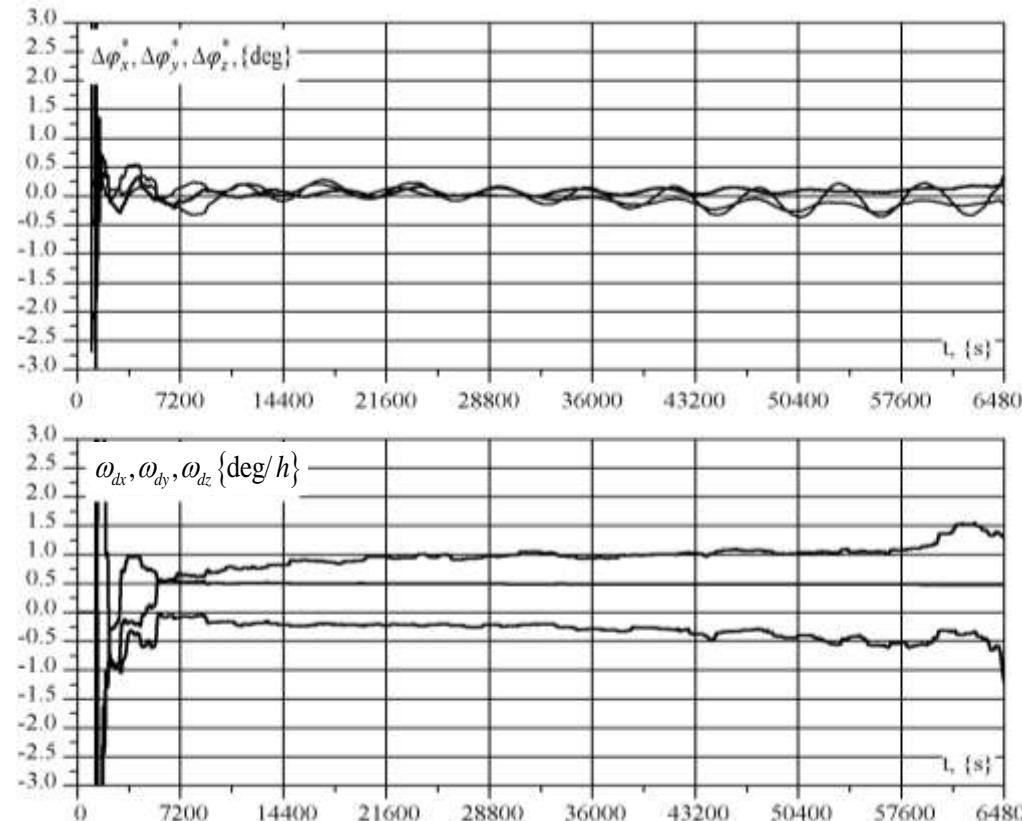


Рис. 2.24. Графики ошибок определения ориентации и оцениваемой угловой скорости дрейфа БИНС по измерениям АСН от двух антенн.

Полученные в настоящем разделе алгоритмы оценки и компенсации дрейфа БИНС по измерениям АСН позволяют исключить влияние на точность формируемой оценки ориентации медленно меняющейся составляющей дрейфа БИНС и осуществлять фильтрацию измерений АСН с большой постоянной времени. Благодаря этому, разрабатываемая система АСН-К кораблей «Союз» и «Прогресс», при наличии значительного дрейфа БИНС, обеспечит точность оценки ориентации не хуже $0,5^\circ$.

2.12 Последовательность реализации алгоритмов ориентации при построении ориентации КА

В разделах 2.2 – 2.11 настоящей главы рассмотрены различные алгоритмы, относящиеся к решению задачи ориентации космических аппаратов. Эти алгоритмы должны выполняться в определенной последовательности, решая так называемые вспомогательные или основные задачи определения ориентации. В настоящем разделе рассмотрена последовательность реализации упомянутых алгоритмов и условия начала и окончания их выполнения на примере кораблей «Союз» и «Прогресс».

Включение АСН-К осуществляется на старте. До старта в АСН-К закладываются альманахи всех КА ГЛОНАСС и GPS. Первостепенная задача АСН-К сформировать вектор состояния КА как можно быстрее от момента отделения КА от третьей ступени носителя. Для этого на старте в память ЦВМ закладывается номинальный массив векторов состояния КА в зависимости от времени (от момента старта). После сброса главного обтекателя АСН осуществляет поиск и захват сигналов НС. Благодаря наличию альманаха и массива векторов состояния поиск осуществляется в «теплом» старте и, как правило, к моменту отделения в АСН-К формируются КСВ. При этом ориентация КА произвольная, и угловая скорость может достигать $3^{\circ}/\text{с}$. Поэтому в первую очередь осуществляется гашение угловой скорости до $\sim 0,1^{\circ}/\text{с}$. Далее осуществляется поиск всех видимых НС в назначенные (включенные) антенны.

Рассмотрим худший вариант, когда после отделения КА от носителя не пойман сигнал ни от одного НС. В этом случае осуществляется так называемое случайное назначение НС на каналы, когда на 24 канала трех антенн АСН случайным образом назначаются спутники из

списка видимых (в соответствии с альманахом и вектором состояния КА). В течение 1-2 - минут каналы каждой из антенн захватывают сигнал хотя бы одного НС. Далее назначение сигналов на каналы осуществляется в соответствии с алгоритмами, рассмотренными в разделе 2.3. Сформированная по алгоритмам (2.26), (2.27) матрица ориентации передается в контур управления ориентацией, который выполняет разворот КА, устанавливая средний вектор антенн \bar{A}_{cp} в направлении, близком к направлению местной вертикали для увеличения числа пар сигналов НС, участвующих в решении задачи. После построения указанной ориентации осуществляется переход к стабилизации КА на ДУС в ИСК и определение ориентации КА интегральным методом по приращениям интегральной фазы в соответствии с алгоритмом, приведенным в разделе 2.5. Данный режим выполняется ~ 10 мин. В результате осуществляется определение ориентации с точностью $\sim 5^\circ$. Параллельно во время стабилизации КА осуществляется накопление измерений в соответствии с алгоритмами, рассмотренными в разделе 2.10, реализующими интегральный метод раскрытия фазовой неопределенности. В результате формируется матрица оценки ориентации A_o^* . Эта матрица используется в качестве начального приближения в алгоритмах динамической фильтрации одномоментных определений ориентации, рассмотренных в разделе 2.8. При этом объект может выполнять угловые маневры на ДУСах, а измерения АСН-К обеспечивают коррекцию БИНС. Время накопления измерений в интегральном методе зависит от числа пар НС и числа пар антенн на интервале накопления. На рис. 2.25 и 2.26 приведены графики ошибок ориентации интегрального метода и метода динамической фильтрации на этапе начального определения ориентации. Графики рис. 2.25 соответствуют благоприятному участку перехода, когда число пар НС составляет 12 – 17, а число пар антенн 4 – 6. В этом случае время достоверного решения

составило ~ 150 с. Графики рис. 2.26 соответствуют неблагоприятным условиям перехода, когда число пар НС составляло 4÷6, а число пар антенн 2. Время достоверного решения составило ~ 800 с.

Динамическая фильтрация выполнялась с постоянной времени 1000 с. В обоих случаях в установившемся состоянии точность ориентации была не хуже $0,5^\circ$. Полученная точность достигалась после выполнения полетной юстировки АСН, рассматриваемой в следующем разделе.

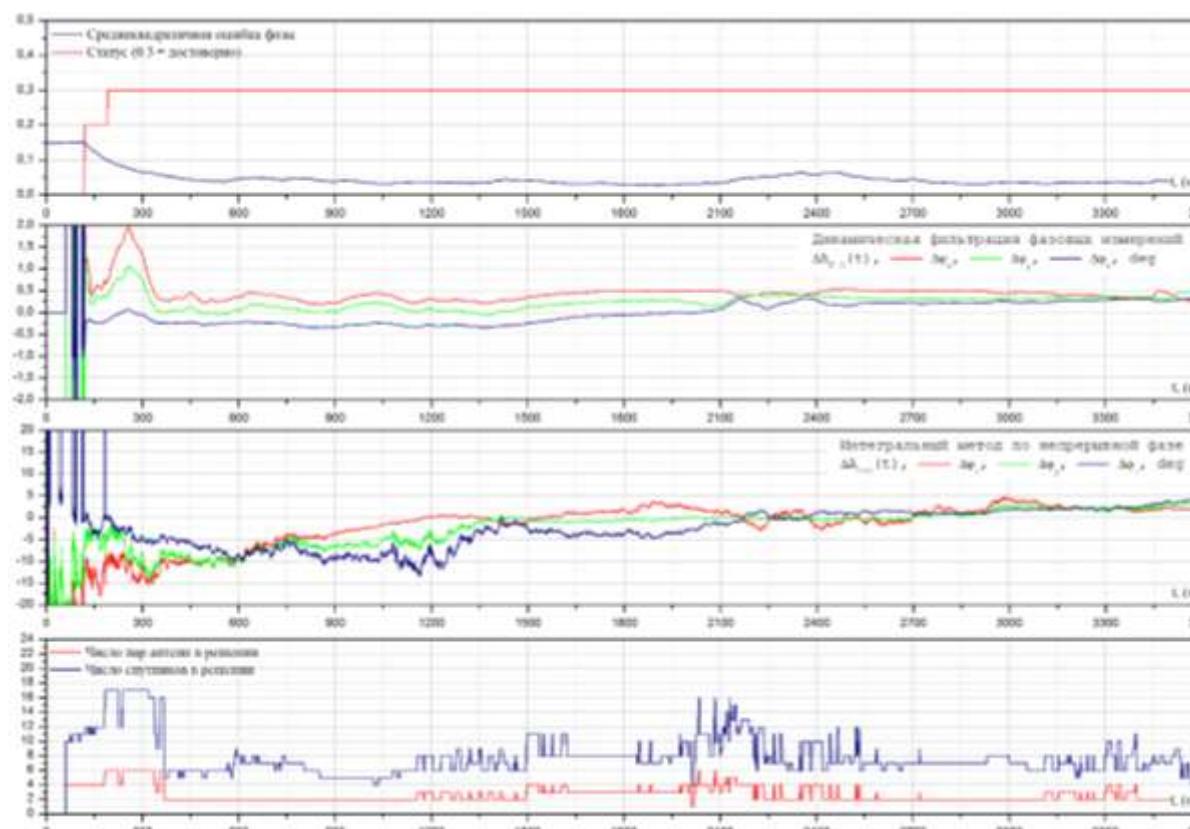


Рис. 2.25 Переход от интегрального метода определения ориентации по фазовым приращениям к методу динамической фильтрации фазовых измерений: 1 Достоверность и среднеквадратичная ошибка фазы; 2 Ошибки ориентации при динамической фильтрации фазовых измерений; 3 Ошибки ориентации интегрального метода фазовых приращений; 4 Число пар антенн в решении, число НС в решении. Благоприятные условия перехода: 12-17 пар НС.

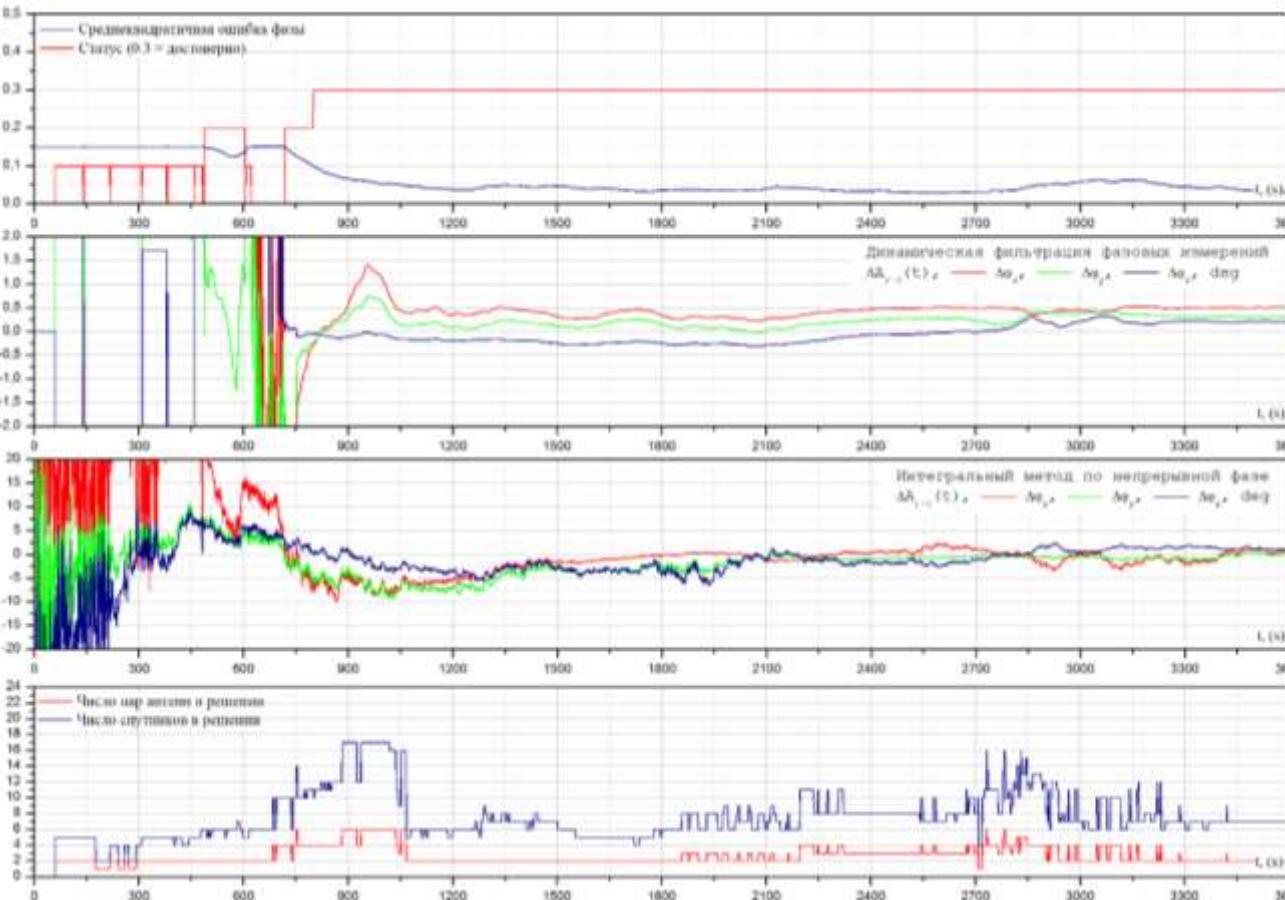


Рис. 2.26 Переход от интегрального метода определения ориентации по фазовым приращениям к методу динамической фильтрации фазовых измерений: 1 Достоверность и среднеквадратичная ошибка фазы; 2 Ошибки ориентации при динамической фильтрации фазовых измерений; 3 Ошибки ориентации интегрального метода фазовых приращений; 4 Число пар антенн в решении, число НС в решении. Неблагоприятные условия перехода: 4 - 6 пар НС.

2.13 Полетная юстировка АСН

Определение ориентации по измерениям АСН предполагают точное знание координат фазовых центров антенн АСН относительно связанной системы координат КА. Желательно, чтобы ошибки знания этих координат не превышали 2-3 мм. Составляющими ошибок знания координат фазовых центров антенн являются:

- ошибки координат посадочных мест антенн на изделии;
- ошибки знания координат фазового центра антенны относительно посадочного места антенны;
- ошибки знания истинного расположения ССК относительно осей изделия.

Ошибки координат посадочных мест антенн на изделии для кораблей «Союз» и «Прогресс» составляют ~5 мм. Повышение точности установки антенн на изделии требует достаточно сложной системы наземной юстировки координат антенн.

Ошибки знания координат фазового центра антенны относительно посадочного места антенны может составлять 1-2 см.

Точность формирования ССК на изделии для кораблей «Союз» и «Прогресс» составляет ~0,1°. Эта точность определяется точностью установки на изделии различной датчиковой аппаратуры ориентации. Относительное расположение осей этой аппаратуры должно быть увязано между собой. Более высокая точность согласования осей датчиков ориентации также требует существенного усложнения наземных юстировочных испытаний. Поэтому целесообразно в полете проводить юстировку АСН – уточнение координат антенн по измерениям АСН. Юстировка может выполняться двумя способами:

- сравнение результатов определения координат антенн по измерениям АСН с оценкой этих координат при построении ориентации КА по более точным датчикам ориентации;
- автономное уточнение координат по длительным измерениям АСН.

В первом случае ориентация КА оценивается по более точным измерителям, например, по звездным датчикам. Во втором случае поправки к координатам антенн определяются одновременно с определением ориентации КА по измерениям АСН.

В настоящем разделе рассматривается первый метод юстировки, которая была проведена во время летных испытаний работы АСН-К, установленной на КА «Прогресс». Юстировка проводилась на участке совместного полета КА с МКС. Ориентация МКС определялась с помощью звездных датчиков. Точность ориентации была не хуже $0,1^\circ$. С соответствующей точностью была известна и ориентация КА «Прогресс». Задачей юстировки являлось уточнение координат трех антенн относительно зафиксированных координат первой антенны.

Пусть $\bar{x}_1, \bar{x}_2, \bar{x}_3, \bar{x}_4$ - оценка координат четырех антенн АСН-К в ССК. При измерении по четырем антеннам в алгоритмах определения ориентации формируются шесть антенных пар:

$$\begin{aligned}\bar{l}_1 &= \bar{x}_2 - \bar{x}_1 \\ \bar{l}_2 &= \bar{x}_3 - \bar{x}_1 \\ \bar{l}_3 &= \bar{x}_4 - \bar{x}_1 \\ \bar{l}_4 &= \bar{x}_3 - \bar{x}_2 \\ \bar{l}_5 &= \bar{x}_4 - \bar{x}_2 \\ \bar{l}_6 &= \bar{x}_4 - \bar{x}_3\end{aligned}\tag{2.243}$$

При фиксированной оценке координат первой антенны ($\Delta x_1 = 0$) поправки векторов антенных пар имеют вид:

$$\begin{aligned}
 \Delta \bar{l}_1 &= \Delta \bar{x}_2 \\
 \Delta \bar{l}_2 &= \Delta \bar{x}_3 \\
 \Delta \bar{l}_3 &= \Delta \bar{x}_4 \\
 \Delta \bar{l}_4 &= \Delta \bar{x}_3 - \Delta \bar{x}_2 \\
 \Delta \bar{l}_5 &= \Delta \bar{x}_4 - \Delta \bar{x}_2 \\
 \Delta \bar{l}_6 &= \Delta \bar{x}_4 - \Delta \bar{x}_3
 \end{aligned} \tag{2.244}$$

Введем обозначения:

$$\Delta \bar{l} = \begin{pmatrix} \Delta \bar{l}_1 \\ \vdots \\ \Delta \bar{l}_6 \end{pmatrix} \quad \Delta \bar{x} = \begin{pmatrix} \Delta x_2 \\ \vdots \\ \Delta x_4 \end{pmatrix} \tag{2.245}$$

Связь между вектором $\Delta \bar{l}$ и $\Delta \bar{x}$ определяется соотношением:

$$\Delta \bar{l} = A \Delta \bar{x} \tag{2.246},$$

где A - матрица размерности 18×9 .

$$A = \begin{pmatrix} E & 0 & 0 \\ 0 & E & 0 \\ 0 & 0 & E \\ -E & E & 0 \\ -E & 0 & E \\ 0 & -E & E \end{pmatrix} \tag{2.247}$$

E – единичная матрица размерности 3×3 ;

0 – нулевая матрица размерности 3×3.

Если в процессе измерений АСН был определен 18 мерный вектор $\Delta\bar{l}$, то девятимерный $\Delta\bar{x}$ определяется из уравнения (2.246)

$$\Delta\bar{x} = (A^T A)^{-1} A^T \Delta\bar{l} \quad (2.248)$$

Рассмотрим алгоритм определения вектора $\Delta\bar{l}$ в эксперименте по юстировке антенн АСН-К корабля «Прогресс», пристыкованного к МКС. МКС стабилизировалась в ОСК с известной матрицей перехода из ОСК к ССК МКС $A_{ОСК-МКС}$. Эта матрица в системе управления МКС формировалась по измерениям БИНС с коррекцией по измерениям звездного датчика. Точность матрицы $A_{ОСК-МКС}$ оценивается как $0,1^\circ$.

Корабль «Прогресс» пристыкован к МКС под определенными углами. Матрица перехода от системы координат МКС к системе координат КА $A_{МКС-КА}$ также известна с точностью $\sim 0,1^\circ$.

Тогда для i -й пары антенн связь между вектором измерений и ориентацией КА определяется уравнением:

$$\bar{U}_{ui} + \bar{U}_{0i} = B_i A_{\Gamma-0}^T A_{ОСК-МКС}^T A_{МКС-КА}^T \bar{l}_{KAi} \quad (2.249)$$

где \bar{U}_{ui} - вектор второй разности фазовых измерений i -й пары антенн;

\bar{U}_{0i} - вектор констант неопределенности i -й пары антенн;

\bar{B}_i - матрица направляющих косинусов для i -й пары антенн;

\bar{l}_{KAi} - вектор i -й пары антенн в ССК КА;

$A_{\Gamma-0}$ – матрица перехода из ГСК в ОСК.

В уравнении (2.249) неизвестным является вектор \bar{l}_{KAi} , хотя с определенной точностью известна оценка этого вектора \bar{l}_i^* . Пусть вектор \bar{l}_{KA} равен:

$$\bar{l}_{KAi} = \bar{l}_i^* + \Delta \bar{l}_i \quad (2.250)$$

где $\Delta \bar{l}_i$ - неизвестная ошибка вектора \bar{l}_i^*

Тогда уравнение (2.249) можно представить в виде:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} - B_i A_{\Gamma-0}^T A_{OCK-MKC}^T A_{MKC-KA}^T \bar{l}_{KAi}^* = B_i A_{\Gamma-0}^T A_{OCK-MKC}^T A_{MKC-KA}^T \Delta \bar{l}_i \quad (2.251)$$

Будем предполагать, что ошибка $\Delta \bar{l}_i$ мала по величине, и вектор, стоящий в правой части уравнения (2.251) не превышает полдлины волны λ . Тогда, учитывая что все компоненты вектора \bar{U}_{0i} кратны длине волны λ , можно записать уравнение для определения $\Delta \bar{l}_i$.

$$\bar{U}_{ud.u.} = (\bar{U}_{ui} - B_i A_{\Gamma-0}^T A_{OCK-MKC}^T A_{MKC-KA}^T \bar{l}_{KAi}^*)_{ud.u.} = B_i A_{\Gamma-0}^T A_{OCK-MKC}^T A_{MKC-KA}^T \bar{l}_i \quad (2.252)$$

где $(\bar{x})_{ud.u.}$ - означает выделение дробной части по λ каждой компоненты вектора \bar{X} .

Введем обозначения:

$$\hat{B}_i = B_i A_{\Gamma-0}^T A_{OCK-MKC}^T A_{MKC-KA}^T$$

Тогда для i -й пары антенн уравнение (2.252) примет вид:

$$\bar{U}_{ud.u.i} = \hat{B}_i \Delta \bar{l}_i \quad (2.253)$$

Если для i -й пары антенн выполняется серия из m измерений, то для определения $\Delta\bar{l}_i$ можно составить систему уравнений:

$$\begin{aligned} \bar{U}_{u\partial.u.i1} &= \hat{B}_{i1}\Delta\bar{l}_i \\ \cdots & \\ \bar{U}_{u\partial.u.im} &= \hat{B}_{im}\Delta\bar{l}_i \end{aligned} \quad (2.254)$$

Из системы уравнений (2.254) по серии из m измерений определяется поправка вектора $\Delta\bar{l}_i$

$$\Delta\bar{l}_i = \left(\sum_{j=1}^m \hat{B}_{ij}^T \hat{B}_{ij} \right)^{-1} \left(\sum_{j=1}^m \hat{B}_{ij}^T \bar{U}_{u\partial.u.ij} \right) \quad (2.255)$$

Аналогично определяются поправки к остальным векторам пар антенн, формируются векторы $\Delta\bar{l}$ по алгоритму (2.245) и определяется вектор $\Delta\bar{x}$ по алгоритму (2.248).

Описанная выше процедура определения поправок координат антенн $\bar{x}_2, \bar{x}_3, \bar{x}_4$ КА «Прогресс» была реализована в совместном полете КА с МКС. На рис. 2.27 приведены графики поправок координат антенн $\Delta\bar{X}_2, \Delta\bar{X}_3, \Delta\bar{X}_4$ по результатам суточного сеанса измерений. Первые восемь часов измерения проводились в режиме *GPS* с определением ориентации по измерениям от четырех антенн. Последующие 16 часов выполнялся режим ГЛОНАСС+*GPS* с определением ориентации по измерениям от трех антенн. Графики найденных поправок координат антенн $\Delta\bar{X}_2, \Delta\bar{X}_3, \Delta\bar{X}_4$ вышли на установившийся уровень через ~ 4 часа измерений и

далее оставались близкими к константам. Найденные ошибки лежат в диапазоне $-1 \div 4$ см. Учет найденных ошибок при определении ориентации заметно повысил точность ориентации КА формируемой как интегральным методом по приращениям первых разностей интегральных фаз, так и методом динамической фильтрации одномоментных определений ориентации.

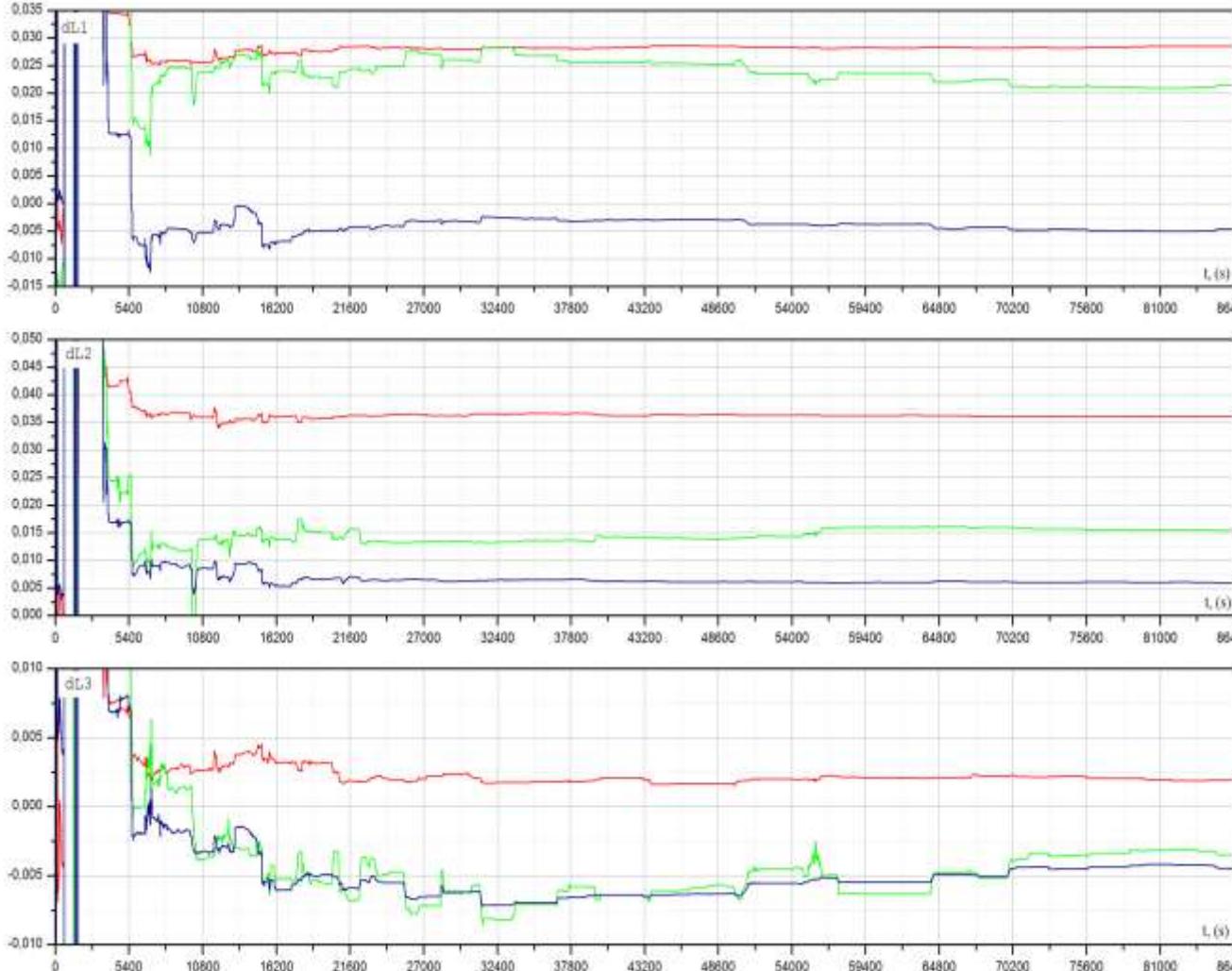


Рис. 2.27 Графики ошибок координат антенн $\Delta\bar{X}_2, \Delta\bar{X}_3, \Delta\bar{X}_4$, полученные по летным измерениям АСН-К корабля «Прогресс».

На рис. 2.28 приведены графики ошибок ориентации, полученной интегральным методом по приращениям первых разностей интегральных фаз без учета найденных поправок координат антенн (верхний график), так и с учетом поправок координат антенн (средний график), а также графики числа используемых для решения задачи ориентации НС и числа используемых пар антенн (нижний график).

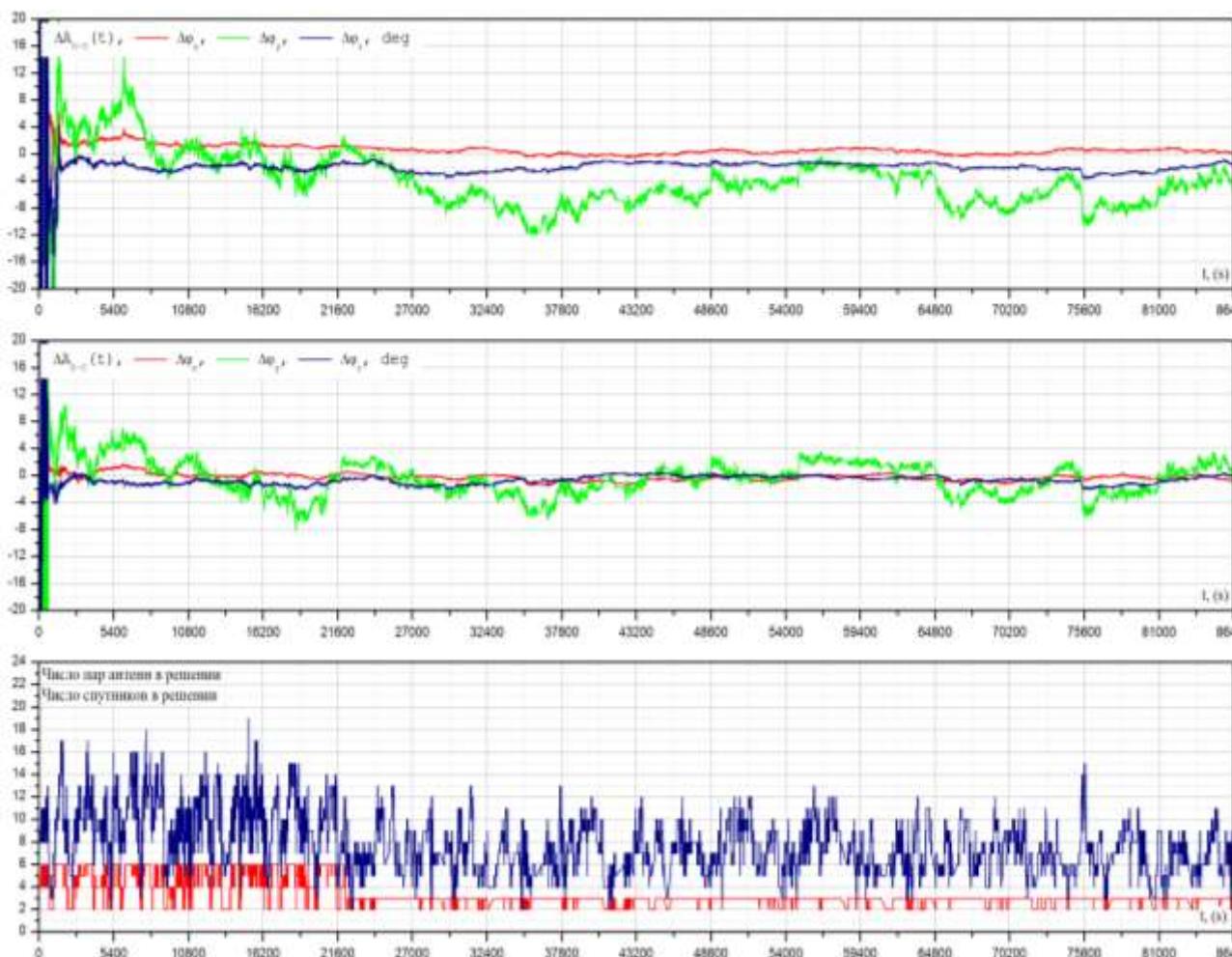


Рис. 2.28 Графики ошибок ориентации КА «Прогресс», полученные интегральным методом по приращениям первых разностей интегральных фаз без учета найденных поправок координат антенн и с учетом поправок координат антенн, а также графики числа используемых НС и числа используемых пар антенн.

На рис. 2.29 приведены графики ошибок ориентации КА «Прогресс», сформированные методом динамической фильтрации одномоментных измерений без учета найденных поправок координат антенн (верхний график), с учетом поправок координат антенн (средний график), график числа используемых для решения задачи ориентации НС и числа используемых пар антенн (нижний график).

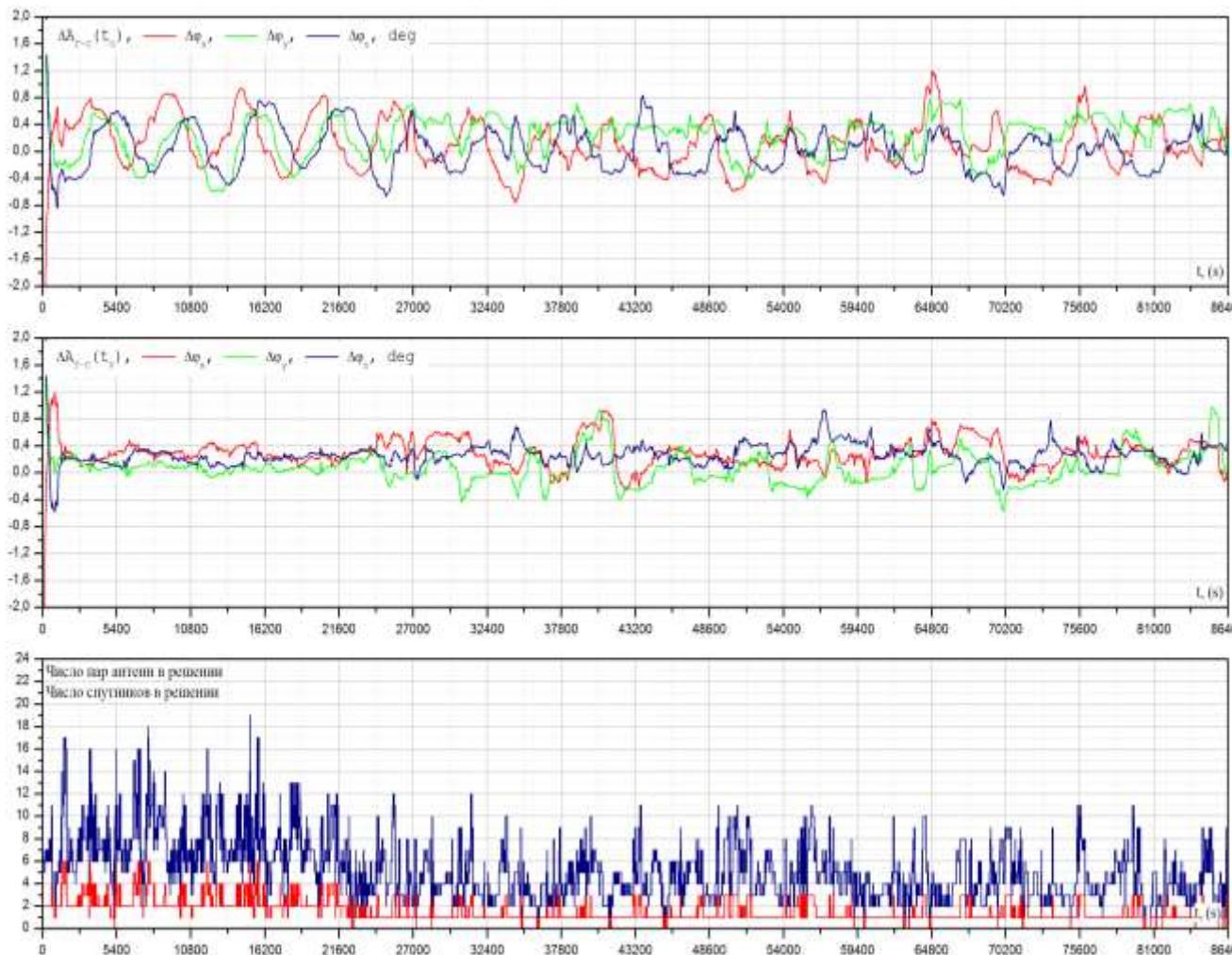


Рис. 2.29 Графики ошибок ориентации КА «Прогресс», сформированные методом динамической фильтрации одномоментных определений ориентации без учета найденных поправок координат антенн (верхний график), с учетом поправок координат антенн (средний график), график числа используемых для решения задачи ориентации НС и числа используемых пар антенн (нижний график).

Приведенные графики демонстрируют существенное повышение точности ориентации после учета найденных поправок к координатам антенн. Так, если без учета поправок интегральный метод по приращениям фаз обеспечивал построение ориентации с точностью $\pm 10^\circ$, то с учетом поправок координат точность повысилась до $\pm 6^\circ$. Если без учета поправок метод динамической фильтрации одномоментных измерений в режиме *GPS* при использовании четырех антенн обеспечивал точность $\pm 1^\circ$, то после учета антенн точность повысилась до величины $\pm 0,4^\circ$.

Полученный результат продемонстрировал необходимость полетной юстировки координат антенн АСН. Рассмотренный выше метод юстировки опирается на измерения более точных датчиков ориентации. Этот метод прост с точки зрения методического и алгоритмического обеспечения и дает хорошие результаты в плане точности определения поправок координат антенн. Однако такая возможность на многих КА может отсутствовать хотя бы из-за отсутствия более точных датчиков ориентации. Поэтому рассмотрим алгоритмы реализации второго метода автономного уточнения координат антенн по измерениям АСН. Будем предполагать, что определение ориентации выполняется методом динамической фильтрации одномоментных измерений.

Пусть в момент t_0 была определена матрица ориентации A_0^* . Известны также оценки пар векторов \bar{l}_i^* относительно ССК. По измерениям от момента t_0 до t требуется определить поправку $\bar{\varphi}$ матрицы A_0^* и поправки векторов всех пар антенн $\Delta\bar{l}_i$.

Обозначим:

ΔA_0 – ошибка матрицы ориентации в момент t_0 ;

$\Delta\bar{l}_i$ - ошибки векторов i -х пар антенн.

Для ΔA_0 и $\Delta \bar{l}_i$ справедливы соотношения:

$$\begin{aligned} A_0 &= A_0^* \Delta A_0 \\ \bar{l}_i &= \bar{l}_i^* + \Delta \bar{l}_i \end{aligned} \quad (2.256)$$

Тогда для i -й пары антенн с точностью до малых второго порядка малости можно записать уравнение в виде:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_{0i} - B_i \Gamma^T A_0^{*T} I^T \bar{l}_i^* = B_i \Gamma^T A_0^{*T} I^T \Delta \bar{l}_i + B_i \Gamma^T \Delta A_0 A_0^{*T} I^T \bar{l}_i^* \quad (2.257)$$

где Γ – матрица перехода из ГСК в ГСК₀

I – матрица БИНС перехода из ИСК БИНС к ССК.

Обозначим:

$\tilde{U}_{ui} = (\bar{U}_{ui} - B_i \Gamma^T A_0^{*T} I^T \bar{l}_i^*)_{\text{д.ч.}}$ - вектор измерений размерности r_i ;

$\tilde{B}_i = B_i \Gamma^T A_0^{*T} I^T$ - матрица размерности $r_i \times 3$; (2.258)

$\tilde{l}_i = A_0^{*T} I^T \bar{l}_i^*$ - вектор размерности 3.

Учитывая, что правая часть уравнения (2.257) мала, уравнение (2.257) для i -й пары антенн может быть представлено в виде:

$$\tilde{U}_{ui} = \tilde{B}_i \Delta \bar{l}_i + B_i \Gamma^T \Delta A_0 \tilde{l}_i \quad (2.259)$$

Введем матрицу и вектор

$$\hat{l}_i = \begin{pmatrix} 0 & \tilde{l}_{i3} & -l_{i2} \\ -\tilde{l}_{i3} & 0 & l_{i1} \\ l_{i2} & -l_{i1} & 0 \end{pmatrix}, \bar{\varphi} = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix} \quad (2.260)$$

где l_{ij} – i -е компоненты вектора \tilde{l}_i ;

$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – соответствующие компоненты матрицы ΔA .

Легко убедиться, что

$$\delta A_0 \tilde{l}_i = \hat{l}_i \bar{\varphi} \quad (2.261)$$

Тогда система уравнений (2.259) для i -й пары антенн примет вид:

$$\tilde{U}_{ui} = \tilde{B}_i \Delta \tilde{l}_i + \hat{B}_i \bar{\varphi} \quad (2.262)$$

где $\tilde{B}_i = B_i \Gamma^T \hat{l}_i$

Для n пар антенн можно записать систему уравнений:

$$\begin{aligned} \tilde{U}_{u1} &= \tilde{B}_1 \Delta \tilde{l}_1 + \hat{B}_1 \bar{\varphi} \\ &\cdots \\ \tilde{U}_{un} &= \tilde{B}_n \Delta \tilde{l}_n + \hat{B}_n \bar{\varphi} \end{aligned} \quad (2.263)$$

Введем обозначения:

$$\tilde{U}_u = \begin{pmatrix} \tilde{U}_{u1} \\ \vdots \\ \tilde{U}_{un} \end{pmatrix} \text{ - вектор измерений на текущей секунде;}$$

$\tilde{B} = \begin{pmatrix} \tilde{B}_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \tilde{B}_2 & \dots & 0 \\ \vdots & & \ddots & \\ 0 & \dots & 0 & \tilde{B}_n \end{pmatrix}$ - \tilde{B}_i - матрица размерности $r_i \times 3$; 0 – матрица размерности $r_i \times 3$;

$\hat{B} = \begin{pmatrix} \hat{B}_1 \\ \vdots \\ \hat{B}_n \end{pmatrix}$ - матрица размерности $r \times 3$, где $r = \sum_{i=1}^m r_i$ (2.264)

$\Delta \bar{l} = \begin{pmatrix} \Delta \bar{l}_1 \\ \vdots \\ \Delta \bar{l}_n \end{pmatrix}$ вектор размерности $3n$.

Тогда система уравнений (2.263) примет вид:

$$\tilde{U}_u = \tilde{B} \Delta \bar{l} + \hat{B} \bar{\varphi} \quad (2.265)$$

Вектор $\Delta \bar{l}$ может быть выражен через вектор ошибок координат антенн $\Delta \bar{X}$ с помощью равенства (2.246):

$$\Delta \bar{l} = A \Delta \bar{X} \quad (2.266)$$

Где матрица A для четырех антенн определяется равенством (2.247). Подставив выражения для $\Delta \bar{l}$ в уравнение (2.265), получим уравнение для определения векторов $\Delta \bar{x}, \bar{\varphi}$:

$$\tilde{U}_u = \tilde{B} A \Delta \bar{X} + \hat{B} \bar{\varphi} \quad (2.267)$$

Введем обозначение:

$$\Delta \bar{y} = \begin{pmatrix} \bar{\varphi} \\ \Delta \bar{X} \end{pmatrix} - \text{искомый вектор} \quad (2.268)$$

$$B = \begin{pmatrix} \hat{B} & \tilde{B}A \end{pmatrix}$$

Тогда уравнение (2.267) примет вид:

$$\tilde{U}_u = B \Delta \bar{y} \quad (2.269)$$

Уравнение (2.269) записано для измерений всех n антенн, но для одного момента времени.

Для серии из m уравнений получим систему уравнений:

$$\begin{aligned} \tilde{U}_{u1} &= B_1 \Delta \bar{y} \\ \cdots &\cdots \\ \tilde{U}_{um} &= B_m \Delta \bar{y} \end{aligned} \quad (2.270)$$

Введем обозначение:

$$\hat{U}_u = \begin{pmatrix} \tilde{U}_{u1} \\ \vdots \\ \tilde{U}_{um} \end{pmatrix} \quad \hat{B}_0 = \begin{pmatrix} B_1 \\ \vdots \\ B_m \end{pmatrix} \quad (2.271)$$

Тогда система (2.270) может быть представлена в виде:

$$\hat{U}_u = \hat{B}_0 \Delta \bar{y} \quad (2.272)$$

Откуда

$$\Delta \bar{y}^* = (\hat{B}_0^T \hat{B}_0)^{-1} \hat{B}_0^T \hat{U}_u \quad (2.273)$$

Решение (2.273) обеспечивает определение поправки $\bar{\varphi}$ к матрице ориентации A_0^* и поправок $\Delta\bar{x}_i$ координат антенн АСН. При этом необходимо помнить, что так как совокупность антенн АСН с координатами \bar{x}_i допускает параллельный перенос в ИСК без изменения результатов измерений, то координаты одной из антенн могут назначаться произвольно. Например, $\Delta\bar{X}_1 = 0$. Тогда число неизвестных поправок к координатам антенн будет равно $n-1$. Поэтому для АСН-К кораблей «Союз» и «Прогресс», имеющей четыре антенны, решение (2.273) определяет трехмерный вектор поправки ориентации $\bar{\varphi}$ и три трехмерных вектора $\Delta\bar{x}_i$. То есть, размерность вектора $\Delta\bar{y}^*$ равна 12.

Для проведения юстировки АСН должна быть установлена ориентация КА, при которой обеспечивается видимость большого количества НС всеми антеннами. Такой ориентацией для КА «Союз» и «Прогресс» является, например, орбитальная ориентация.

В процессе юстировки вектор $\bar{\varphi}$ определяется как константа. Для выполнения этого условия необходимо чтобы дрейф БИНС на интервале измерений не превышал $0,2\text{-}0,3^\circ$, а величина дрейфа должна обеспечивать возможность накопления достаточного количества измерений. Для этого желательно чтобы дрейф БИНС не превышал величины $0,1\text{-}0,2^\circ/\text{час}$.

2.14 Особенности ориентации по измерениям АСН высокоорбитальных КА

При выводе различных алгоритмов решения задачи ориентации не делалось каких-либо замечаний относительно орбит КА. Это означает, что предложенные выше алгоритмы справедливы и для высокоорбитальных КА, хотя для высоких орбит имеется ряд особенностей, которые необходимо учитывать при разработке систем ориентации по измерениям АСН.

Как отмечалось в Главе 11 Книги 1 настоящего курса лекций, на высоких орбитах видимыми для АСН являются «обратные» спутники, линии визирования которых проходят в окрестности горизонта Земли. Количество одновременно видимых «обратных» спутников, например, с геостационарной орбиты, в среднем составляет 1-3 НС, при этом на достаточно больших временных интервалах спутники вообще отсутствуют.

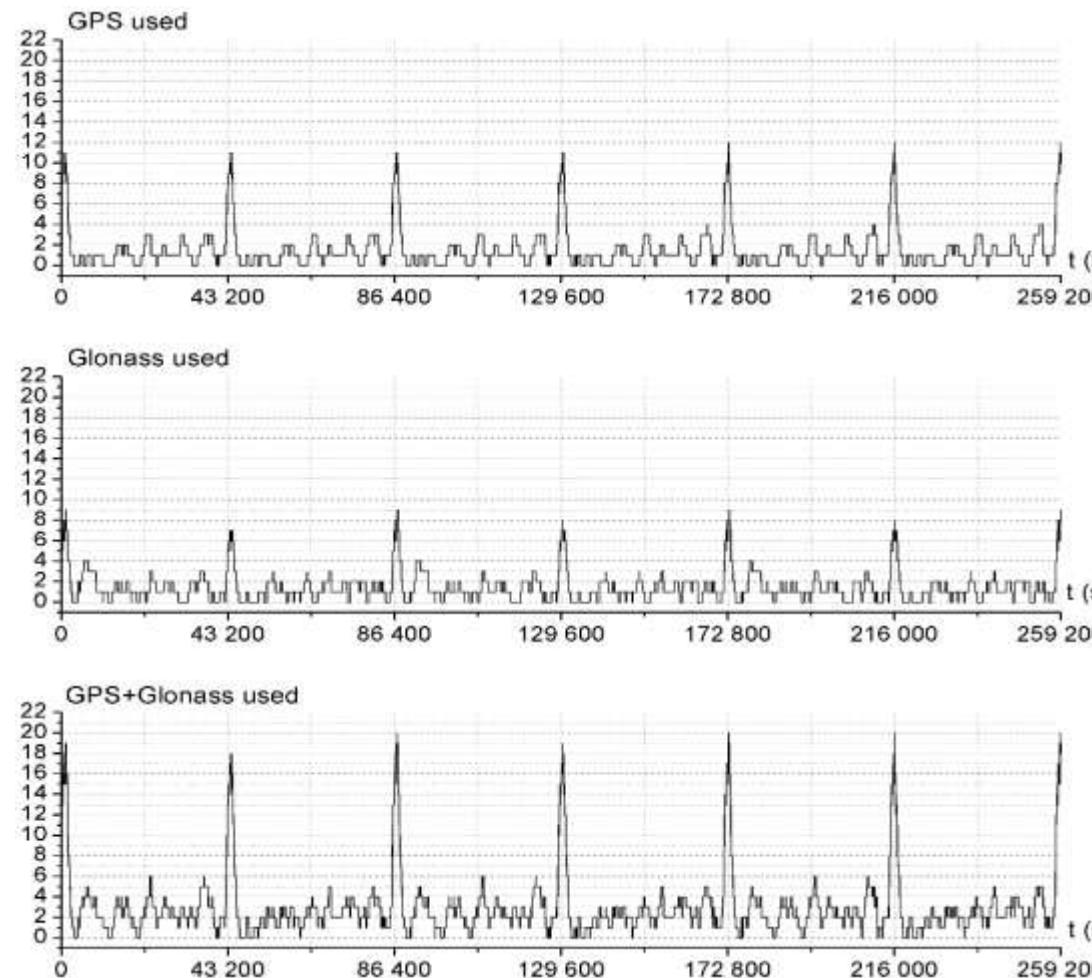


Рис. 2.30 Графики
числа видимых НС для
ВЭО в режимах *GPS*,
ГЛОНАСС,
GPS+ГЛОНАСС

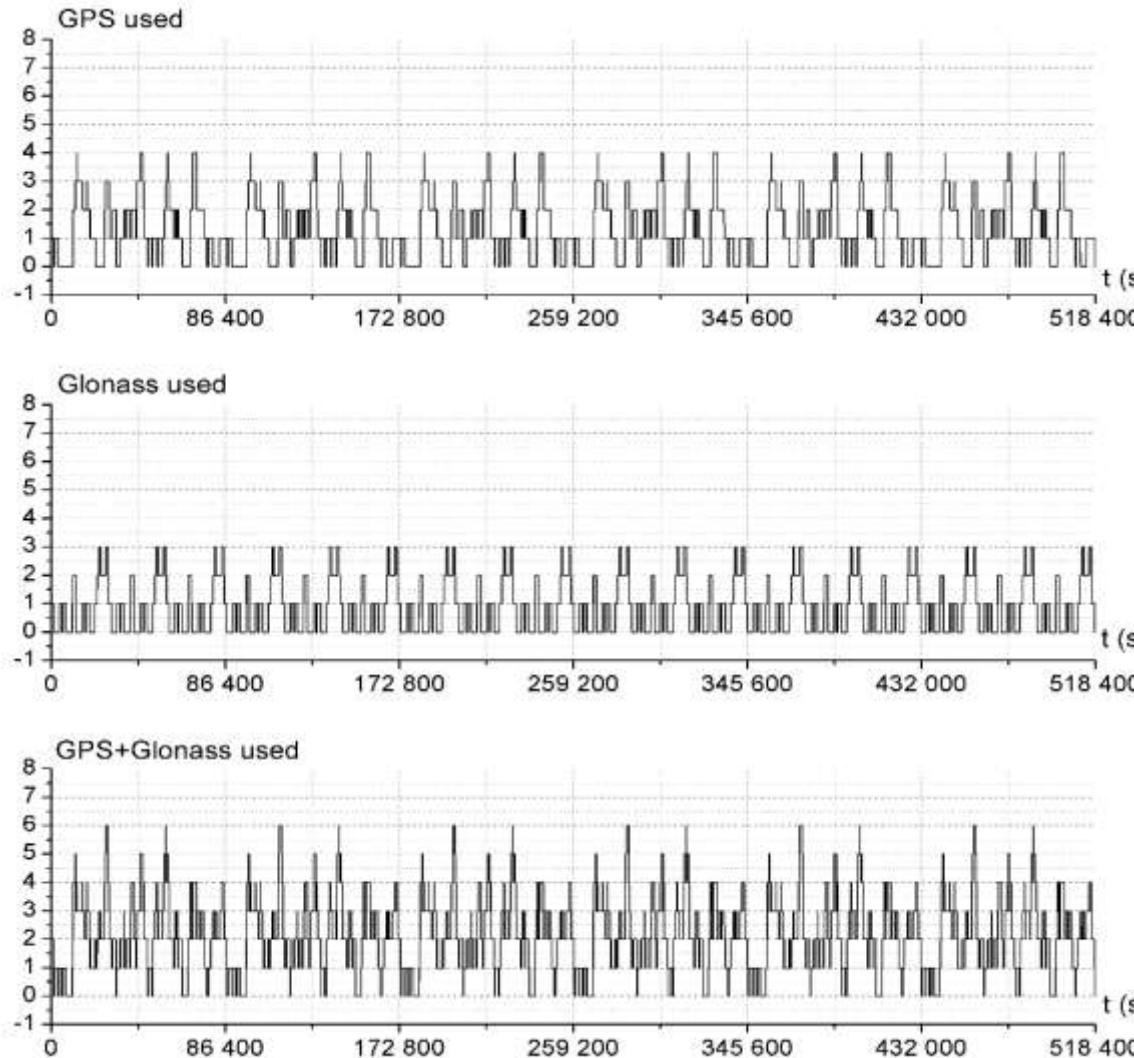


Рис. 2.31 Графики числа видимых НС для ГСО в режимах *GPS*, ГЛОНАСС, *GPS+ГЛОНАСС*.

Это означает, что для геостационарных КА и ВЭО из-за отсутствия непрерывного навигационного поля может быть реализована только интегрированная система определения ориентации по измерениям АСН на базе БИНС. При этом к БИНС предъявляются значительно

более жесткие требования по скорости нестабильного дрейфа. Это объясняется существенно более низкой угловой скоростью линий визирования НС для геостационарного КА по сравнению с низкоорбитальными КА. Для геостационарных КА эта скорость в 15-20 раз ниже, соответственно, и уход БИНС для геостационарных КА должен быть в 15-20 раз ниже, чем для низкоорбитальных КА. Поэтому, если для низкоорбитальных КА допустимая скорость дрейфа БИНС составляет $0,3 \div 0,5$ °/ч, то для геостационарных КА она должна составлять $0,02 \div 0,03$ °/ч. Хотя это требование и является достаточно жестким, аппаратура БИНС с указанными характеристиками существует и используется в космической технике. Следует отметить, что рассмотренные в разделе 2.11 алгоритмы определения ориентации одновременно оценивают и медленно меняющуюся составляющую дрейфа БИНС. Использование этих алгоритмов позволяет определить ориентацию КА по измерениям АСН и при значительно больших значениях дрейфа БИНС.

Проведенное моделирование продемонстрировало возможность достижения достаточно высокой точности формируемой оценки ориентации. Однако реализованные при моделировании алгоритмы предполагают знание начальной оценки ориентации. Как было отмечено выше, точность этой оценки должна быть выше отношения половины длины волны несущего сигнала НС к максимальной антенной базе. При антенной базе 2 м эта точность должна быть не хуже $2,5^\circ$. Построение и начальное определение ориентации является одной из основных задач системы ориентации любого КА, в том числе и геостационарных. Для решения этой задачи используются различные типы датчиков ориентации, такие как ИКВ, солнечные датчики, звездные датчики и т.п. Но если эти дополнительные датчики используются для построения и определения начальной ориентации, то они же могут использоваться и для последующего непрерывного уточнения ориентации, как это делается в настоящее время.

Тогда использование АСН для определения ориентации теряет всякий смысл. Другое дело, если по сигналам АСН полностью решается задача ориентации, включая наведение антенн АСН на Землю, определение начальной оценки ориентации и последующее непрерывное уточнение этой оценки. Только в этом случае АСН может использоваться первоначально в качестве резервной системы определения ориентации, обеспечивая функциональное резервирование традиционных систем, а после тщательной летной отработки – в качестве основной системы ориентации, включающей в свой состав аппаратное резервирование и одновременно обеспечивающей решение задачи навигации.

Рассмотрим возможность решения полного комплекса задач ориентации средствами АСН.

2.14.1 Наведение антенн АСН на Землю

В отличие от низкоорбитальных КА, у которых практически при любой ориентации КА в поле зрения антенны АСН попадает хотя бы один спутник, для геостационарных КА все видимые НС находятся в достаточно узком конусе, ось которого направлена от КА на центр Земли, а угол при вершине равен $\sim 24^\circ$. Для сравнения отметим, что на низкоорбитальных КА область возможного нахождения НС превышает полусферу. Диаграмма направленности антенн также близка к полусфере. Поэтому на низкоорбитальных КА при любой их ориентации осуществляется «захват» сигнала хотя бы одного НС. Для геостационарных КА при произвольной ориентации с большой вероятностью ни один НС не попадет в поле зрения антенны. Поэтому первым этапом решения задачи ориентации геостационарных КА по сигналам АСН является наведение поля зрения антенн АСН на Землю, в окрестности которой находятся видимые НС.

Задача первоначального построения ориентации, обеспечивающей наведение датчиков на заданные участки неба, например, наведение поля зрения ИКВ на Землю, решается на многих КА. Для этого в состав аппаратуры может быть включен широкоугольный солнечный датчик, обеспечивающий построение одноосной ориентации на Солнце. Солнце приводят в точку (в поле зрения датчика), отстоящую от оси визирования ИКВ на угол, равный углу Солнце-КА-Земля. Последующий разворот КА вокруг направления на Солнце обеспечивает «захват» Земли датчиком ИКВ, после чего выполняется трехосная ориентация КА по сигналам ИКВ и солнечного датчика.

Некоторым аналогичным образом может быть выполнено наведение полей зрения антенн АСН на Землю. Самым простым и надежным способом является наведение путем двух последовательных закруток КА вокруг осей, нормальных оси антенны АСН.

Пусть после отделения КА от носителя выполнено гашение угловой скорости и стабилизация КА в инерциальном пространстве по информации от БИНС. Пусть также в общем случае НС не попали в поле зрения антенны АСН. Выполнив закрутку КА вокруг одной из осей, нормальных оси антенны, будем фиксировать моменты появления НС в поле зрения t_{1i} и их выхода из поля зрения t_{2i} (где $i = 1, 2, 3, \dots$ – порядковый номер НС, попавших в поле зрения антенн в процессе разворота). По зафиксированным значениям t_{ji} сформируем момент времени t_0 :

$$t_0 = \sum_{i=1}^n \frac{t_{1i} + t_{2i}}{2} \quad (2.274),$$

где n – число НС, попавших в поле зрения антенны в процессе закрутки.

Момент времени t_0 представляет собой некоторое осредненное время прохождения всеми спутниками плоскости, образуемой осью антенны АСН и осью закрутки КА. После завершения закрутки КА по информации от БИНС приводится к угловому положению, которое он занимал в момент t_0 . Далее выполняется повторная закрутка КА вокруг второй оси, нормальной оси антенны АСН. Аналогично определяется момент времени, когда все НС находились в окрестности плоскости, проходящей через ось антенны и ось второй закрутки КА. Последующим разворотом вокруг оси второй закрутки КА приводится к угловому положению, в котором все НС находятся в окрестности оси антенны АСН.

Существенным недостатком рассмотренного способа приведения НС в окрестность центра поля зрения антенны АСН является то, что после приведения угол рысканья КА относительно орбитальной системы координат остается неизвестным, и по мере орбитального движения КА НС удаляются от центра поля зрения антенны и через 4-5 часов выйдут за пределы поля зрения. За указанное время система определения ориентации должна, по крайней мере, приблизенно определить трехосную ориентацию. Однако, как будет показано ниже в разделе 3.5.2 указанного времени может не хватить для определения начальной оценки ориентации. В этом случае необходимо будет повторить все действия по приведению НС в поле зрения антенны АСН. Для исключения такой ситуации в работе предложен более простой, с точки зрения управления КА, но более сложный с точки зрения алгоритмической реализации, метод грубого определения начальной трехосной ориентации КА, обеспечивающий возможность наведения оси антенны АСН в окрестность центра Земли, определение угла рысканья КА относительно орбитальной системы координат и обеспечение возможности подкрутки КА по тангажу с орбитальной угловой скоростью для длительного удержания НС в поле зрения антенны. При этом выполняется только одна закрутка КА вокруг оси, нормальной оси антенны, фиксируются моменты t_{1i} появления сигналов НС (моменты входа НС в поле зрения антенны) и моменты t_{2i} исчезновения сигналов НС (моменты выхода НС из поля зрения антенны). После завершения закрутки по значениям моментов времени t_{ji} определяется трехосная ориентация КА. Точность определения ориентации зависит от «неопределенности» границы поля зрения антенны. Обычно эта «неопределенность» составляет величину $\sim 5^\circ$. Как будет показано ниже, при указанной «неопределенности» размера поля зрения трехосная ориентация КА может быть определена с точностью $\sim 30^\circ$ по трем осям. Такой точности вполне достаточно для длительного удержания НС в поле зрения антенны АСН.

Получим алгоритмы формирования оценки ориентации КА по измерениям t_{ji} . Ориентацию КА будем оценивать для момента t_0 , определяемого по формуле (2.274). В качестве параметров ориентации выберем три последовательных угла разворота, определяющих переход от орбитальной системы координат к связанной в момент t_0 . Пусть в орбитальной ориентации оси КА x, y, z совпадают с соответствующими осями орбитальной системы координат X_0, Y_0, Z_0 . При этом ось X_0 направлена по вектору скорости КА (для круговой орбиты), Y_0 – по местной вертикали. Последовательность разворотов определим следующим образом:

- первый разворот на угол рысканья ψ вокруг оси Y_0 ;
- второй разворот на угол тангажа θ вокруг промежуточной оси z КА;
- третий разворот на угол крена φ вокруг второй промежуточной оси x_2 КА.

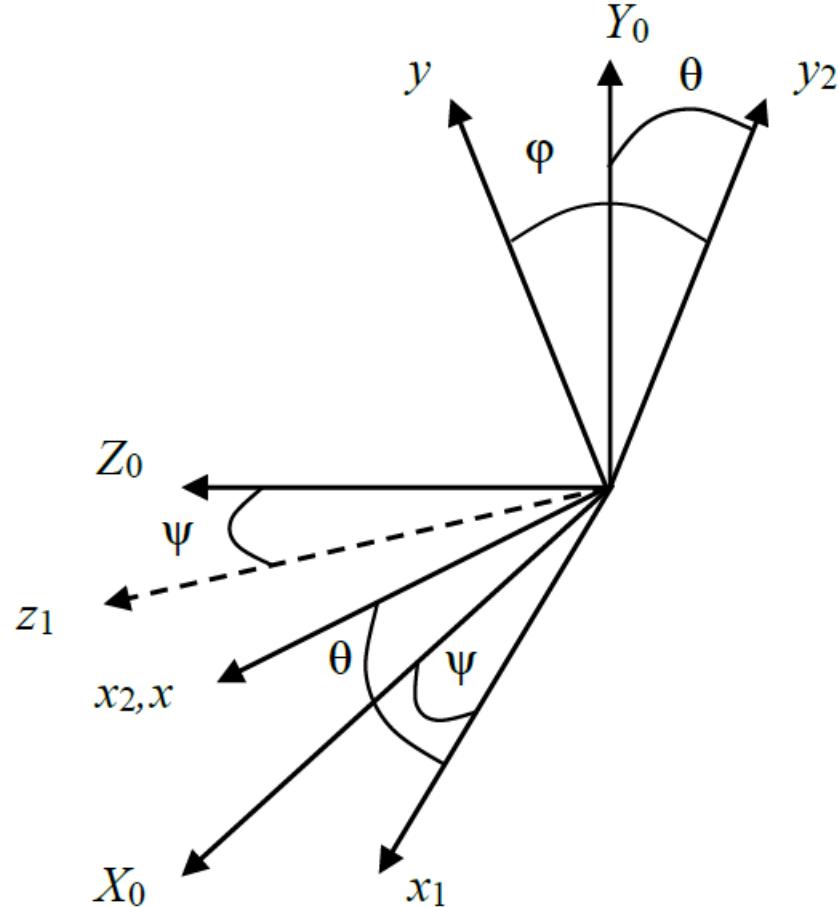


Рис. 2.32
 Последовательность преобразования координат из ОСК с ССК при поворотах по углам рысканья ψ , тангажа θ и крена - φ .

Введем матрицы разворотов A_1, A_2, A_3 :

$$A_1 = \begin{pmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{pmatrix}$$

- матрица перехода от орбитальной системы координат в момент t_0 к первой промежуточной системе координат x_1, y_1, z_1 , повернутой относительно орбитальной на угол рысканья ψ ;

$$A_2 = \begin{pmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$A_3 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix}$$

- матрица перехода от первой промежуточной системы координат ко второй промежуточной системе x_2, y_2, z_2 , повернутой относительно первой промежуточной системы координат x_1, y_1, z_1 на угол тангажа θ вокруг оси z_1 ;

– матрица перехода от второй промежуточной системы координат x_2, y_2, z_2 к связанной системе координат x, y, z повернутой относительно системы координат x_2, y_2, z_2 на угол крена φ вокруг оси x_2 .

Матрица перехода от орбитальной системы координат в момент t_0 к связанной системе координат в момент t_0 будет равна:

$$A = A_3 A_2 A_1 \quad (2.275)$$

Введем также матрицы B_{1i} и B_{2i} :

$$B_{1i} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_{1i} & \sin \varphi_{1i} \\ 0 & -\sin \varphi_{1i} & \cos \varphi_{1i} \end{pmatrix} \quad \text{- матрица перехода от связанной системы координат в момент } t_0 \text{ к связанный системе координат в момент } t_{1i} \text{ входа } i\text{-го НС в поле зрения антенны АЧН;}$$

$$B_{2i} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_{2i} & \sin \varphi_{2i} \\ 0 & -\sin \varphi_{2i} & \cos \varphi_{2i} \end{pmatrix} \quad \text{- матрица перехода от связанной системы координат в момент } t_0 \text{ к связанный системе координат в момент } t_{2i} \text{ выхода } i\text{-го НС из поля зрения антенны АЧН.}$$

Углы φ_{1i} и φ_{2i} соответственно равны:

$$\varphi_{1i} = (t_{1i} - t_0) \omega_3, \quad \varphi_{2i} = (t_{2i} - t_0) \omega_3 \quad (2.276)$$

где ω_3 – угловая скорость закрутки КА.

Учитывая, что ω_3 в десятки раз больше орбитальной угловой скорости, пренебрегая углом поворота орбитальной системы координат за время $t_{ij}-t_0$, получим матрицы перехода из орбитальной системы координат в момент t_0 к связанной системе координат в моменты входа t_{1i} НС в поле зрения антенны АСН и их выхода t_{2i} из поля зрения:

$$A_{1i}=B_{1i}A \quad A_{2i}=B_{2i}A \quad (2.277)$$

В моменты времени t_{1i} и t_{2i} угол между направлениями на НС и осью у равен углу поля зрения антенны АСН φ_a . Пусть a_{1i} и a_{2i} – вторые строки соответственно матриц A_{1i} и A_{2i} , а \bar{r}_i – известные на момент t_0 единичные векторы направлений от КА на i -ые НС. Тогда для определения неизвестных углов ψ, θ, φ можно записать $2n$ уравнений (n – число видимых НС):

$$a_{1i}\bar{r}_i = -\cos \varphi_a, \quad a_{2i}\bar{r}_i = -\cos \varphi_a. \quad (2.278)$$

Левые части уравнений (2.278), учитывая соотношения (2.275) и (2.274), можно выразить в явном виде через искомые углы ψ, θ, φ и известные углы φ_{1i} и φ_{2i} . Эти выражения чрезвычайно громоздки. Однако они могут быть существенно упрощены, если учесть, что искомый угол φ и компоненты r_{xi} и r_{zi} векторов \bar{r}_i малы. Они не превышают величину $\sim 0,2$. В этом случае, опустив громоздкие выкладки и пренебрегая величинами второго порядка малости, систему уравнений (2.278) получим в виде:

$$\begin{aligned} & -r_{ix} \cos \varphi_{ji} \sin \theta \cos \psi + r_{ix} \sin \varphi_{ji} \sin \psi - \cos \varphi_{ji} \cos \theta + \\ & + \varphi \sin \varphi_{ji} \cos \theta + r_{iz} \cos \varphi_{ji} \sin \theta \sin \psi + r_{iz} \sin \varphi_{ji} \cos \psi = -\cos \end{aligned} \quad (2.279)$$

где углы φ_{ij} определяются соотношениями (2.276). Система (2.279) состоит из $2n$ уравнений (n – число видимых НС). Преобразуем эту систему, попарно для каждого i -го НС, взяв сумму и разность i -й пары уравнений. Учитывая, что разность косинусов ($\cos \varphi_{1i} - \cos \varphi_{2i}$) и сумма

синусов ($\sin \varphi_{1i} + \sin \varphi_{2i}$) являются малыми, пренебрегая величинами второго порядка малости, получим систему уравнений (2.279) в виде:

$$\begin{aligned} r_{ix} \sin \theta \cos \psi - r_{iz} \sin \theta \sin \psi + \cos \theta &= \frac{2 \cos \varphi_a}{\cos \varphi_{1i} + \cos \varphi_{2i}}; \\ r_{ix} \sin \psi + r_{iz} \cos \psi + \varphi \cos \theta &= \frac{\cos \varphi_{1i} - \cos \varphi_{2i}}{\sin \varphi_{1i} - \sin \varphi_{2i}} \cos \theta. \end{aligned} \quad (2.280)$$

Первые два слагаемых первого уравнения (2.280) являются малыми величинами, так как малы r_{xi} и r_{zi} . Учитывая, что нашей задачей является грубое определение угла тангажа θ , пренебрегая малыми величинами, получим для определения косинуса угла θ систему из n уравнений:

$$\cos \theta = \frac{2 \cos \varphi_a}{\cos \varphi_{1i} + \cos \varphi_{2i}} \quad i = 1 \dots n. \quad (2.281)$$

Оптимальным решением системы (2.281) является оценка косинуса угла θ :

$$\cos \theta^* = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{2 \cos \varphi_a}{\cos \varphi_{1i} + \cos \varphi_{2i}}. \quad (2.282)$$

Из компонент r_{ix} и r_{iz} составим n -мерные векторы:

$$\bar{r}_{ix} = \begin{pmatrix} r_{1x} - r_{2x} \\ r_{2x} - r_{3x} \\ \vdots \\ r_{nx} - r_{1x} \end{pmatrix} \quad \bar{r}_{iz} = \begin{pmatrix} r_{1z} - r_{2z} \\ r_{2z} - r_{3z} \\ \vdots \\ r_{nz} - r_{1z} \end{pmatrix} \quad (2.283)$$

Введем также n -мерный вектор \bar{d} :

$$\bar{d} = \begin{pmatrix} \frac{\cos \varphi_{11} - \cos \varphi_{21}}{\sin \varphi_{11} - \sin \varphi_{21}} & \frac{\cos \varphi_{12} - \cos \varphi_{22}}{\sin \varphi_{12} - \sin \varphi_{22}} \\ & \dots \\ \frac{\cos \varphi_{1n} - \cos \varphi_{2n}}{\sin \varphi_{1n} - \sin \varphi_{2n}} & \frac{\cos \varphi_{11} - \cos \varphi_{21}}{\sin \varphi_{11} - \sin \varphi_{21}} \end{pmatrix} \quad (2.284)$$

Из вторых n уравнений системы (2.280), вычитая из каждого предыдущего уравнения последующее, с учетом обозначений (2.283) и (2.284), получим систему уравнений для определения оценки угла рысканья ψ :

$$\bar{r}_x \sin \psi + \bar{r}_z \cos \psi = \bar{d} \cos \theta \quad (2.285)$$

Подставив в уравнение (2.285) оценку $\cos \theta^*$ из (2.282), получим уравнение для определения оценок $\sin \psi$ и $\cos \psi \sin \psi$:

$$\cos \theta^* \bar{d} = R \begin{pmatrix} \sin \psi \\ \cos \psi \end{pmatrix} \quad (2.286),$$

где $R = (\bar{r}_x \quad \bar{r}_z)$ – матрица размерности $2 \times n$. При $n \geq 3$ матрица R является обратаемой. Тогда оценки синуса и косинуса угла рысканья будут равны:

$$\begin{pmatrix} \sin \psi^* \\ \cos \psi^* \end{pmatrix} = \cos \theta^* R^{-1} \bar{d}. \quad (2.287)$$

После проведения ортонормирования получим оценки синуса и косинуса угла рысканья в окончательном виде:

$$\begin{aligned}\sin \psi^* &:= \sin \psi^* + 0,5 \sin \psi^* (1 - \sin^2 \psi^* - \cos^2 \psi^*) \\ \cos \psi^* &:= \cos \psi^* + 0,5 \cos \psi^* (1 - \sin^2 \psi^* - \cos^2 \psi^*)\end{aligned}\quad (2.288)$$

Так как угол тангажа θ определен в диапазоне $\pm 90^\circ$, то из равенства (2.281) угол θ может быть получен с точностью до знака. Для определения знака θ необходимо получить оценку $\sin \theta^*$. Введем n -мерный вектор:

$$\bar{c} = 2 \cos \varphi_a \begin{pmatrix} 1 \\ \frac{1}{\cos \varphi_{11} + \cos \varphi_{21}} - \frac{1}{\cos \varphi_{12} + \cos \varphi_{22}} \\ \dots \\ \frac{1}{\cos \varphi_{1n} + \cos \varphi_{2n}} - \frac{1}{\cos \varphi_{11} + \cos \varphi_{21}} \end{pmatrix}. \quad (2.289)$$

Из первых n уравнений системы (2.280), с учетом обозначений (2.283) и (2.289) получим систему уравнений для определения оценки $\sin \theta^*$:

$$(\bar{r}_x \cos \psi - \bar{r}_z \sin \psi) \sin \theta = \bar{c} \quad (2.290)$$

Подставив в уравнение (2.290) вместо $\cos \psi$ и $\sin \psi$ их соответствующие оценки из (2.288) и введя обозначение:

$$\bar{r} = (\bar{r}_x \cos \psi^* - \bar{r}_z \sin \psi^*) \quad (2.291)$$

Получим оценку синуса θ :

$$\sin \theta^* = (\bar{r}^T \bar{r})^{-1} \bar{r}^T \bar{c} \quad (2.292)$$

После проведения ортонормирования получим оценки синуса и косинуса в окончательном виде:

$$\begin{aligned} \sin \theta^* &:= \sin \theta^* + 0,5 \sin \theta^* (1 - \sin^2 \theta^* - \cos^2 \theta^*) \\ \cos \theta^* &:= \cos \theta^* + 0,5 \cos \theta^* (1 - \sin^2 \theta^* - \cos^2 \theta^*); \end{aligned} \quad (2.293)$$

Полученные в соответствии с выражениями (2.288) и (2.293) оценки синусов и косинусов углов рысканья ψ и тангажа θ для момента t_0 полностью определяют ориентацию КА в момент t_0 , так как угол крена φ является малым и может быть принят равным нулю. Формирование оценок углов ψ , θ , φ на момент времени t_0 осуществляется после выхода всех НС из поля зрения антенн АСН и полученных измерений t_{ji} . К этому моменту ориентация КА существенно отличается от ориентации в момент t_0 . Однако это отличие заключается в повороте КА вокруг оси закрутки на угол $\varphi_3 = (t - t_0)\omega_3$, где t – текущее время. То есть, переход от ориентации КА в момент t_0 к текущей ориентации определяется углом φ_3 вокруг оси закрутки. Через значения углов t , ψ , θ и φ_3 определяется кватернион перехода от орбитальной системы координат к текущей связанной системе координат, после чего система управления КА обеспечивает построение текущей трёхосной орбитальной ориентации с точностями, соответствующими точности определения углов φ , ψ , θ .

Приведённые в данном разделе алгоритмы грубого определения начальной ориентации КА по измерениям времени входа и выхода НС из поля зрения антennы АСН в процессе закрутки КА были реализованы на моделирующем стенде. Задавалась случайным образом произвольная ориентация геостационарного КА, выполнялась закрутка КА вокруг продольной оси, фиксировались моменты входа и выхода НС из поля зрения антennы АСН, после чего определялся кватернион перехода из орбитальной системы координат к текущей связанной системе координат. Моменты входа НС в поле зрения антennы определялись по моменту

начала формирования достоверных измерений сигналов соответствующего НС в модели АСН, соответственно, моменты выхода из поля зрения – по моменту пропадания соответствующего сигнала. Ширина диаграммы направленности антенны задавалась 140° (угол при вершине конуса диаграммы), «размазанность» границы диаграммы задавалась равной 5° . В проведённых сериях моделирования из различного начального положения КА при наличии трех НС ориентация определялась с точностью $\sim 20^\circ$ для углов ψ и θ и 10° для угла φ . При наличии четырех НС точность определения углов ψ и θ составила $\sim 15^\circ$. В одном из десяти моделей в процессе закрутки не все НС попали в поле зрения антенны (т.к. ширина поля зрения $< 180^\circ$). В этом случае была выполнена повторная закрутка вокруг другой оси КА.

Следует отметить, что реализация предложенного алгоритма возможна при наличии не менее трех НС в окрестности горизонта Земли. При наличии двух НС возникает неоднозначность решения задачи, для устранения которой необходимо выполнить дополнительную закрутку КА вокруг другой оси. Это означает, что для реализации рассмотренного алгоритма необходимо выбирать момент начала закрутки с учетом видимости достаточного количества НС в окрестности горизонта Земли. Для этого необходимо наличие в бортовой ЦВМ альманахов спутников *GPS* и ГЛОНАСС и параметров орбиты КА. После наведения антенн АСН на Землю осуществляется приём измерений от НС и определение начального приближения оценки ориентации.

2.14.2 Определение начального приближения оценки ориентации и непрерывное уточнение ориентации по измерениям АСН

Как было отмечено выше, особенностью геостационарной орбиты является малое количество видимых НС. Даже при работе одновременно по спутникам *GPS* и ГЛОНАСС существуют участки орбиты, на которых количество видимых НС меньше двух. Напомним, что минимум 2 НС необходимы для формирования вектора измерений по вторым разностям интегральных фаз. На участках орбиты с числом видимых НС меньше двух измерения вторых разностей фаз, необходимых для определения ориентации КА, производиться не могут. То есть, на геостационарной орбите процесс измерения ориентации не является непрерывным, и определение ориентации осуществляется по малому количеству НС. Это приводит к значительному увеличению длительности начального определения оценки ориентации, требует значительного увеличения постоянной времени динамического фильтра измерений АСН, а также накладывает достаточно жесткие условия на точность БИНС. Тем не менее, алгоритмы определения начального приближения оценки ориентации, интегральным методом по приращениям интегральных фаз, рассмотренные в разделе 2.6, и алгоритмы непрерывного уточнения ориентации путем динамической фильтрации фазовых измерений АСН, рассмотренные в разделах 2.7 и 2.8, остаются работоспособными и для высокоорбитальных КА. После грубого наведения осей антенн АСН на Землю могут выполняться рассмотренные алгоритмы определения начального приближения оценки ориентации, а далее - алгоритмы непрерывного уточнения ориентации. В зависимости от величины дрейфа БИНС и требуемой точности ориентации могут реализовываться либо алгоритмы динамической фильтрации, рассмотренные в разделе 2.8, предполагающие нулевой дрейф, либо алгоритмы,

рассмотренные в разделе 2.11, одновременно с оценкой ориентации, оценивающие и дрейф БИНС.

На рис. 2.28 приведены графики ошибок оценки ориентации $\Delta\phi_x^*, \Delta\phi_y^*, \Delta\phi_z^*$ и графики оцененных значений дрейфа БИНС $\Delta\omega_x^*, \Delta\omega_y^*, \Delta\omega_z^*$ для геостационарного КА. Графики получены путём моделирования процесса определения ориентации по измерениям АСН, работающей в режиме «ГЛОНАСС+GPS». Моделировался альманах ГЛОНАСС из 24 НС и альманах *GPS* из 30 НС. Дрейф БИНС задавался равным 0,1 °/час по трём осям. В начальный момент времени КА находился в произвольном угловом положении. Для грубого наведения осей антенн на Землю была выполнена закрутка КА со скоростью 0,3 °/с. В течение первых 20 мин. осуществлялось грубое наведение осей антенн на Землю, после чего выполнялось определение начального приближения оценки ориентации КА.

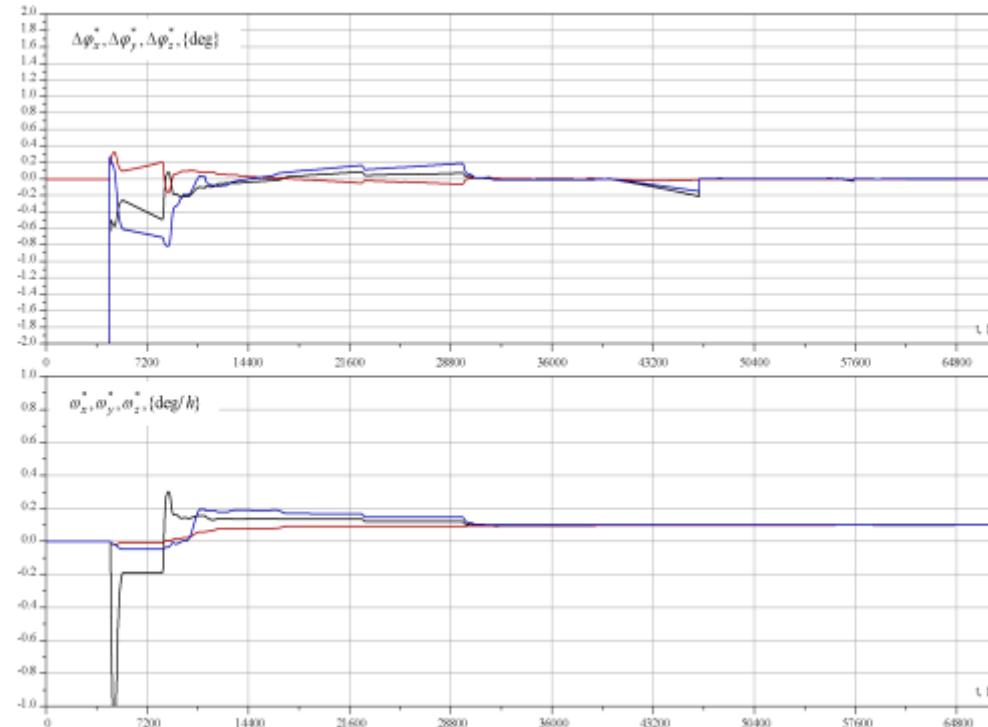


Рис. 2.33 Графики ошибок ориентации КА на ГСО и оценки дрейфа БИНС.

Из графиков рис. 2.33 видно, что через ~ 1 час. 20 мин. после начала моделирования начальная оценка ориентации была определена с точностью $\sim 1^\circ$. Через 1 час. 30 мин. после начала моделирования был включен режим непрерывного уточнения ориентации с одновременной оценкой дрейфа БИНС. Через 1 час. 30 мин. после этого ошибка оценки ориентации не превышала $0,2^\circ$ и начала формироваться оценка дрейфа БИНС. Через 9 час. после начала моделирования ошибка оценки дрейфа БИНС не превышала $0,02^\circ/\text{час.}$, а ошибка оценки ориентации – $-0,03^\circ$.

Следует отметить, что даже при работе системы в установившемся режиме при длительном отсутствии НС наблюдался рост ошибок оценки ориентации величиной до $0,2^\circ$.

Учитывая, что в режимах ГЛОНАСС или *GPS* наблюдаются более длительные интервалы отсутствия одновременной видимости двух и более НС, можно сделать вывод, что режим ГЛОНАСС+*GPS* является более предпочтительным для формирования точной оценки ориентации КА. Тем не менее, приведённые результаты моделирования показали, что точность ориентации $0,2^\circ$ является вполне достижимой для интегрированных систем АСН и БИНС геостационарных КА.

2.15 Контрольные вопросы по материалам главы

1 По какому принципу построены системы ориентации по измерениям АСН?

2 Что такое синхронные и асинхронные АСН?

3 Что из себя представляет метод формирования грубой оценки ориентации и угловой скорости КА по заполнению каналов?

4 Что такое метод раскрытия фазовой неопределенности по одномоментному измерению?

5 Что такое интегральный метод определения ориентации по приращениям первой разности интегральной фазы с использованием измерений БИНС?

6 Что такое динамическая фильтрация одномоментных фазовых определений?

7 Каковы особенности ориентации по измерениям АСН высокоорбитальных КА?

Глава 3 Относительная навигация по измерениям АСН при сближении космических аппаратов

Сближение космических аппаратов является одной из наиболее сложных и ответственных технологических операций в космосе. Как правило, срыв сближения означает срыв всей миссии КА. Поэтому система управления сближением является одной из наиболее важных, сложных и дорогостоящих систем КА. Основной частью системы сближения является ее навигационная часть, определяющая векторы положения и скорости активного КА (реализующего манёвры сближения) в системе координат пассивного КА (находящегося в пассивном орбитальном полёте). Чем точнее и быстрее определяются эти векторы, тем более экономично и надёжно может быть выполнено само сближение.

Решение задачи сближения во многом зависит от типов сближающихся КА и их орбит. Принципиально можно говорить о сближении любых КА на любых орbitах. Построение системы сближения существенно зависит от орбит сближающихся КА. Одной из наиболее часто решаемых задач сближения является сближение пилотируемых или грузовых космических аппаратов (КА) с орбитальной станцией (ОС), в частности, кораблей «Союз» и «Прогресс» с Международной космической станцией (МКС). Поэтому ниже задачу сближения космических аппаратов будем рассматривать на примере реализации миссии кораблей «Союз» и «Прогресс» по доставке экипажей и грузов на МКС. При этом корабли будем называть активными КА, а ОС – пассивным КА.

3.1 Реализация сближения кораблей «Союз» и «Прогресс» с орбитальной станцией

Задача сближения пилотируемых и транспортных кораблей с ОС решается в четыре этапа:

- предстартовая подготовка;
- дальнее сближение;
- ближнее сближение;
- причаливание.

3.1.1 Предстартовая подготовка сближения

Этап предстартовой подготовки сближения заключается в выборе даты и времени старта активного КА, а также в проведении формирования орбиты пассивного КА. Решение этих задач обеспечивает создание оптимальных по расходу топлива условий сближения, а именно: обеспечение компланарности орбит пассивного и активного КА и требуемого фазового угла между ними на момент выведения.

Компланарность орбит обеспечивается выбором времени старта активного КА. Действительно, пассивный КА находится на орбите, плоскость которой практически неподвижна в инерциальном пространстве. Стартующий активный КА находится на вращающейся Земле. Орбиты обоих КА имеют одинаковое наклонение. Поэтому для обеспечения компланарности необходимо обеспечить одинаковый угол восходящего узла двух орбит. Такое равенство достигается выбором определенного момента старта активного КА. Но при жестко заданном времени старта фазовый угол между двумя КА может быть

произвольным, и сведение кораблей в одну точку потребует много времени. Обеспечение заданного фазового угла пассивного КА на момент выведения реализуется двумя способами:

- грубое фазирование – за счет выбора даты старта;
- точное фазирование – за счет коррекции фазирования орбиты пассивного КА до старта активного КА.

Рассмотрим задачу грубого фазирования. Если говорить об МКС, то ее период обращения составляет $\sim 91,5$ мин. За сутки станция выполняет 15,74 витка. До полных 16 витков, при которых бы фаза орбиты сохранялась через сутки, не хватает 0,26 витка. Следовательно, каждые сутки фаза орбиты МКС смещается на 0,26 витка, и выбором даты старта можно обеспечить требуемую фазу с точностью до $\sim 90^\circ$. В пределах этого угла фазирование обеспечивается заблаговременной коррекцией орбиты. На МКС коррекция фазирования осуществляется за 20-30 дней до расчетной даты старта корабля. Корректирующий импульс при этом составляет $1 \div 2$ м/с. Легко посчитать, что при величине корректирующего импульса 1 м/с за месяц коррекция фазы орбиты МКС составит $\sim 0,2$ витка. Выбором величины корректирующего импульса и даты коррекции фазирования можно обеспечить требуемый фазовый угол между сближающимися КА на момент выведения с достаточно высокой точностью. Оставшаяся погрешность фазового угла устраняется корректирующими импульсами активного КА на этапе дальнего сближения, задачей которого является приведение активного КА в зону ближнего сближения пассивного КА. Величина этой зоны определяется аппаратурой, реализующей автономное управление кораблями на участке ближнего сближения. Например, на кораблях «Союз» и «Прогресс» ближнее сближение реализует радионавигационная аппаратура «Курс». Максимальное расстояние между КА, на

котором аппаратура «Курс» обеспечивает автономное управление сближением, составляет ~300 км. Для европейского корабля ATV зона ближнего сближения составляет ~30 км.

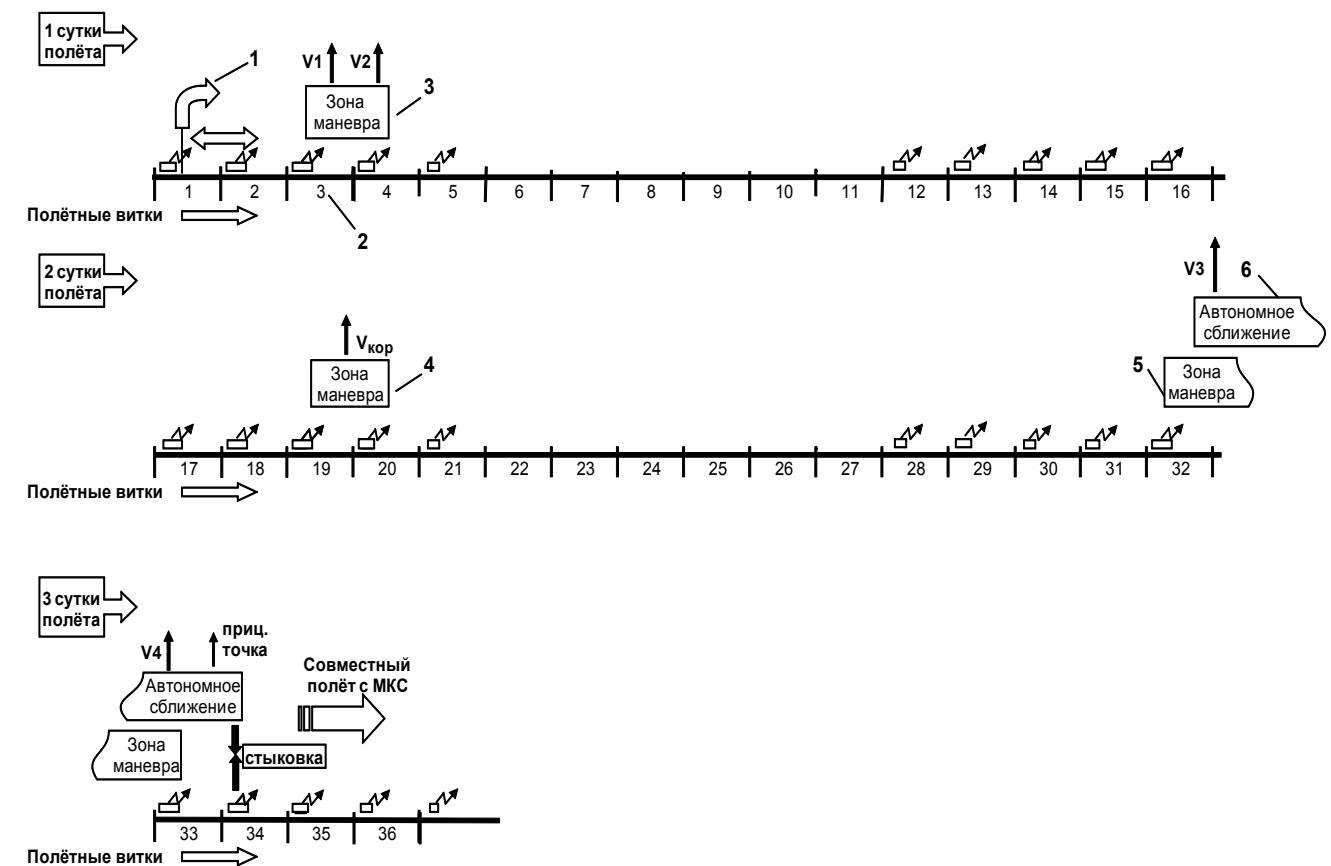
Важным этапом разработки технологии дальнего сближения является выбор баллистической схемы сближения, зависящей от диапазона реализуемых фазовых углов после выведения активного КА.

3.1.2 Баллистические схемы реализации дальнего сближения

В СССР и США отработка первых стыковок начиналась с использования схем сближения, позволяющих обеспечивать стыковку в течение первых 1 – 5 витков [92]. Так, в СССР в шестидесятых годах прошлого столетия было реализовано 4 полета (КА «Восток», «Космос» и «Союз»), причем один групповой полет («Космос-212» – «Космос-213») завершился автоматической стыковкой через 47 минут после старта [89]. В США было проведено 6 пилотируемых полетов КА «Джемини», в ходе одного из которых стыковка была произведена через 94 минуты после старта [90]. Опыт, накопленный при отработке сближения и стыковки кораблей «Джемини», был использован при реализации трех полетов по пятивитковой схеме сближения с ОС «Скайлэб» [91].

Для реализации схем, обеспечивающих стыковку в течение нескольких витков после выведения активного КА, необходимо определение достаточно точного начального фазового угла между стыкующимися объектами. Увеличение допустимого фазового диапазона повышает устойчивость к различным нештатным ситуациям. Поэтому после выведения на орбиту станции «Мир» было принято решение перейти к двухсуточной схеме реализации дальнего сближения. По этой схеме длительное время обеспечивалось сближение кораблей с МКС. Представим краткое описание двухсуточной схемы сближения.

Рис. 3.1. Циклограмма реализации двухсуточной схемы сближения.



После выведения КА «Союз» в плоскость орбиты МКС на втором витке проводятся тестовые проверки системы управления движением, после чего в ЦУПе по результатам радиоконтроля орбиты (РКО) на первом и втором витках рассчитываются параметры первых двух маневров. Выполнение этих маневров после РКО на третьем витке обеспечивает переход КА на орбиту фазирования с последующим пассивным полетом в течение 14 витков. После прохождения «глухих» (6 – 11-й) витков, на которых отсутствует видимость с российских

наземных измерительных пунктов (НИП), по результатам РКО на 12-16 витках проводится расчет третьего маневра, выполняемого на 17-м полетном витке. Цель этого маневра – скорректировать ошибки, накопленные за первые сутки полета. Затем опять в течение 14 витков осуществляется пассивный полет по орбите фазирования. После проведения РКО на 28 – 30 витках в бортовом цифровом вычислительном комплексе (БЦВК) КА «Союз» на 32 витке вводится уточненный вектор состояния, который позволяет системе управления движением автономно проводить расчет и выполнение заключительных маневров сближения.

На рис. 3.1 представлена циклограмма основных событий в рамках двухсуточной схемы.

Как видно из этого рисунка, большая часть времени автономного полета КК «Союз ТМА» приходится на пассивный полет по орбите фазирования при минимальном количестве управляющих операций. Раскладка по операциям в двухсуточной схеме, состоящей из 33 витков, показывает следующее. На проведение РКО до и после маневров отводится девять витков. Около восьми витков уходят на контроль точности проведения РКО и на технологические операции проведения расчетов маневров и подготовки данных для БЦВК (3,5 и 4,5 витка соответственно). На протяжении еще 12 витков отсутствуют зоны видимости НИПов и, как следствие, не проводятся какие-либо операции. И, наконец, только на 4 витках проводится включение двигателей маневрирования КК «Союз ТМА». Как видно из этой раскладки витков по операциям, использование автономной спутниковой навигации (АСН) фактически сводит на нет необходимость 21 витка (12 витков вне зоны видимости НИПов и 9 витков для РКО). Проведение автономных расчетов с помощью БЦВК КК «Союз ТМА» эквивалентно работам, запланированным на 8 витках контроля точности РКО и расчета маневров. Таким образом, вычитая из 33 витков существующей двухсуточной схемы сближения 29 витков, являющихся «данью» за использование технологии управления

космическим кораблем, соответствующей 60 – 70 годам прошлого столетия, мы приходим к достаточности 4 – 6 витковой схемы сближения [85].

Чем короче период сближения, тем меньше начальный фазовый угол, и следовательно, жестче требования к точности его задания. Благодаря наличию участка пассивного полета активного КА появляется возможность говорить о допустимом диапазоне начальных фазовых углов, что облегчает требование предстартового обеспечения необходимой фазы. Так, при одновитковой схеме сближения можно говорить о точности задания начального фазового угла в $0,4^\circ$, а при четырехвитковой схеме фазовый диапазон достигает уже 20° . Опыт управления МКС показывает, что за счет соответствующего планирования маневров поддержания высоты орбиты станции можно обеспечить необходимый фазовый угол в день старта с достаточной точностью [86], а значит, задание начальной фазы в диапазоне 20° вполне может быть реализуемо.

Дополнительным стимулом для ограничения продолжительности сближения является некий «физиологический» фактор, связанный с потерей работоспособности космонавтов вследствие наступления «болезни невесомости». Как правило, полная адаптация к невесомости происходит в течение первых двух – четырех суток. В связи с этим целесообразно рассмотреть четырех и трехвитковую схемы сближения.

В соответствии с предлагаемой четырехвитковой схемой [87] предусматривается последовательное выполнение следующего сценария. Космический аппарат выводится в плоскость орбиты цели на первом суточном витке. Затем, исходя из РКО-измерений на первом витке, в зоне НИПов второго витка с помощью установок в БЦВК вводится текущий вектор состояния, на основе которого проводится расчет четырехимпульсной схемы сближения. Интервал маневрирования при выполнении первых двух импульсов располагается между

зонами видимости НИПов на втором и третьем витках, третий и четвертый импульсы жестко «закреплены» на расстоянии, которое проходит корабль за виток и полвитка, соответственно, до расчетной прицельной точки, располагающейся на пятом витке полета в 8 – 13 минутах до прохождения кораблем экватора. После проведения короткого фазирования на протяжении одного витка, определения параметров орбиты путем РКО на третьем витке и их передачи в БЦВК корабля на четвертом витке КА автономно проводит расчеты и выполняет третий и четвертый маневры сближения. Алгоритм работы космического аппарата на заключительном автономном участке соответствует существующему при двухсуточной схеме сближения. Стыковка проводится в зоне слежения российских НИПов на пятом витке. Соответственно время от выведения до стыковки по этой схеме составит ~6 часов (в настоящее время при двухсуточной схеме длительность операции сближения ~49 – 50 часов). Циклограмма основных событий согласно четырехвитковой схеме сближения представлена на рис. 3.2.

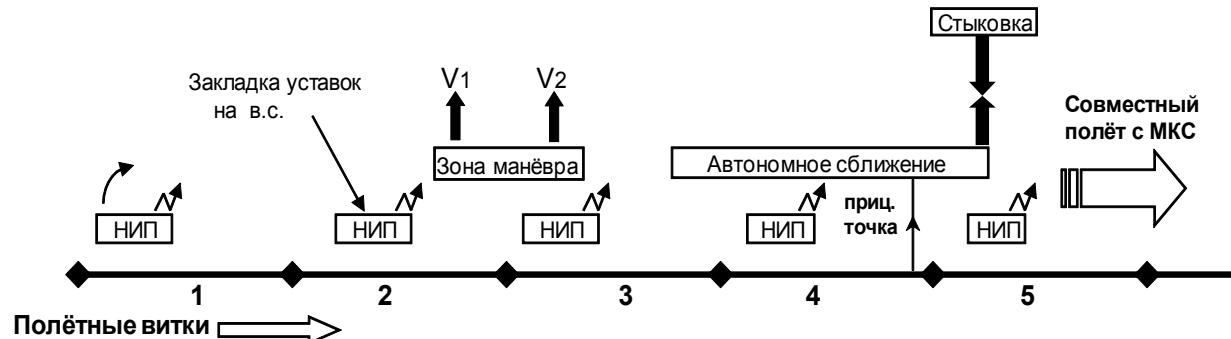


Рис. 3.2. Циклограмма реализации четырехвитковой схемы сближения.

Анализ четырехвитковой схемы показывает, что ее длительность соответствует пределу допустимых требований к продолжительности стартового для экипажа. Если учитывать время от момента пробуждения экипажа в день старта достыковки, включающее ~8 – 10 часов предстартовой подготовки и 6 часов полета достыковки, то итоговая продолжительность стартового дня составит ~14 – 16 часов. Кроме этого, во время всех ответственных операций, таких, как выведение истыковка, экипаж должен находиться в скафандрах, что с учетом одевания скафандра в предстартовый период составит около 9 часов. Еще один аргумент в пользу дальнейшего сокращения длительности полета КА заключается в том, что послестыковки на пятом витке наступает длительный период отсутствия связи и в случае нештатной ситуации пристыковке исключается возможность поддержки экипажа со стороны ЦУПа.

В соответствии с циклограммой четырехвитковой схемы (см. рис. 3.2) на первом витке после выведения проводится только РКО, и, следовательно, продолжительность этого витка не влияет на длину фазового диапазона. Основываясь на имеющемся опыте управления КА «Союз ТМА» во время сближения, предлагается начать маневрирование сразу после выведения. При таком подходе при сокращении длительности сближения до трех витков длина фазового

диапазона аналогична ранее рассмотренному в рамках четырехвитковой схемы. На рис. 3.3 представлена циклограмма трехвитковой схемы сближения.

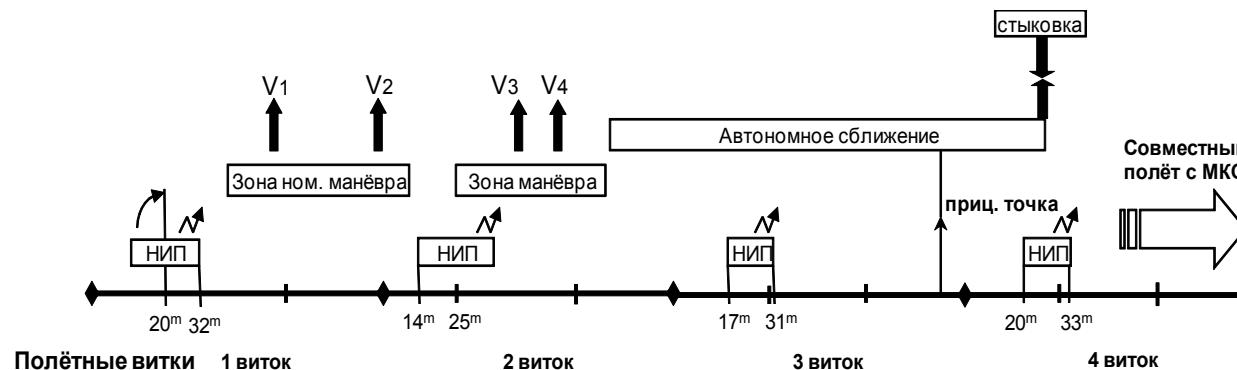


Рис. 3.3. Циклограмма реализации трехвитковой схемы сближения.

Согласно этой схеме первые два импульса перехода на орбиту фазирования выполняются исходя из предположения номинального выводения космического корабля. Эти импульсы можно рассчитывать по вектору состояния МКС и номинальному вектору выводения КА заранее, до старта РН, и представлять в БЦВК корабля, включив в полетное задание или передавая непосредственно в зоне НИПов первого витка сразу после отделения РН. Место расположения первых двух импульсов находится в области между зонами слежения НИПов первого и второго витков, что позволяет определить фактические параметры выводения КА на опорную орбиту на основании РКО первого витка, обеспечить уже в зоне видимости НИПов второго витка передачу на корабль текущего вектора состояния и параметры корректирующего двухимпульсного маневра. Необходимость введения в схему сближения корректирующего двухимпульсного маневра определяется тем, что фактическая опорная орбита выводения КА

отличается от номинальной и это приводит к появлению шестимерного вектора промаха в прицельной точке сближения. Так как каждый импульс имеет три составляющие, два импульса корректирующего маневра позволяют полностью ликвидировать все шесть параметров вектора промаха [88]. Проведение корректирующего маневра осуществляется в интервале между концом зоны видимости НИПов на втором витке и началом автономного участка сближения, причем длительность этого интервала должна составлять не менее полвитка, чтобы ликвидировать боковое рассогласование между фактической орбитой космического корабля и орбитой МКС. Импульсы корректирующего маневра рассчитываются по фактическому вектору выведения КА на опорную орбиту с учетом номинального исполнения первых двух фазирующих импульсов. В принципе, параметры корректирующего маневра могут быть также рассчитаны автономно БЦВК КА, как это делается применительно к четырехвитковой схеме сближения. Далее, после зоны маневра, следует автономный участок, завершающийся стыковкой в зоне видимости четвертого витка, что соответствует длительности полета в три витка, или около 4,5 часов.

Таким образом, трехвитковая схема сближения обладает существенными преимуществами перед более длинными схемами сближения с точки зрения удобства экипажа и возможности поддержки экипажа со стороны ЦУПа. Однако рассмотренная схема базируется на номинальных параметрах выведения КА и номинальных параметрах выдачи первых двух фазирующих импульсов. При отклонении реальных параметров выведения или фазирующих импульсов от номинальных, сближение может быть сорвано. В этом случае осуществляется переход на односуточную или двухсуточную схемы сближения.

Надежность реализации рассмотренной трехвитковой схемы сближения принципиально меняется, если в состав системы управления КА включена аппаратура спутниковой навигации

(АСН). В этом случае АСН непрерывно обеспечивает формирование текущего вектора состояния КА сразу после выведения, и все расчеты корректирующих импульсов могут выполняться автономно в БЦВК по фактическому состоянию. Особенности использования АСН для реализации дальнего сближения будут рассмотрены ниже.

3.1.3 Методы реализации ближнего сближения

После завершения дальнего сближения начинает выполняться ближнее сближение, в котором аппаратура, реализующая ближнее сближение, обеспечивает автономное решение задачи относительной навигации и задачи управления. Принципиальной разницей в методах решения навигационной задачи на участках дальнего и ближнего сближения является то, что в первом случае выполняются разовые навигационные измерения, по которым выполняется расчет и реализация корректирующих импульсов КА, а во втором случае оба КА находятся в зоне прямой видимости, и аппаратура, реализующая ближнее сближение, непрерывно и автономно осуществляет измерения параметров относительного движения двух КА, по которым автоматически выполняется управление сближением. При этом и на участках дальнего, и на участках ближнего сближения реализуется метод свободных траекторий, являющийся оптимальным с точки зрения экономии рабочего тела (топлива).

Система навигации и управления, реализующая ближнее сближение, идеологически может быть построена на разных физических принципах. До настоящего времени на кораблях «Союз» и «Прогресс» задачу сближения решает система «Курс». Это сложная и дорогостоящая аппаратура. Ее вес как активной части, установленной на КА, так и пассивной части, установленной на МКС, составляет около 100 кг, энергопотребление – 250 Вт. Такие

характеристики не отвечают современным требованиям и приводят к неоправданно высоким затратам на реализацию сближения.

Однако решение задачи относительной навигации при сближении КА может быть обеспечено с использованием АСН, установленной на обоих сближающихся КА. В этом случае аппаратная часть системы будет иметь несомненные преимущества по сравнению с традиционными специализированными системами как по массо-габаритным и энергетическим показателям, так и по стоимости.

Впервые в мире сближение КА по измерениям АСН было проведено 03.04.08 года [320]. Европейский автоматический корабль *ATV* состыковался с МКС по измерениям АСН-М МКС и АСН *ATV* фирмы *Laben*. Решение навигационной задачи выполнялось в ЦВМ *ATV* (являющимся активным КА), куда поступали данные АСН-М и АСН *ATV*. Схема сбора и доставки данных в ЦВМ *ATV* приведена на рис. 3.4.

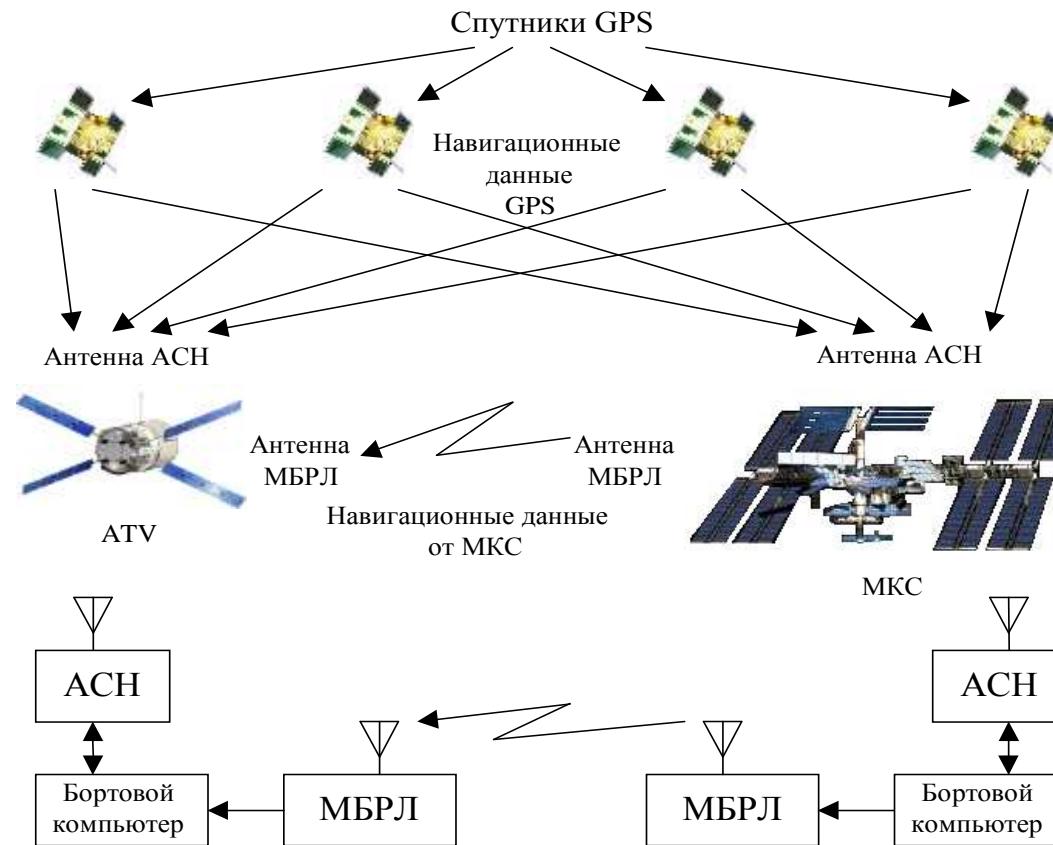


Рис. 3.4 Схема реализации ближнего сближения ATV с МКС по измерениям НС GPS.

АСН, установленная на пассивном КА, принимает информацию от спутников *GPS* и (или) ГЛОНАСС и передает ее через межбортовую радиолинию (МБРЛ) в ЦВМ активного КА. АСН, установленная на активном КА, также принимает информацию от навигационных спутников и передает ее в ЦВМ. Информация от двух АСН совместно обрабатывается в ЦВМ активного КА, в результате чего формируется относительный вектор состояния, по которому система управления активного КА реализует управление сближением.

Решение задачи относительной навигации, в результате которого формируются векторы относительного положения и скорости, может выполняться различными методами, обеспечивающими различную точность решения, требующими различные вычислительные ресурсы ЦВМ и пропускную способность МБРЛ по объему передаваемой информации.

Метод решения навигационной задачи ближнего сближения, реализованный на ATV, можно назвать классическим. Он давно известен и обладает рядом преимуществ и недостатков. Подробно этот метод будет рассмотрен в следующих разделах.

3.1.4 Реализация причаливания

Участок ближнего сближения завершается на дальностях 400÷200 м, после чего начинается участок причаливания. Принципиальной разницей между этими участками является то, что на участке ближнего сближения реализуется метод свободных траекторий, а на участке причаливания – метод параллельного сближения. Метод параллельного сближения не является оптимальным с точки зрения расхода топлива. Но на малых расстояниях возмущающие переносные ускорения, на компенсацию которых затрачивается избыточное рабочее тело, малы, и лишний расход компенсируется простотой реализации метода. Оценим эти возмущения.

На активный КА, находящийся в окрестности пассивного КА на околокруговой орбите, действуют переносные ускорения, равные [1]:

$$\begin{aligned} a_x &= -2\omega_0 V_y \\ a_y &= 2\omega_0 V_x + 3\omega_0^2 y , \\ a_z &= -\omega_0^2 Z \end{aligned} \quad (3.1)$$

где x, y, z – относительные координаты активного КА в ОСК, (x – по вектору скорости, y – по местной вертикали);
 V_x, V_y, V_z – компоненты относительной скорости активного КА в ОСК;
 ω_0 – орбитальная угловая скорость.

Из соотношений (3.1) видно, что возмущающие ускорения зависят от четырех компонент: y, z, V_x, V_z . Если корабль от станции находится на дальности ~ 300 м и имеет скорость $\sim 0,5$ м/с, то величина возмущающего ускорения, обусловленного расстоянием, составит $\sim 10^{-3}$ м/с², а обусловленного скоростью $\sim 10^{-2}$ м/с². Это означает, что для корабля «Союз», масса которого ~ 6000 кг, непрерывная тяга управляющих двигателей, обеспечивающих компенсацию указанных возмущений, соответственно составит 0,6 кг и 6 кг

Для уменьшения возмущений и расхода рабочего тела, необходимого для их компенсации, целесообразно причаливание выполнять по оси x ОСК с малой скоростью относительного движения. Тогда возмущающие ускорения будут равны:

$$\begin{aligned} a_x &= 0 \\ a_y &= 2\omega_0 V_x \\ a_z &= 0 \end{aligned} \quad (3.2)$$

При скорости причаливания $V_x = 0,2$ м/с необходимая тяга двигателей КА «Союз» по вертикальной оси y составит величину $\sim 0,24$ кг

Система навигации и управления, реализующая причаливание, также может быть построена на различных физических принципах. На кораблях «Союз» и «Прогресс» эту задачу, как и задачу ближнего сближения, решает система «Курс». В качестве резерва на кораблях «Союз» может быть реализовано ручное причаливание, выполняемое экипажем корабля. Для кораблей «Прогресс» резервным является телеоператорный режим управления (ТОРУ), выполняемый экипажем МКС по видеинформации от телекамер.

Для европейского корабля *ATV* разработана специальная система управления причаливанием, основанная на лазерных измерениях. В этой системе сканирующий лазер установлен на *ATV*. Сигналы лазера отражаются от уголковых отражателей, установленных на МКС. Отраженный сигнал принимается на *ATV*. По задержке приема этого сигнала определяются дальность, боковые смещения *ATV* и угловые рассогласования связанной системы координат *ATV* относительно системы координат МКС. По этой информации реализуется процесс управления причаливанием.

Ниже в настоящем курсе лекций рассматриваются вопросы решения навигационных задач на всех трех рассмотренных участках орбиты с помощью АСН, установленной на активном и пассивном КА.

3.2 Решение навигационной задачи дальнего сближения по измерениям АСН

В предыдущем разделе было показано, что дальнее сближение заключается в выдаче нескольких корректирующих импульсов активного КА, обеспечивающих переход от орбиты выведения сначала на орбиту фазирования, а затем в точку встречи с пассивным КА. Выбор количества импульсов и их характеристик, определяющих динамику самого перехода от

орбиты выведения в точку встречи, относится к задаче управления дальним сближением. А определение параметров движения активного и пассивного КА перед и после выдачи импульсов представляет собой задачу навигации дальнего сближения.

Выше мы видели различные методы решения задачи навигации. Это проведение РКО или прогнозирование параметров орбиты КА. Так для реализации двухсуточного сближения РКО выполняется перед каждым корректирующим импульсом. По результатам РКО активного и пассивного КА осуществляется расчет этих импульсов. Для определения параметров орбиты с высокой точностью РКО должен выполняться на нескольких наземных измерительных пунктах в течение ~3 витков. Поэтому реализация дальнего сближения по результатам РКО требует значительного времени. «Быстрая» стыковка в течение 3 – 6 витков не позволяет провести полноценные РКО для каждого из корректирующих импульсов. Поэтому в основном расчет импульсов базируется на прогнозе движения активного КА в предположении, что выведение КА проведено на заданную орбиту с заданной точностью, а каждый корректирующий импульс реализован точно. Проводимый во время «быстрой» стыковки РКО лишь частично уточняет текущий вектор состояния КА и подтверждает выполнение предыдущих динамических операций с требуемой точностью. В случае, если какая-либо из предыдущих динамических операций выполнена с недопустимой точностью, то осуществляется переход к двухсуточной стыковке с проведением полноценных РКО.

Другое качество навигационное обеспечение дальнего сближения приобретает при наличии АСН в контуре управления.

АСН в реальном времени измеряет векторы координат и скорости (КСВ) с достаточно высокой точностью. На рис. 3.5 приведены типовые графики ошибок АСН-М МКС по координатам (верхний график) и скорости (нижний график).

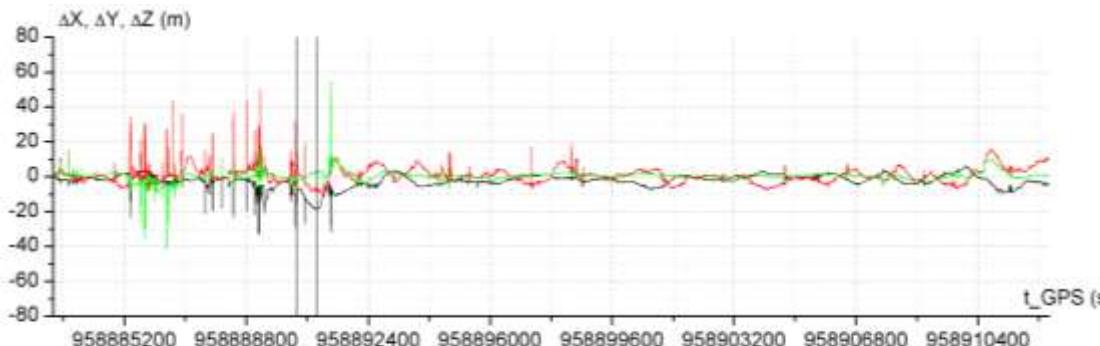
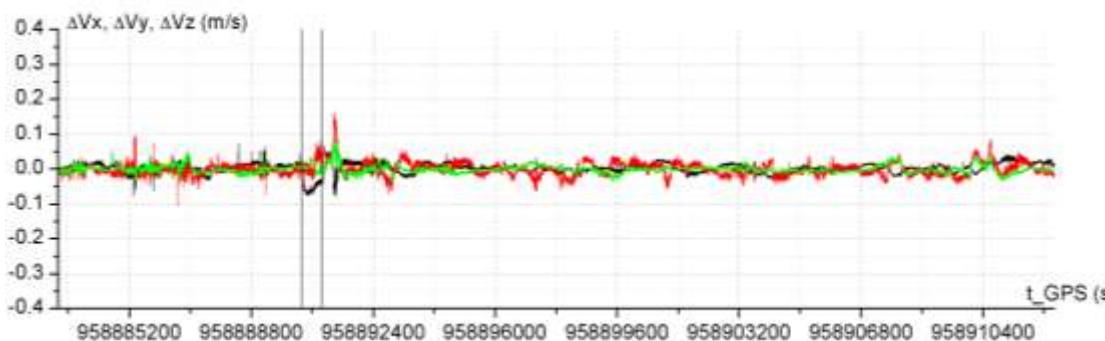


Рис. 3.5 Ошибки КСВ АСН-М МКС



Из приведенных графиков видно, что ошибки по координатам в основном не превышают 15 м, по скорости – 5 см/с. Эпизодически наблюдаются всплески ошибок амплитудой ~50 м по координатам и 20 см/с по скорости. В основном эти ошибки обусловлены переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС. Можно предположить, что на кораблях «Союз» и «Прогресс» ошибки измерений из-за переотражений будут меньше, чем на МКС. Поэтому

ошибки вектора состояния активного КА 15 м по координатам и 5 см/с по скорости вполне допустимы для расчета и реализации корректирующих импульсов дальнего сближения. Оценим ошибки приведения активного КА в расчетную зону встречи пассивного КА при указанных ошибках.

Ошибки КСВ приводят к ошибкам расчета всех корректирующих импульсов дальнего сближения. Эти ошибки приводят к ошибкам формируемой орбиты сближения. Однако измерения АСН, выполняемые для расчета каждого последующего импульса, учитывают ошибки реализации предыдущих импульсов. Поэтому основной составляющей ошибки приведения активного КА в зону встречи с пассивным КА является ошибка реализации последнего корректирующего импульса дальнего сближения, выполняемого за ~ 1 виток до точки встречи. Оценим составляющую ошибки приведения активного КА в зону встречи, обусловленную ошибкой вектора состояния, по которому проведен расчет последнего импульса в предположении, что он реализован за ~ 1 виток до точки встречи. Если предположить, что длительность формируемого импульса мала, но он реализован точно как по величине, так и по направлению, то ошибка знания начального вектора состояния перед выдачей импульса будет равна ошибке вектора состояния после его реализации. Эта начальная ошибка вектора состояния через виток перейдет в ошибку вектора состояния в момент встречи. Связь между начальной и конечной ошибкой вектора состояния определяется соотношением:

$$\begin{pmatrix} \Delta \bar{X} \\ \Delta \bar{V} \end{pmatrix} = M \begin{pmatrix} \Delta \bar{X}_0 \\ \Delta \bar{V}_0 \end{pmatrix}, \quad (3.3)$$

где $\Delta \bar{X}_0, \Delta \bar{V}_0$ - ошибки начального вектора состояния;

$\Delta \bar{X}, \Delta \bar{V}$ - ошибки конечного вектора состояния;

M – матрица размерности 6×6 , являющаяся функцией параметров орбиты и времени.

Для ошибок вектора состояния в ОСК и окколоковой орбите приближенное значение матрицы M имеет вид [1]:

$$M = \begin{pmatrix} 1 & 6(\sin \omega t - \omega t) & 0 & \left(\frac{4}{\omega} \sin \omega t - 3t\right) & -\frac{2}{\omega}(1 - \cos \omega t) & 0 \\ 0 & (4 - 3\cos \omega t) & 0 & \frac{2}{\omega}(1 - \cos \omega t) & \frac{1}{\omega} \sin \omega t & 0 \\ 0 & 0 & \cos \omega t & 0 & 0 & \frac{1}{\omega} \sin \omega t \\ 0 & -6\omega(1 - \cos \omega t) & 0 & 4\cos \omega t - 3 & -2\sin \omega t & 0 \\ 0 & 3\omega \sin \omega t & 0 & 2\sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & -\omega \sin \omega t & 0 & 0 & \cos \omega t \end{pmatrix};$$

где ω – орбитальная угловая скорость.

Для времени t равного периоду орбиты $T = \frac{2\pi}{\omega}$ матрица M имеет вид:

$$M = \begin{pmatrix} 1 & -12\pi & 0 & -3T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3.4)$$

В соответствии с формулами (3.3) и (3.4), если в начальный момент ошибка вектора состояния была равна $\begin{pmatrix} \Delta\bar{X}_0 \\ \Delta\bar{V}_0 \end{pmatrix}$, то через виток ошибки вектора скорости $\Delta\bar{V}$ будет равна начальной ошибке вектора скорости $\Delta\bar{V}_0$ а ошибка вектора координат будет равна:

$$\begin{aligned} \Delta x &= \Delta x_0 - 12\pi\Delta y_0 - 3T\Delta\bar{V}_{x0} \\ \Delta y &= \Delta y_0 \\ \Delta z &= \Delta z_0 \end{aligned}, \quad (3.5)$$

где $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ - компоненты вектора ошибки координат $\Delta\bar{X}$.

Из формулы (3.5) следует, что начальная ошибка по высоте Δy_0 через виток переходит в ошибку продольной дальности Δx с коэффициентом усиления -12π , а начальная ошибка по продольной скорости $\Delta\bar{V}_{x0}$ через виток переходит также в ошибку продольной дальности с коэффициентом $-3T$. Поэтому, если предположить, что начальные ошибки КСВ, по которым был выполнен расчет последнего корректирующего импульса, были равны:

$$\Delta y_0 = 15 \text{ м}$$

$$\Delta V_{x0} = 0.05 \text{ м/с} \quad (3.6)$$

то через виток, в момент ожидаемого прихода активного КА в точку встречи, ошибка продольной дальности составит величину:

$$\Delta x \approx 1400 \text{ м} \quad (3.7)$$

Полученная величина ошибки продольной дальности соответствует наихудшему сочетанию начальных ошибок Δu_0 и ΔV_{x0} , когда они одновременно имеют максимальную величину и соответствующий знак. В реальности ошибка прогноза орбиты КА за виток, выполненного по измерениям АСН несколько ниже полученной величины, хотя имеет такой же порядок. На рис. 3.6 приведены графики ошибок прогноза орбиты МКС на трехвитковом интервале, выполненного по случайно выбранным измерениям КСВ АСН-М.

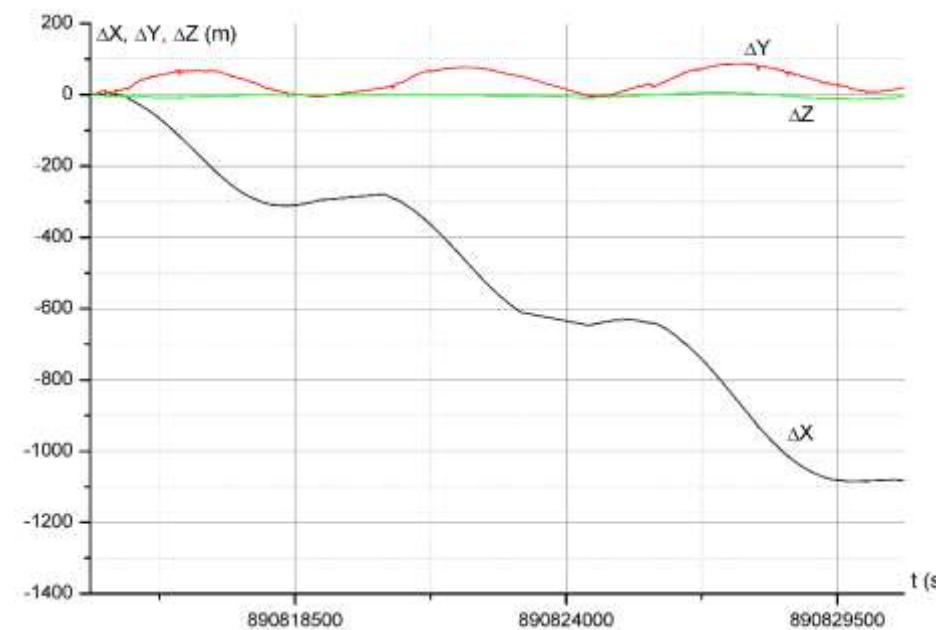
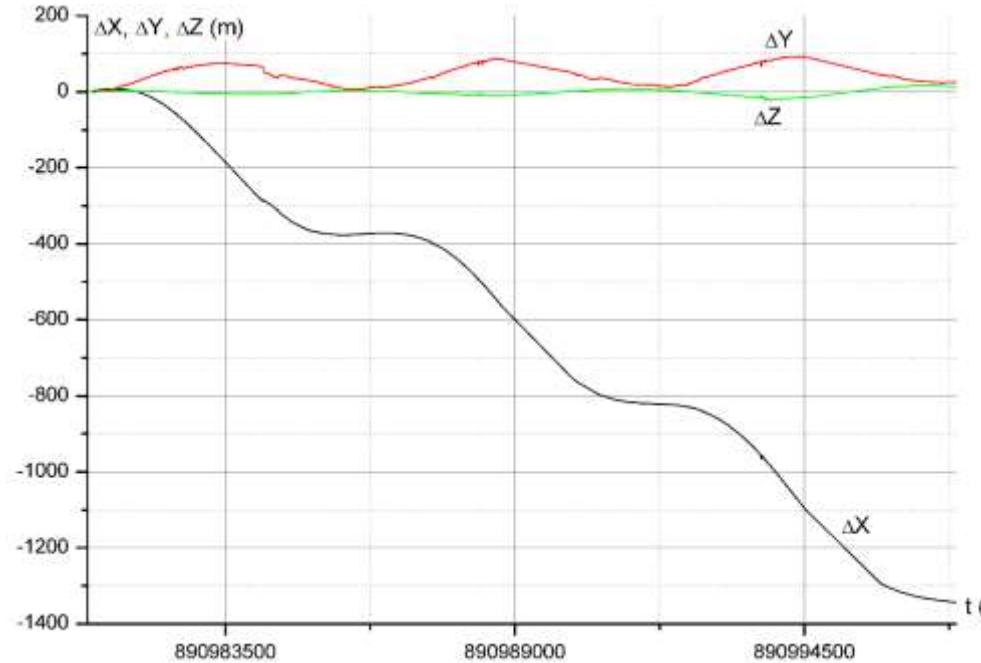


Рис. 3.6 Графики ошибок треххиткового прогноза МКС, построенного по одномоментным измерениям АЧН-М МКС.

Из приведенных графиков видно, что величина ошибки прогноза на интервале один виток по продольной дальности составляет ~ 400 м, а по высоте и боковой дальности < 10 м. Таким образом, можно считать, что точность одновиткового прогноза, выполненного по измерениям КСВ, составляет величину ~ 1 км. Насколько это приемлемо для реализации последующего ближнего сближения? Это зависит от выбора точки встречи при завершении дальнего сближения. Например, для системы сближения *ATV* и системы «Курс» кораблей «Союз» и «Прогресс» дальнее сближение обеспечивает приход активного КА в точку встречи, отстоящую от МКС на ~ 30 км. В этом случае ошибка 1 км вполне допустима, и расчет корректирующих импульсов может выполняться по измерениям КСВ АСН активного КА. Если дальнее сближение должно обеспечить приход активного КА в точку встречи, отстоящую от МКС на меньшее расстояние, например, на дальности < 3 км, то точность прогноза 1 км может оказаться недостаточной для реализации выбранной схемы сближения. Это означает, что расчет корректирующих импульсов дальнего сближения по измерениям КСВ АСН в некоторых случаях не обеспечивает необходимую точность выведения активного КА в зону встречи с пассивным КА. Кроме того, нет гарантии непрерывного формирования достоверных КСВ от АСН, установленной на КА. Достоверность измерений КСВ может теряться по целому ряду причин. Например, при угловом маневре КА НС могут выйти из поля зрения антенны АСН и, соответственно, формирование КСВ временно прекратится. Кроме того, измерения КСВ АСН подвержены эпизодическим разовым сбоям достоверности. Например, на рис. 3.7 приведен типовой график достоверности измерений КСВ АСН-М на двенадцатичасовом участке полета.

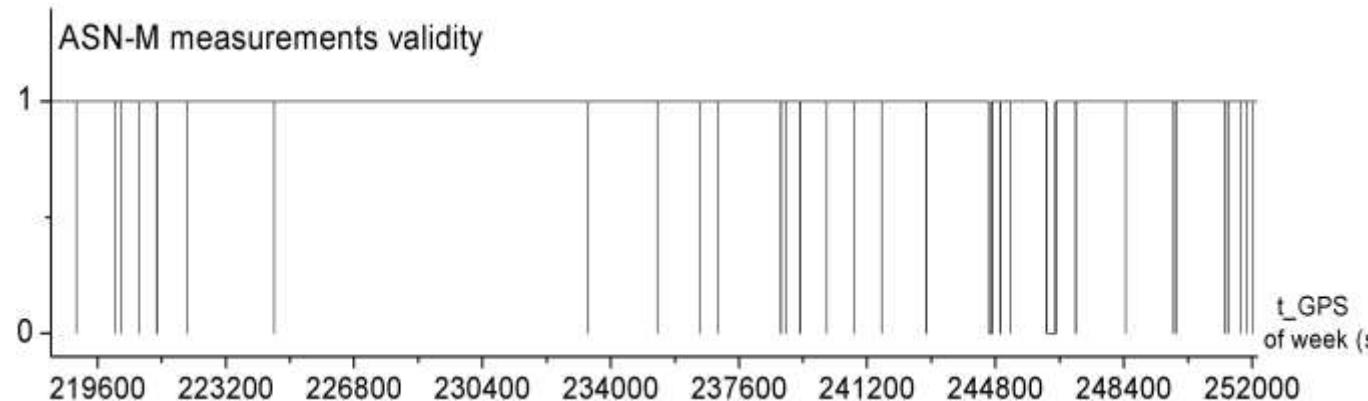


Рис. 3.7 График достоверности измерений КСВ АСН-М МКС.

На графике 1 соответствует достоверным измерениям, 0 – недостоверным. Из приведенного графика видно, что на 12-часовом участке полета имеют место ~30 единичных сбоев достоверности, а также длительное отсутствие достоверности в течение нескольких минут.

Для повышения точности текущей оценки орбиты КА и обеспечения непрерывного формирования достоверной оценки орбиты в АСН должна выполняться динамическая фильтрация измерений.

3.2.1 Динамическая фильтрация измерений АСН, формирование оценки орбиты активного и пассивного КА для реализации дальнего сближения

Вопросам динамической фильтрации измерений АСН посвящены главы 7 – 11 книги 1 настоящего курса лекций. В главе 7 рассматриваются вопросы формирования оценки орбиты МКС по измерениям вектора координат, входящего в состав КСВ. Алгоритмы динамической

фильтрации измеряемого вектора координат реализованы на МКС. На рис. 3.5 приведены графики разностей измеренных АСН-М координат и их оценки, полученной по алгоритмам динамической фильтрации с самонастройкой на аэродинамическое торможение. Приведенные графики включают как ошибки КСВ, так и ошибки формируемой оценки вектора координат. Так как эти ошибки имеют разный характер изменения во времени, то на приведенном графике можно указать, к чему относятся те или иные отклонения от нуля. Так периодические всплески с периодом виток и амплитудой 10-20 м представляют собой ионосферные погрешности КСВ. На светлой части орбиты эти ошибки достигают максимальных значений, а в тени имеют минимальные значения. Кратковременные всплески амплитудой до 60 м представляют собой ошибки КСВ, обусловленные переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС. В главе 8 книги 1 настоящего курса лекций показано, что ошибки формируемой оценки орбиты МКС составляют 3 – 5 м. Такая точность достигается за счет точного моделирования движения станции. Модель движения МКС, реализованная в фильтре динамической фильтрации измерений АСН включает модель гравитационного поля Земли порядка 72×72 и самонастраивающуюся модель аэродинамического торможения станции. То есть, разработанный динамический фильтр по измерениям АСН оценивает реальное текущее аэродинамическое торможение и учитывает его в модели движения. На рис. 3.8 приведен график оценки аэродинамического торможения МКС, полученный в результате динамической фильтрации измерений АСН.

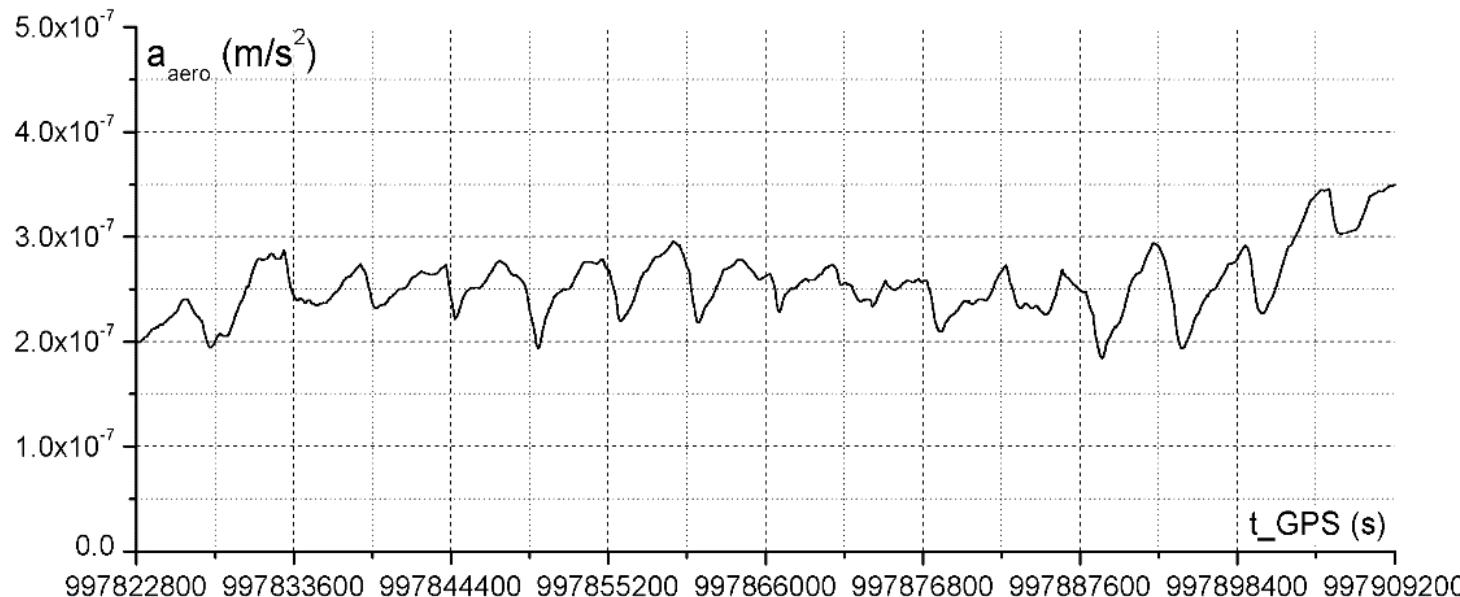


Рис. 3.8 График оценки аэродинамического торможения МКС, сформированный по измерениям АСН-М.

Из графика видно, что аэродинамическое торможение на рассмотренном участке орбиты имело величину $\sim 2,5 \cdot 10^{-7}$ м/с². Колебания графика относительно среднего значения с периодом виток обусловлены различием плотности атмосферы на светлой и теневой частях орбиты.

Оцененное значение вектора состояния и аэродинамического момента передаются в составе цифровой телеметрической информации в ЦУП для выполнения различных баллистических расчетов, в том числе для прогнозирования орбиты МКС. Благодаря высокой точности формируемой оценки вектора состояния и оценке аэродинамического торможения обеспечивается высокая точность выполняемого по этим данным прогноза орбиты МКС. На рис. 3.9 приведены графики ошибок трехвиткового прогноза орбиты МКС, выполненного по

двум случайным выборкам сформированных АСН-М на борту МКС векторов состояния, переданных в ЦУП.

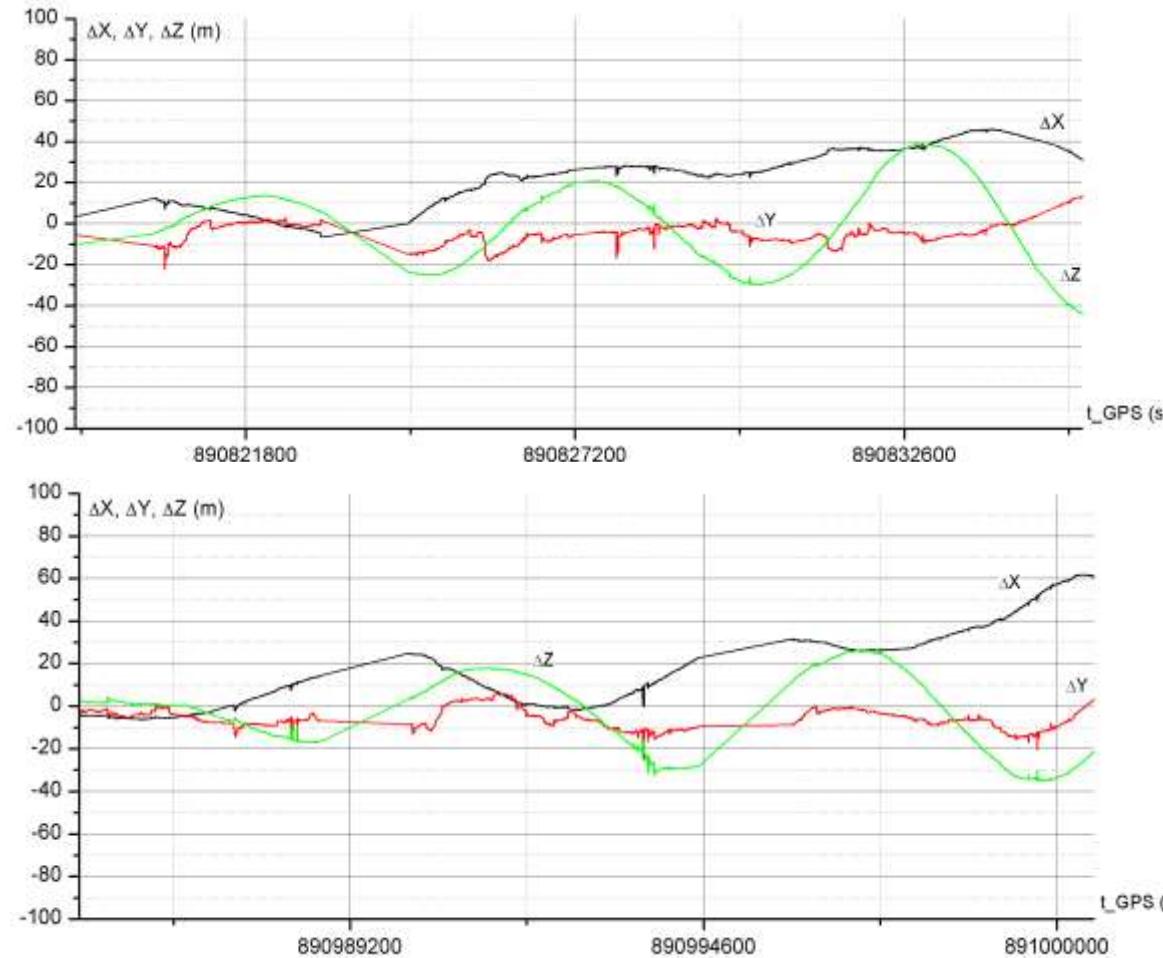


Рис. 3.9 Графики ошибок трехвиткового прогноза орбиты МКС, построенного по формируемой оценке орбиты.

Из приведенных графиков видно, что точность прогноза орбиты МКС на 3 витка по формируемым оценкам вектора состояния составляет величину ~60 м. Сравнив эти графики с графиками трехвиткового прогноза орбиты МКС, выполненного по измерениям КСВ,

приведенным на рис. 3.6, можно сделать вывод, что точность трехвиткового прогноза, выполненного по оценке вектора состояния, формируемой в результате динамической фильтрации измерений КСВ, повышается в $\sim 15 \div 20$ раз по сравнению с точностью прогноза, выполненного по КСВ.

Для расчета корректирующих импульсов дальнего сближения активного КА необходимо знать не только орбиту активного КА, но и орбиту пассивного КА. Если расчет импульсов выполняется в ЦВМ активного КА, то для выполнения этого расчета вектор состояния пассивного КА должен быть передан на активный КА. Такая передача может быть выполнена через ЦУП сразу после выведения активного КА. По этому вектору состояния в ЦВМ активного КА может быть выполнен прогноз орбиты пассивного КА на расчетный момент встречи. При выполнении «быстрой» стыковки интервал прогноза составляет ~ 3 витка. Точность такого прогноза, в соответствии с графиками рис. 3.9, составляет ~ 60 м, что вполне достаточно для участка дальнего сближения даже если точка встречи расположена на малой дальности от пассивного КА. При выполнении двухсуточного сближения вектор состояния станции, по которому в ЦВМ корабля осуществляется прогноз ее орбиты, может периодически, раз в 3-4 витка, обновляться для того, чтобы точность прогноза оставалась в пределах ~ 60 м.

Алгоритмы динамической фильтрации измерений АСН-М на МКС предполагают, что станция находится в пассивном полете, ее ориентация обеспечивается гироскопическими исполнительными органами с выполнением гравитационной разгрузки. То есть, на станции не срабатывают ни двигатели ориентации, ни двигатели коррекции, возмущающие орбиту. Только в этом случае алгоритмы динамической фильтрации измерений КСВ, реализованные на МКС, обеспечивают формирование высокоточной оценки орбиты станции. Но на активных кораблях, реализующих сближение, происходят частые срабатывания как двигателей коррекции, так и

двигателей ориентации, приводящие к существенным возмущениям орбиты. Кроме того, активный КА для выполнения пространственной коррекции при сближении выполняет угловые маневры, при которых может существенно уменьшиться число видимых антеннами АСН навигационных спутников. В этих условиях АСН активного КА должна формировать достаточно точную оценку орбиты.

Рассмотрим, как влияют на точность формируемой оценки орбиты не учтенные в модели динамического фильтра внешние возмущающие ускорения, например, от двигателей коррекции.

Исследования проведем с реальными летными данными АСН-М МКС. Сначала рассмотрим влияние этих возмущений на оценку орбиты, формируемую по алгоритмам, реализованным в АСН-М МКС, на участке выполнения коррекции траектории станции 26.05.2010 с помощью двигателей грузового корабля «Прогресс».

Величина выданного во время коррекции импульса скорости станции равнялась 0,82 м/с. Длительность работы двигателей составила 596 с. Соответственно, при работе двигателей создавалось возмущающее ускорение $\sim 1,4 \cdot 10^{-3}$ м/с². В процессе выдачи корректирующего импульса МКС стабилизировалась в орбитальной системе координат. В результате возмущения орбиты МКС от двигателей, которые не моделировались в динамическом фильтре, возникли значительные рассогласования между измеряемым АСН-М вектором координат и его оценкой. Приведенные на рис. 3.10 графики демонстрируют эти рассогласования. Из графиков видно, что первоначально, когда МКС находилась в свободном орбитальном полете и стабилизировалась на гиродинах, не возмущающих орбиту станции, формируемая оценка орбиты практически совпадала с измеряемым вектором координат. За виток до выдачи корректирующего импульса управление станцией начало выполняться реактивными

двигателями, которые привели к некоторому возмущению орбиты станции, и на приведенных графиках появились рассогласования между измеряемым вектором и оценкой орбиты. Через виток после перехода на управляющие двигатели ориентации началась коррекция орбиты, при которой неучтенное в модели движения станции возмущающее ускорение составило величину $1.376 \cdot 10^{-3}$ м/с². Это возмущающее ускорение привело к значительному разлету фильтра, и разность между измеряемым текущим вектором координат и его оценкой через полвитка достигла 14 км по продольной дальности и 3 км по высоте. Далее фильтр "сошелся" только через четыре часа, и фильтруемая оценка вновь стала близка к измеряемому АСН вектору координат МКС.

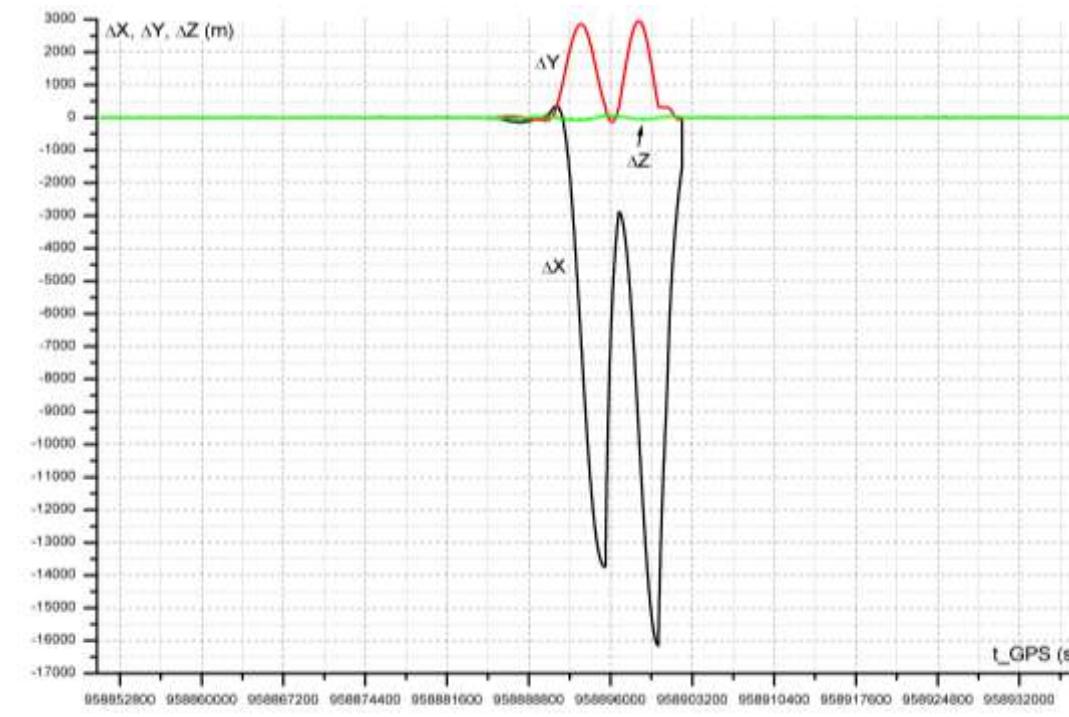


Рис. 3.10 Графики ошибок оценки орбиты МКС по измерениям координат АСН-М при коррекции орбиты двигателями корабля "Прогресс".

Приведенный график демонстрирует сказанное выше, что фильтрация измерений АСН по алгоритму (7.18) с большой постоянной времени обеспечивает формирование высокоточной орбиты КА только при отсутствии неучтенных в фильтре возмущений. Даже небольшое возмущающее ускорение величиной $\sim 10^{-3}$ м/с² приводит к значительному "разлету" фильтра.

В главе 9 части 1 настоящего курса лекций рассмотрены алгоритмы динамической фильтрации полного потока «сырых» измерений АСН. Вектор измерений в этом алгоритме представлял собой $2n$ -мерный вектор (n – число видимых НС), составленный из вторых разностей псевдодальностей и интегральных фаз:

$$\bar{\xi}_u = \begin{pmatrix} \bar{\xi}_{u1} \\ \bar{\xi}_{u2} \end{pmatrix}, \quad (3.8)$$

где $\bar{\xi}_{u1}, \bar{\xi}_{u2}$ – n -мерные векторы измерений, соответствующие измерениям псевдодальностей и интегральных фаз:

$$\bar{\xi}_{u1} = \begin{pmatrix} PR_1 - PR_2 \\ PR_2 - PR_3 \\ \cdots \\ PR_n - PR_1 \end{pmatrix} \quad - n\text{-мерный вектор попарных разностей псевдодальностей} \quad (3.9)$$

$$\bar{\xi}_{u2} = \begin{pmatrix} \Delta CP_1 - \Delta CP_2 \\ \Delta CP_2 - \Delta CP_3 \\ \cdots \\ \Delta CP_n - \Delta CP_1 \end{pmatrix} \quad - n\text{-мерный вектор попарных разностей приращений интегральных фаз на } i\text{-м такте измерений АСН.}$$

Напомним, что этот фильтр включал не одну постоянную времени T , как в случае динамической фильтрации измеренных координат, а три постоянные времени:

- T_x – постоянная времени фильтрации псевдодальностей;
- T_v – постоянная времени фильтрации интегральных фаз;
- T_p – постоянная времени согласования псевдодальностей.

При определенных значениях постоянных времени достигается существенная устойчивость фильтра по отношению к внешним возмущениям. Например, на рис. 3.11 приведены графики ошибок оценки орбиты МКС относительно КСВ, сформированной по «сырым» измерениям АСН-М для того же участка коррекции орбиты МКС, что и графики, приведенные на рис. 3.11 . Постоянныe времени фильтра были выбраны следующие: $T_x=1000$ с, $T_v=10$ с, $T_p=300$ с. Из приведенных графиков видно, что при работе двигателя коррекции, создававшего возмущения $1,4 \cdot 10^{-3}$ м/с², фильтр работает устойчиво, ошибка оценки орбиты по координатам возрастает только до 20 м, по скорости – до 8 см/с. То есть, по сравнению с динамической ошибкой оценки орбиты, формируемой по измеренным координатам ошибка оценки, обусловленная внешним возмущением уменьшилась почти в 1000 раз. Эта ошибка, при необходимости, может быть еще уменьшена соответствующим подбором постоянной времени фильтра.

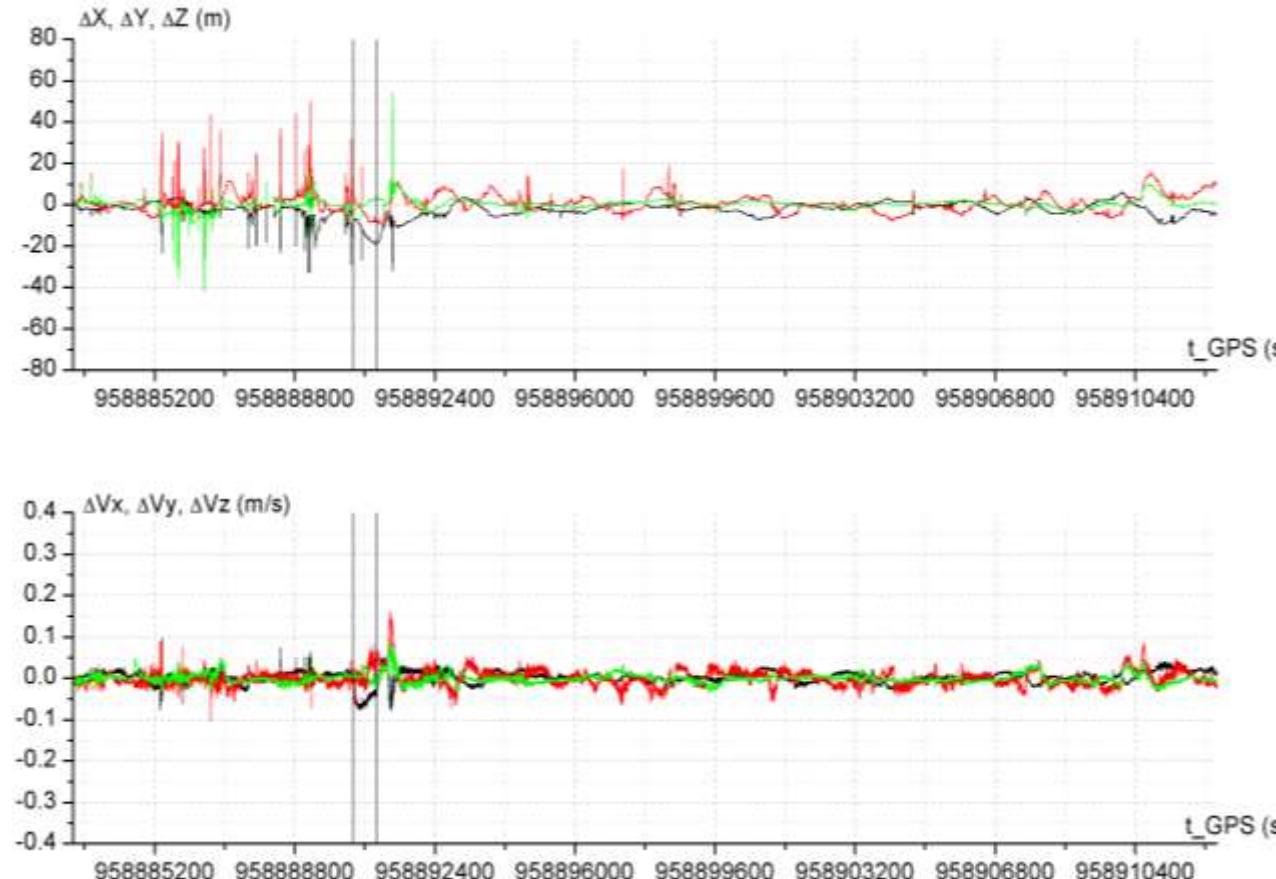


Рис. 3.11 Ошибки оценки орбиты МКС (относительно КСВ), формируемой по "сырым" измерениям АСН-М (в ОСК) на участке коррекции орбиты МКС при $T_x = 1000$ с, $T_v = 10$ с, $T_p = 300$ с.

Так, на рис. 3.12 приведены графики ошибок оценки моделируемой орбиты МКС в режиме *GPS+ГЛОНАСС* на участке коррекции с ускорением от двигателей 10^{-2} м/с² при постоянных времени фильтра $T_x = 1000$ с, $T_v = 3$ с, $T_p = 300$ с.

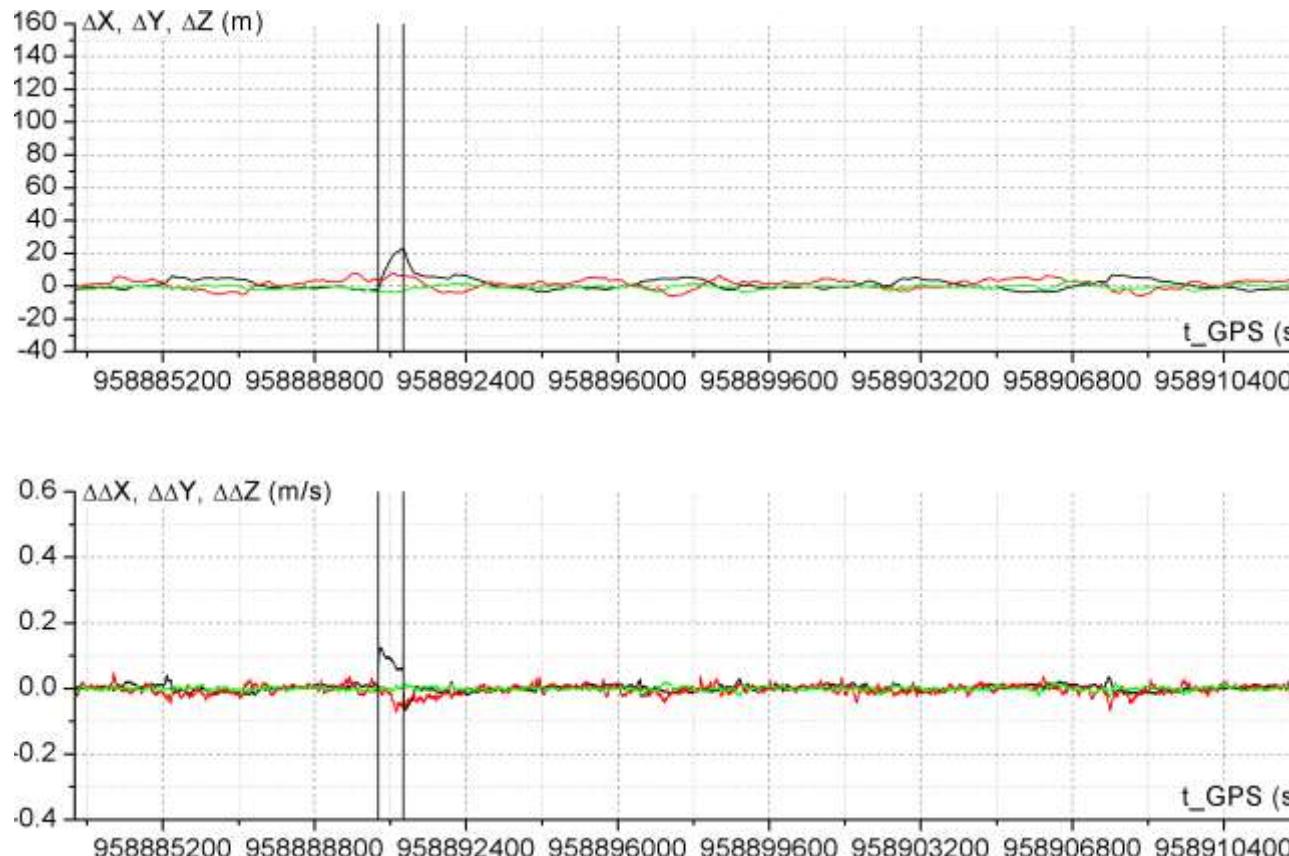


Рис. 3.12 Ошибки оценки моделируемой орбиты МКС в режиме *GPS+ГЛОНАСС* на участке коррекции с ускорением от двигателей коррекции 10^{-2} м/с 2 при постоянных времени фильтра $T_X=1000$ с, $T_V=3$ с, $T_p=300$ с.

Из графиков видно, что несмотря на значительное увеличение возмущающего ускорения, за счет уменьшения постоянной времени T_V ошибки оценки орбиты также как и в предыдущем случае не превысили 20 м. При этом на участках отсутствия возмущений ошибки по координатам не превышают 10 м, по скорости – 3-5 см/с.

Таким образом, разработанные алгоритмы формирования оценки орбиты КА по полным «сырым» измерениям обеспечивают достаточно высокую точность формируемой оценки (10 м по координатам, 5 см/с по скорости) и высокую устойчивость по отношению к неучтеным в

модели движения КА внешним возмущениям. В формируемой оценке исключены сбои и единичные всплески ошибок, как это наблюдается для КСВ.

Проводя исследование устойчивости разработанных алгоритмов по отношению к внешним возмущениям с использованием реальных измерений АСН-М МКС на участке коррекции орбиты МКС двигателями КА «Прогресс». Мы рассматривали влияние на формируемую оценку конкретного возмущающего ускорения величиной $1,4 \cdot 10^{-9}$ м/с² и длительностью ~600 с. Очевидно, что ошибки формируемой оценки зависят как от величины возмущения, так и от его длительности. Поэтому рассмотрим возмущения от двигателей, которые могут действовать на КА «Союз» и «Прогресс» на участках дальнего и ближнего сближения.

На рассматриваемых кораблях установлены двигатели трех типов:

- корректирующий двигатель (КД) тягой ~300 кг;
- двигатели причаливания и ориентации (ДПО) тягой ~13 кг;
- двигатели ориентации (ДО) тягой ~1,3 кг.

КД работают на участке дальнего сближения и в начале участка ближнего сближения. Они создают ускорение ~0,5 м/с² и реализуют корректирующие импульсы ~100 м/с на начальном участке дальнего сближения и начальном участке ближнего сближения. Максимальная длительность работы КД не превышает 300 с, что почти в два раза меньше рассмотренной длительности возмущения орбиты МКС. Однако величина возмущения почти в 300 раз выше. Но при работе КД на кораблях «Союз» и «Прогресс» работает БИНС, оценивающий возмущения, создаваемые двигателями в ИСК. Точность знания ориентации КА,

реализованная в БИНС, составляет $\sim 1^\circ$. Точность оценки возмущающего ускорения в БИНС в основном определяется точностью ориентации:

$$\Delta \bar{a} = \bar{a}_b \cdot \Delta\varphi \quad (3.10)$$

где \bar{a}_b – возмущающее ускорение, $\Delta\varphi$ – ошибка ориентации.

Для величины ускорения $0,5 \text{ м/с}^2$ и ошибки ориентации 1° ошибка оценки ускорения составит величину $0,01 \text{ м/с}^2$.

Приведенные на рис. 3.12 графики ошибки оценки формируемого вектора состояния КА для такого возмущающего ускорения показывают, что даже при длительности действия возмущения 600 с ошибки оценки орбиты по координатам не превысят 20 м, по скорости – 10 см/с. Через 300 с после прекращения действия возмущения ошибки оценки приходят к установившимся значениям – 10 м по координатам и 5 см/с по скорости.

ДПО обеспечивают коррекцию траектории на участках ближнего сближения и причаливания. Как правило, эти двигатели работают парами. В этом случае создаваемое ими ускорение составит величину $\sim 0,04 \text{ м/с}^2$. Это ускорение оценивается БИНС, формируемая оценка учитывается в модели движения КА, реализованной в динамическом фильтре. Неучтенная ошибка возмущающего ускорения не превышает 10^{-3} м/с^2 . Время действия возмущения, как правило, не превышает нескольких секунд. Поэтому оно не должно приводить к сколь-либо заметному снижению точности формируемой оценки.

ДО обеспечивают ориентацию КА. При этом возникает незначительное ускорение центра масс КА. Однако оно существенно меньше, чем при работе ДПО. Поэтому работа ДО также не должна сказываться на точности формируемой оценки орбиты КА. Рассмотренные выше алгоритмы формирования оценки орбиты активного КА были реализованы при полунатурном

моделировании процесса сближения корабля «Союз» с МКС, котором были задействованы реальная ЦВМ и реальная АСН-К корабля «Союз». Моделирование движения корабля и станции выполнялось в моделирующем компьютере, откуда координаты и скорости КА передавались в имитатор сигналов *GPS* – ГЛОНАСС. Имитирующие радиосигналы НС *GPS* и ГЛОНАСС от имитатора передавались в АСН-К, где формировались «сырые» измерения АСН. В навигационном процессоре АСН осуществлялась динамическая фильтрация этих измерений, формировалась оценка вектора состояния КА. Процесс сближения выполнялся ~15000 с. На участке дальнего сближения коррекция орбиты КА осуществлялась с помощью КД, на участке ближнего сближения и причаливания – с помощью ДПО. Управление ориентацией КА обеспечивалось ДО. На рис. 3.13 приведены графики ускорений от двигателей. Величина ускорений от КД составляла ~0,4 м/с², от ДПО - ~0,05 м/с², от ДО ~0,005 м/с².

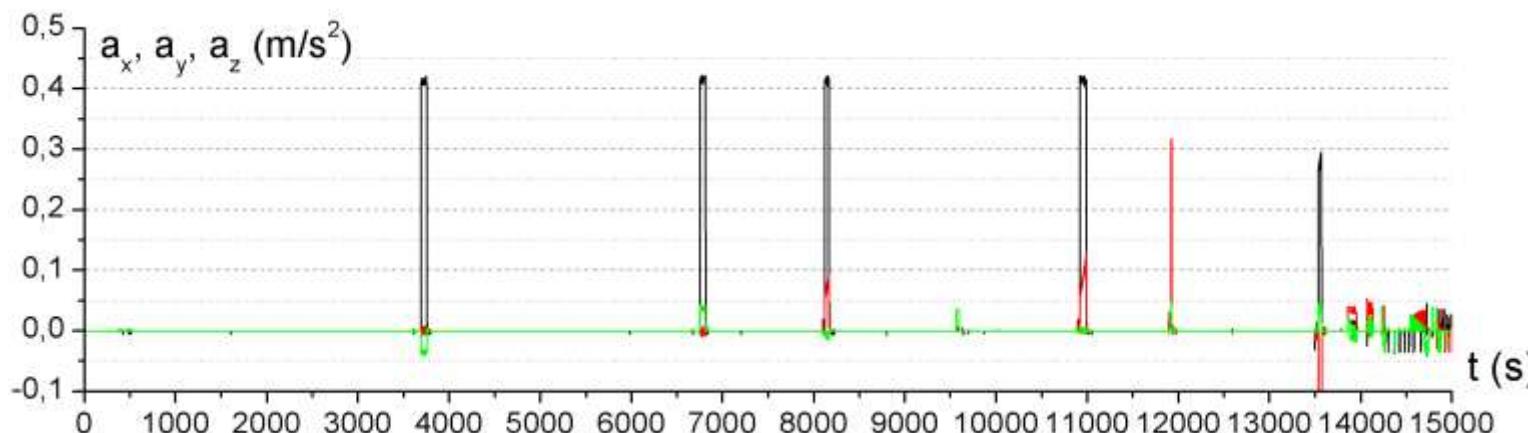


Рис. 3.13 Графики управляющих ускорений от КД, ДПО и ДО на участке дальнего и ближнего сближения, причаливания.

Из приведенных графиков видно, что всего было реализовано шесть включений КД. Двигатели ДПО работали на последнем участке сближения длительностью ~ 1500 с. Работа двигателей ДО на графиках видна в виде точек на оси абсцисс. ДО обеспечивали управление ориентацией КА на всем участке сближения. Во время работы двигателей в ЦВМ КА формировалась оценка ускорений КА в ССК и оценка кватерниона перехода ориентации от ГСК к ССК, которые передавались в АСН-К. В АСН-К эта оценка учитывалась при интегрировании уравнений движения КА. Формируемые оценки ускорений от двигателей и кватерниона ориентации моделировались с ошибками, в результате чего возмущения от двигателей при моделировании движения КА в АСН компенсировались не полностью. Нескомпенсированные возмущения приводили к дополнительным ошибкам оценки вектора состояния КА, формируемой АСН-К. На рис. 3.14 приведены графики ошибок оценки орбиты активного КА на участке сближения при фильтрации «сырых» измерений АСН-К с постоянными временем $T_x = 1000$ с, $T_v = 3$ с, $T_p = 300$ с.

Рис. 3.14 Графики ошибок оценки орбиты по координатам (вверху) и скорости (внизу) на участках дальнего и ближнего сближения, причаливания для состояния времени фильтра $T_x=1000$ с, $T_V=30$ с, $T_P=300$ с.

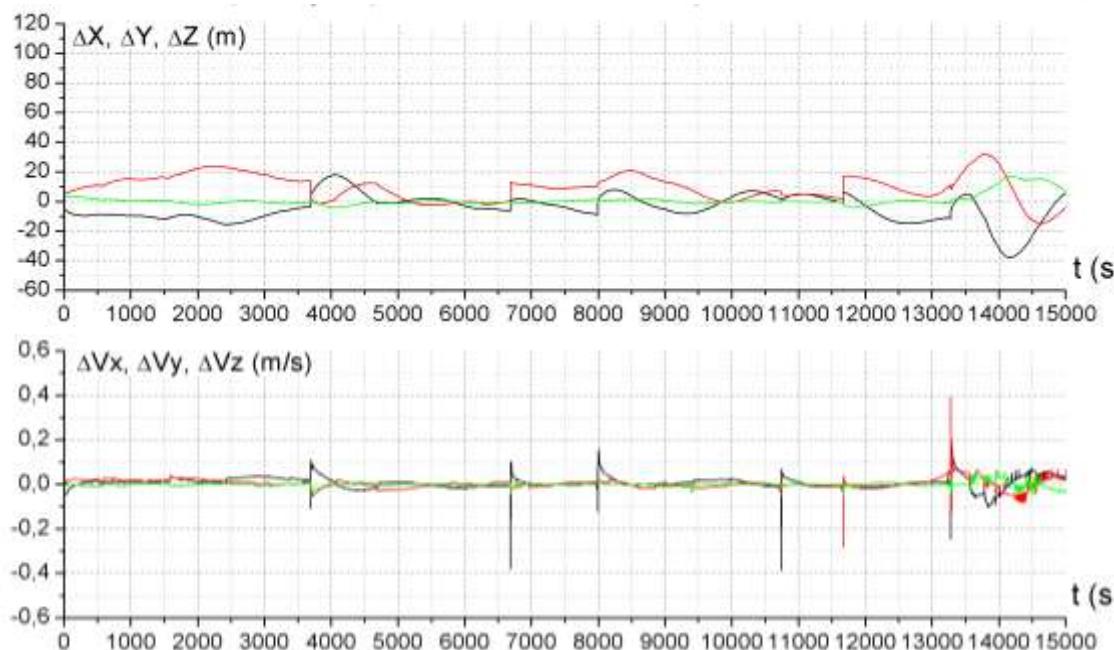
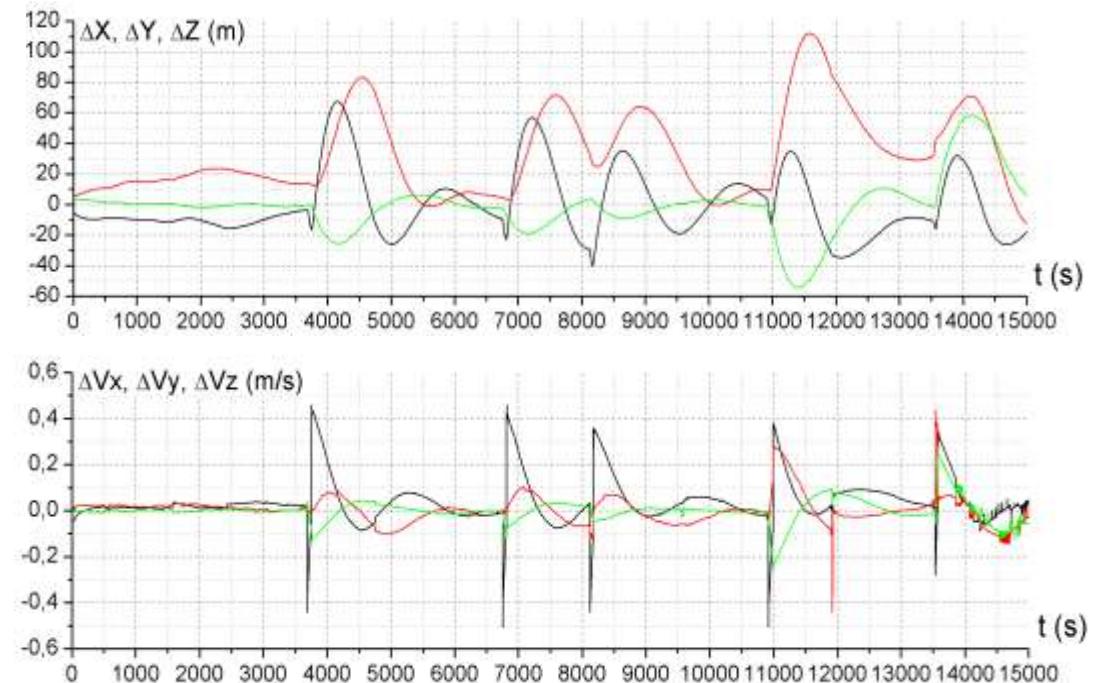


Рис. 3.15 Графики ошибок оценки орбиты по координатам (вверху) и скорости (внизу) на участках дальнего и ближнего сближения, причаливания для состояния времени фильтра $T_x=1000$ с, $T_V=30$ с, $T_P=300$ с с переинициализацией фильтра после работы КД.

Из графиков видно, что после каждого срабатывания КД возникали значительные ошибки оценки орбиты по координатам – до 100 м, по скорости – до 0,5 м/с, которые после выключения двигателей затухали в течение 1000 - 2000 с. Для исключения влияния возмущений от корректирующих двигателей динамический фильтр переинициализировали после каждого включения КД. Для этого случая на рис. 3.15 приведены графики ошибок формируемой оценки орбиты активного КА по координатам (вверху) и скорости (внизу). Из графиков видно, что на всем участке дальнего сближения точность оценки по координатам не хуже 20 м, по скорости – 5 см/с. Всплески оценки скорости до 0,4 м/с наблюдаются только во время работы КД. На участке ближнего сближения ошибка оценки достигает 40 м, а скорости – 10 см/с. Повышение ошибки на этом участке обусловлено особенностью ориентации КА: на данном участке сближения антенны АСН были направлены в nadir, в течение 200 с $GDOP$ превышал 30. После появления достаточного количества НС к моментустыковки уровень ошибок не превышал номинальных значений. Чтобы обеспечить возможность работы АСН-К сантенами, направленными в nadir, был расширен диапазон возможных направлений на используемые НС. Первоначально в список разрешенных к использованию НС включались только спутники, находящиеся выше плоскости местного горизонта с углами возвышения $\varphi_{возв} > 0$. После расширения диапазона возможных углов возвышения в список разрешенных к использованию НС стали включаться спутники с $\varphi_{возв} > -15^\circ$. В этом случае в поле зрения антенн, направленных в nadir попадало достаточное число НС для решения навигационной задачи. На рис. 3.16 приведены графики ошибок вектора состояния по координатам и скорости на участках дальнего, ближнего сближения и приближения для постоянных времени $t_x = 1000$ с, $t_v = 30$ с, $t_p = 300$ с переинициализацией фильтра после работы КД и с углом маски -15° .

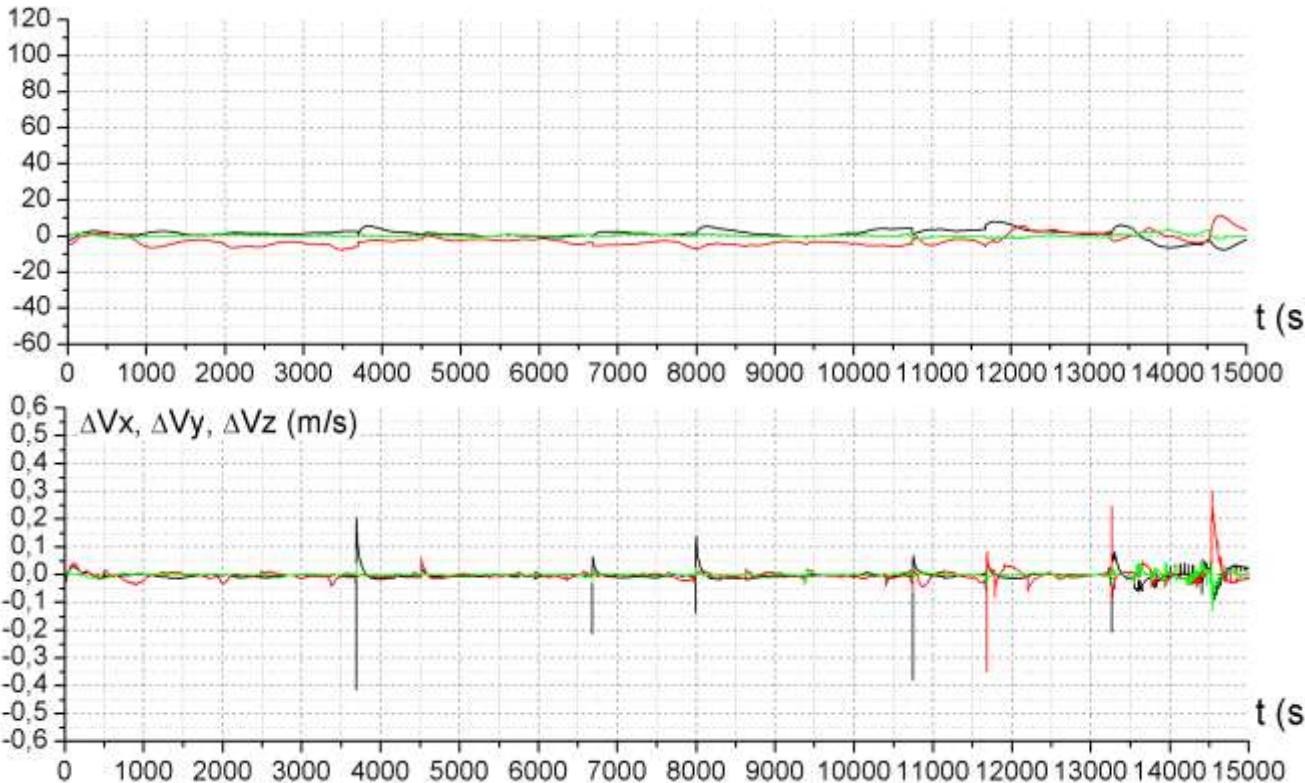


Рис. 3.16 Графики ошибок оценки орбиты по координатам (вверху) и скорости (внизу) на участках дальнего и ближнего сближения, причаливания для состояния времени фильтра $T_x = 1000$ с, $T_v = 3$ с, $T_p = 300$ с с переинициализацией фильтра после работы КД, с использованием НС ниже уровня горизонта (угол маски -15°).

Из приведенных графиков видно, что на всем интервале сближения ошибки оценки вектора состояния активного КА по положению не превышали 10 м, по скорости 3-5 см/с. При работе КД наблюдались кратковременные всплески ошибок оценки скорости длительностью ~5 с и амплитудой до 0,4 м/с.

Таким образом, для реализации дальнего сближения на борту активного КА формируются оценки орбиты активного и пассивного КА. Оценка орбиты активного КА формируется по полным «сырым» измерениям АСН-К в соответствии с алгоритмом, устойчивым к внешним неучтеным возмущающим ускорениям. Оценка орбиты МКС

закладывается в ЦВМ активного КА из ЦУП. В ЦУП вектор состояния пассивного КА передается из АСН МКС, формирующей оценку вектора состояния (включая оценку аэродинамического торможения) по измерениям КСВ. В ЦВМ активного КА по этим оценкам путем прогноза формируются оценки векторов состояния КА и МКС на любой заданный момент времени. По результатам прогноза осуществляется расчет параметров корректирующих импульсов дальнего сближения.

Для выполнения быстройстыковки необходимо, чтобы этот расчет выполнялся как можно быстрее после выведения активного КА. Для этого вектор состояния МКС должен быть заложен в ЦВМ активного КА на первом витке сразу после выведения. Кроме того, как можно быстрее после выведения должны начаться измерения АСН активного КА. Время между моментом включения АСН и началом измерений (время старта) зависит от различных факторов и может составлять величину от нескольких секунд до десятков минут. Рассмотрим более подробно эту проблему.

3.2.2 Исследование возможностей реализации ускоренного времени старта АСН активного КА после выведения

В АСН-К реализованы три типа старта, обеспечивающих поиск и захват сигналов НС и переход в режим измерений

- «холодный» старт;
- «теплый» старт;
- «горячий» старт.

«Холодный» старт реализуется, когда в момент включения АСН отсутствует информация об альманахах НС, векторе состояния КА и текущем времени. В режиме *GPS* на 24-х каналах АСН-К начинается поиск сигналов первых 24-х НС *GPS*, в режиме ГЛОНАСС – поиск сигналов всех НС ГЛОНАСС, в режиме *GPS+ГЛОНАСС* – поиск сигналов первых 12-и НС *GPS* и 12-и литер НС ГЛОНАСС. Поиск осуществляется путем сканирования по коду и частоте. Перебор кода выполняется от 0 до 1023 для *GPS* и 511 для ГЛОНАСС с шагом 0,5 (150 м для *GPS* и 300 м для ГЛОНАСС). Перебор частоты выполняется в диапазоне ± 50 кГц с шагом ~ 1 кГц. Время полного цикла поиска составляет 200 – 300 с.

После завершения первого цикла поиска осуществляется переназначение НС – на каналах, где сигналы НС не обнаружены, назначаются новые НС *GPS*, а поиск литер ГЛОНАСС продолжается на тех же каналах – выполняется второй круг поиска.

«Теплый» старт предполагает наличие в памяти АСН альманахов НС, текущего времени с точностью ~ 30 с, оценки координат КА с точностью ~ 200 км, оценки скорости КА с точностью ~ 50 м/с и оценки дрейфа часов АСН с точностью $\sim 10^{-6}$ с/с.

При наличии указанной информации поиск сигналов НС выполняется за 10÷20 с. Однако для выполнения измерений необходимо после захвата сигналов НС осуществить прием их эфемерид. Цикл приема эфемерид длится 30 с. Во время приема эфемерид соответствующий НС должен непрерывно находиться в поле зрения соответствующей антенны АСН. Если в процессе приема эфемерид произошел сбой, прием начинается вновь. Поэтому можно считать, что в среднем прием эфемерид осуществляется за 1 мин., а время «теплого» старта составляет $\sim 1,5$ мин.

«Горячий» старт предполагает, что в памяти АСН кроме информации, необходимой для реализации «теплого» старта, имеются эфемериды НС и известна ориентация КА. В этом

случае АСН определяет, какие НС находятся в поле зрения соответствующих антенн АСН, и назначение НС на каналы АСН выполняются с учетом этой информации. Поэтому время «горячего» старта составляет $5\div10$ с.

Для обеспечения минимального времени готовности АСН к формированию измерений после выведения активного КА принципиально можно было бы разработать технологию подготовки и закладки в АСН необходимой информации для реализации «горячего» или «теплого» старта. Однако, по крайней мере, в настоящее время такой технической возможности не имеется. Во время выведения кораблей «Союз» и «Прогресс» питание АСН-К выключено, а при включении после выведения какая-либо вспомогательная информация может быть заложена в АСН-К только через ЦВМ КА. ЦВМ КА после выведения в течение нескольких минут имеет связь с ЦУП, откуда для АСН-К может быть передан только незначительный объем информации. Поэтому расчет может быть сделан только на «холодный» старт, который может быть реализован в разных режимах работы АСН (*GPS*, ГЛОНАСС, *GPS+ГЛОНАСС*). При этом в разных условиях полета КА время «холодного» старта может быть разным. Поэтому выбором режима работы АСН и реализацией благоприятных условий для выполнения «холодного» старта можно минимизировать время старта. Рассмотрим, какие факторы влияют на время «холодного» старта. На рис. 3.5 приведены графики времени «холодного» старта АСН-К при работе на Земле с одной антенной, направленной в зенит. Для работы с выбранной антенной были назначены все 24 канала АСН-К.

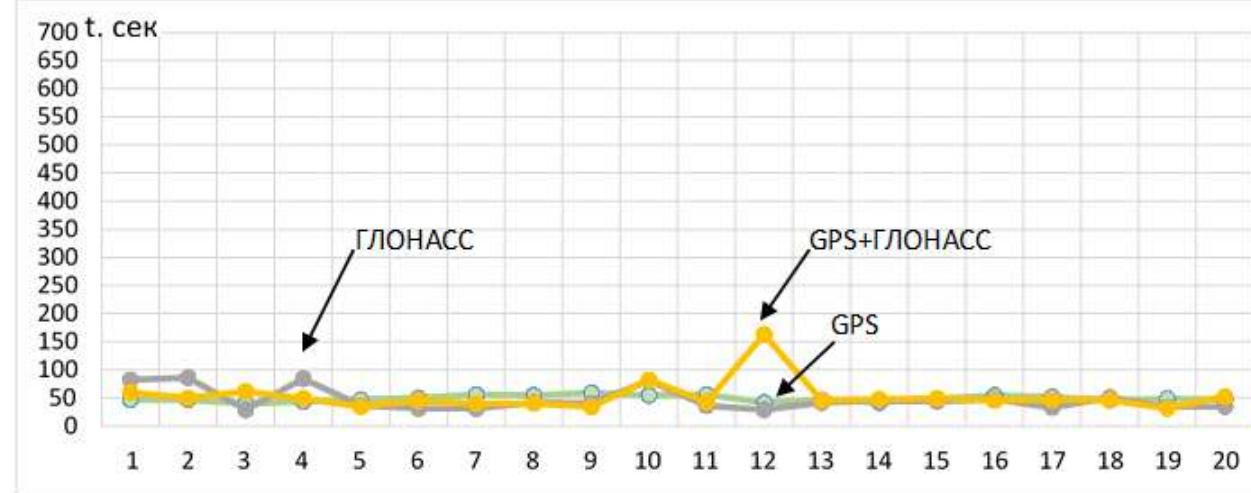


Рис. 3.17 Время холодного старта АСН с одной антенной, ориентированной в зенит, на Земле.

Старт выполнялся в трех режимах: *GPS*, ГЛОНАСС, *GPS+ГЛОНАСС*, в каждом режиме было проведено по 20 запусков АСН. Из приведенных графиков видно, что практически во всех запусках время «холодного» старта составило 1 – 1,5 мин. Такое короткое время старта объясняется тем, что при работе на Земле диапазон доплеровских смещений сигналов НС составляет величину ± 5 кГц. При поиске сигналов сканирование по частоте начинается в окрестности нуля. Поэтому захват сигналов НС осуществлялся в первые несколько десятков секунд, затем в течение 30 сек. осуществлялся прием эфемерид. После приема эфемерид от 4-5 НС при уровне $GDOP < 10$ начинал выполняться режим измерений.

Существенно ситуация меняется на орбите КА, где доплеровские смещения сигналов НС находятся в диапазоне ± 50 кГц, и время холодного старта значительно возрастает. На рис. 3.18 приведены графики времени холода старта для 20 запусков в различных режимах работы АСН, установленной на КА, находящемся в орбитальной ориентации.

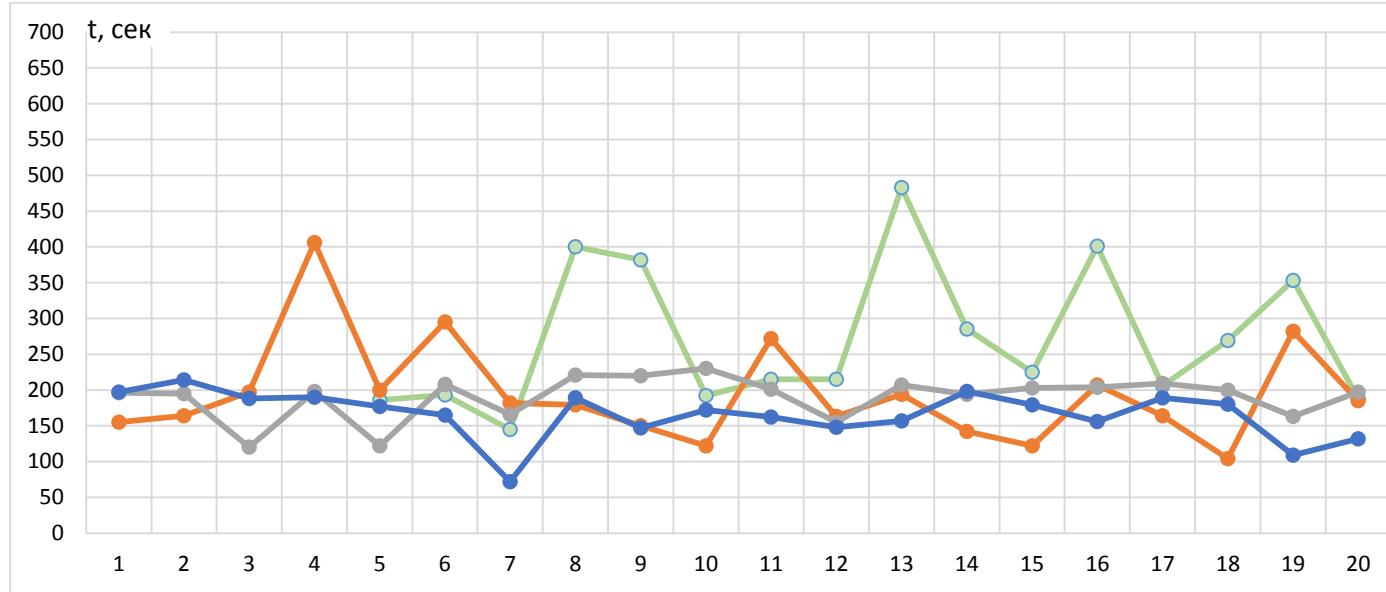


Рис. 3.18 Время холодного старта АЧН с одной антенной, ориентированной в зенит, на орбите МКС.

Установленная на КА антenna АЧН направлена в зенит. В каждом запуске АЧН реализованы независимые условия для поиска сигналов НС с точки зрения положения КА на орбите и расположения НС в поле зрения антенны АЧН. Исследование проводилось с реальной аппаратурой АЧН-К и имитатором сигналов НС *GPS* и ГЛОНАСС. В имитаторе моделировалась орбита выведения КА «Союз». Из приведенных графиков видно, что время «холодного» старта в режиме *GPS* – лежит в диапазоне 2,5–8 мин. Среднее время старта из 20 запусков составило 4,5 мин. Время старта в режиме ГЛОНАСС лежит в диапазоне 2÷4 мин., среднее время старта из 20 запусков составило 3 мин. То есть, время старта в режиме ГЛОНАСС на орбите оказывается значительно меньше, чем в режиме *GPS*. Это объясняется тем, что номера видимых НС *GPS* неизвестны и перебор выполняется по всем возможным спутникам от 0 до 32. При этом имеется большая вероятность того, что искомый НС не находится в поле зрения антенны. Поиск НС ГЛОНАСС выполняется по номерам литер. Общее

число литер равно 12, а число НС – 24. Каждый видимый НС и его антипод, находящийся на противоположной стороне Земли, работают на одной литере. Поэтому при поиске 12-и литер ГЛОНАСС выполняется поиск сигналов практических всех НС., находящихся в поле зрения зенитной антенны АСН.

Условия поиска НС *GPS* могут быть существенно улучшены, если до начала поиска, зная примерное нахождение КА и альманах *GPS*, определить список видимых НС *GPS*, находящихся над местным горизонтом. Например, при выводении КА время и точка выведения известны. Для этой точки и времени заранее может быть определен перечень спутников, находящихся над местным горизонтом. Информационно этот список представляет собой 32-разрядное слово, в котором номер бита соответствует номеру спутника *GPS*. Равенство бита 1 означает, что соответствующий НС находится над горизонтом, 0 – ниже горизонта. Это информационное слово (подсказка для старта *GPS*) может быть передано из ЦУП на КА сразу после выведения вместе с вектором состояния МКС. При наличии подсказки АСН осуществляет поиск сигнала НС, заранее находящегося над горизонтом. С большой вероятностью этот НС находится в поле зрения антенны АСН. В этом случае время старта существенно сокращается.

На рис. 3.18 приведен график времени старта АСН в режиме *GPS* с подсказкой для 20-и запусков. Из графика видно, что в этом случае время старта существенно сократилось по сравнению со временем старта в режиме *GPS* без подсказки и лежит в диапазоне 1,5-7 мин. Среднее время старта составило ~3,3 мин., то есть в ~1,5 раза меньше, чем в случае без подсказки.

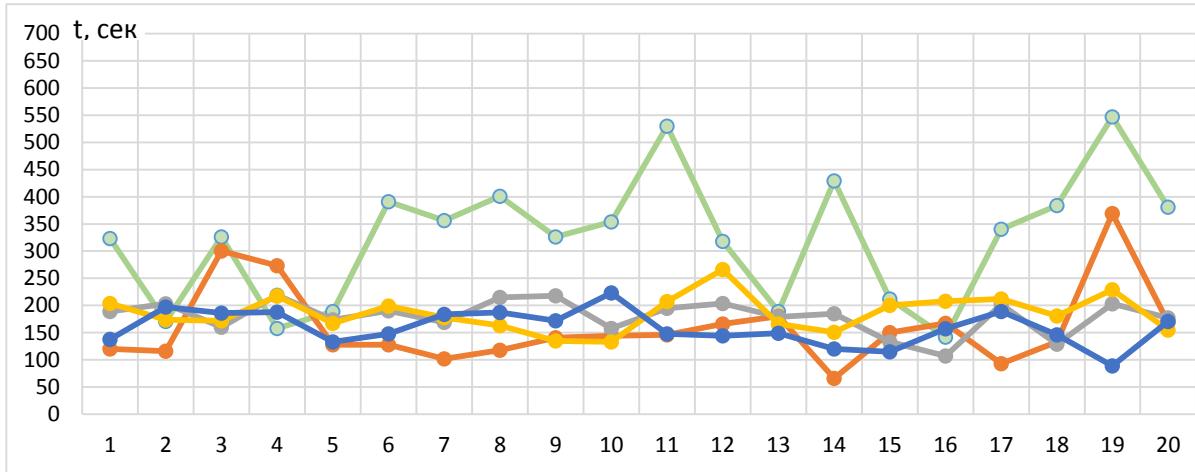
Дополнительное сокращение времени старта может быть достигнуто в совместном режиме *GPS+ГЛОНАСС*, когда первые 12 каналов обеспечивают поиск НС *GPS*, а другие 12

каналов обеспечивают поиск НС ГЛОНАСС. На рис. 3.6 приведены графики времени старта в режимах *GPS+ГЛОНАСС* и *GPS* (с подсказкой)+ГЛОНАСС. Время старта для этого режима находится в диапазоне 1-3,5 мин. Среднее время старта составило 2,5 мин.

Таким образом, на орбите с направленной в зенит антенной АСН минимальное время старта обеспечивается в режиме *GPS* (с подсказкой)+ГЛОНАСС. Среднее время старта составляет 2,5 мин.

Однако реально на КА «Союз» и «Прогресс» после выведения работают две антенны на $\sim 30^\circ$ отклоненные в разные стороны от направления в зенит. Такое расположение антенн обеспечивает более широкое суммарное поле зрения антенн АСН, что важно при угловом маневрировании КА.

На рис. 3.19 приведены графики времени старта во всех рассмотренных выше режимах работы АСН для 20 запусков в каждом режиме с одновременным использованием 2-х антенн. При этом КА находился в орбитальной ориентации с нулевым углом курса. Входные сигналы для двух антенн моделировались имитатором сигналов НС *GPS* и ГЛОНАСС для орбиты выведения КА «Союз». Из приведенных графиков видно, что максимальное время старта реализуется в режиме *GPS*. Максимальная длительность старта в этом режиме достигает 8 мин., среднее время старта – 5,5 мин. Минимальное время старта реализуется в режиме *GPS* (с подсказкой) и *GPS*(с подсказкой)+ГЛОНАСС. Максимальное время старта в режиме *GPS* (с подсказкой) составило 6 мин., среднее – 2,5 мин. Максимальное время старта в режиме *GPS* (с подсказкой)+ГЛОНАСС составило 3 мин., среднее – 2,5 мин.



То есть, для реального расположения антенн АЧН (как на КА «Союз» и «Прогресс») минимальное время старта как и для одной зенитной антенны, реализуется в режиме *GPS* (с подсказкой)+ГЛОНАСС.

Отметим, что график времени старта, приведенный на рис. 3.19 относится к орбитальной ориентации КА с нулевым курсовым углом. В реальности старт АЧН на КА «Союз» и «Прогресс» после выведения может выполняться для произвольного курсового угла. Поэтому в проведенном исследовании моделирование времени старта было выполнено для разных курсовых углов, в том числе и для курсового угла 90° . Графики времени старта в разных режимах работы АЧН для этого курсового угла приведены на рис. 3.20.

3.19 Время холодного старта АЧН с двумя антennами на орбите МКС
 ориентированными аналогично, как на КА «Союз».

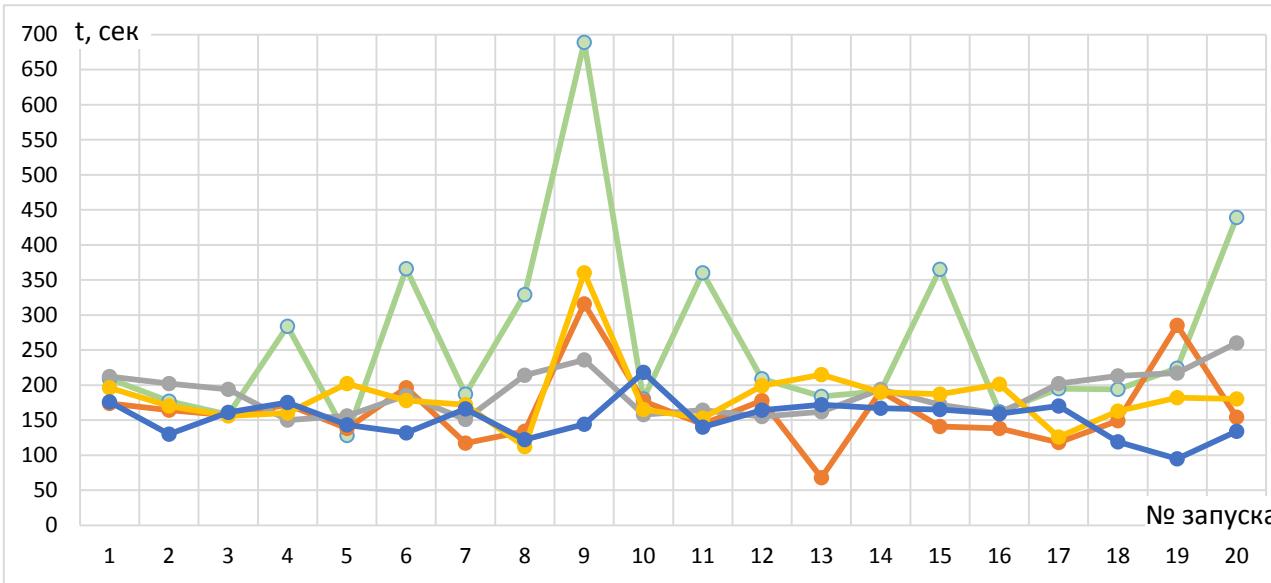


Рис. 3.20 Время холодного старта АСН с двумя антеннами на орбите МКС ориентированными как на КА «Союз» и с ориентацией корабля $+90^\circ$ по рысканию.

Из приведенных графиков следует, что время старта практически не зависит от курсового угла КА. Например, в режиме *GPS* (с подсказкой) +ГЛОНАСС среднее время старта составило 2,5 мин, то есть, такое же, как и при нулевом угле курса.

Проведенное выше исследование времени старта относится к орбитальной ориентации КА, когда зенитная ось КА направлена по местной вертикали. Интерес представляет также время старта при произвольной ориентации КА. На рис. 3.21 и 3.22 приведены графики времени старта в разных режимах работы АСН для ориентации КА с углами крена 90° и 180° соответственно.

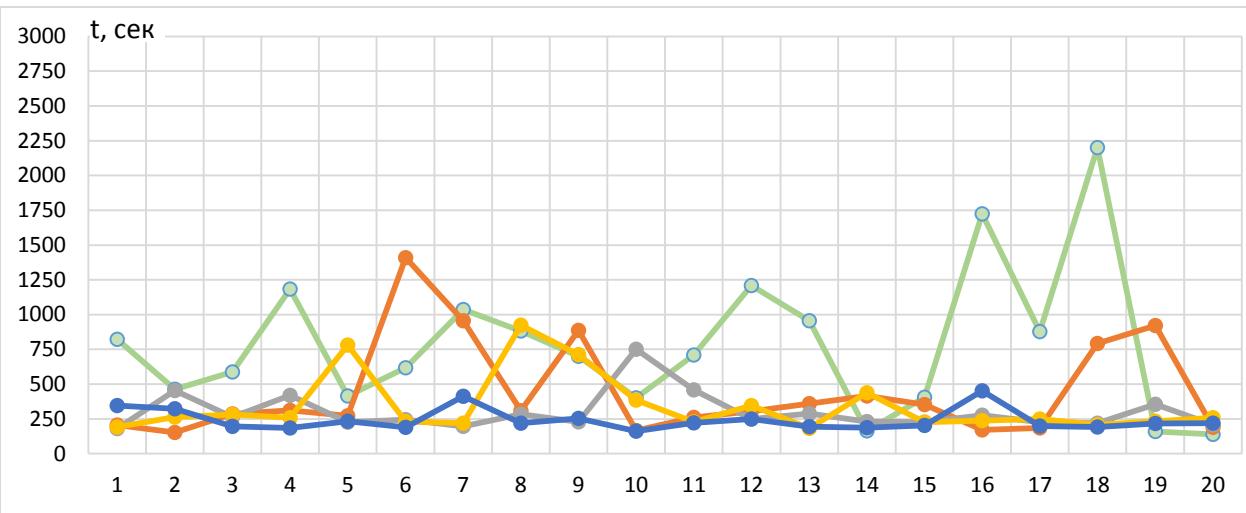


Рис. 3.21 Время холодного старта АЧН с двумя антеннами, (ориентированными аналогично, как и на КА «Союз») на орбите МКС и с ориентацией КА $+90^\circ$ по крену.

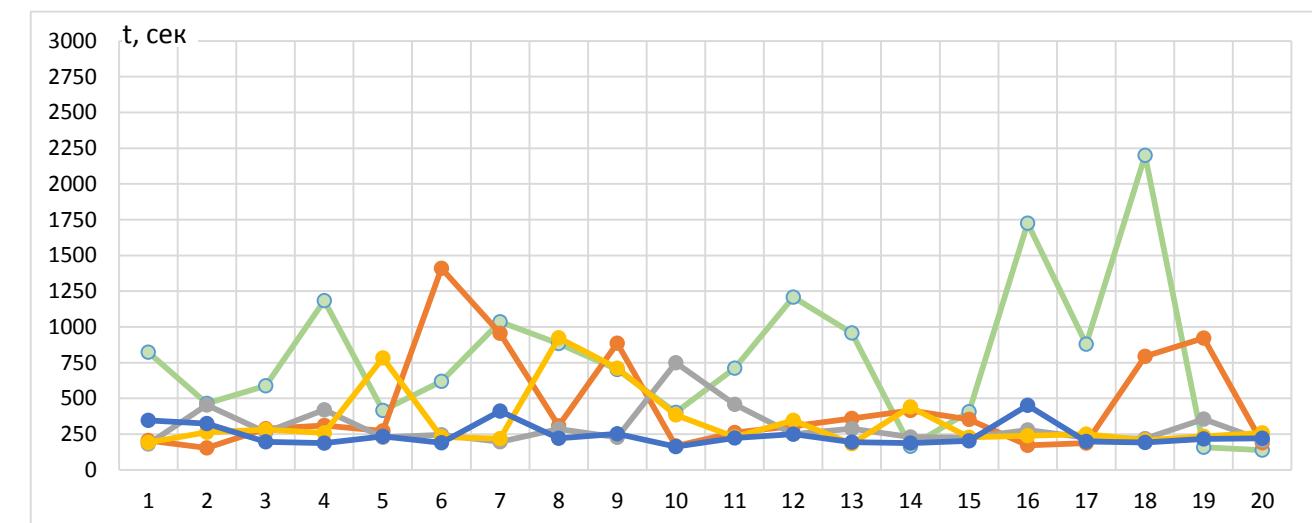


Рис. 3.22 Время холодного старта АЧН с двумя антеннами, (ориентированными аналогично, как и на КА «Союз») на орбите МКС и с ориентацией КА $+180^\circ$ по крену.

Из приведенных графиков следует, что для угла крена 90° время старта существенно возрастает почти для всех режимов работы АЧН. В режиме *GPS* время старта в некоторых

случаях превышало 30 мин. Среднее время старта составило 13 мин. Однако в режиме ГЛОНАСС + *GPS* (с подсказкой) время старта увеличилось незначительно, среднее время старта составило 6 мин. Для угла крена 180°, (наихудшая ориентация, когда зенитная ось КА направлена в надир), старт также реализуется во всех режимах, хотя время старта существенно возрастает. В режиме *GPS* время старта иногда превышало 1 час. Однако в режимах ГЛОНАСС и *GPS* (с подсказкой)+ГЛОНАСС время старта остается вполне приемлемым. В режиме ГЛОНАСС среднее время старта составило 5 мин., в режиме ГЛОНАСС + *GPS* (с подсказкой) – 6,5 мин.

Таким образом, обеспечение минимального времени старта АСН после выведения КА для реализации дальнего сближения обеспечивается в режиме ОСК КА с произвольным углом крена. Минимальное время старта обеспечивается в режиме ГЛОНАСС + *GPS* (с подсказкой). Среднее время старта в этом режиме составило 2,5 мин.

Старт АСН во всех режимах работы реализуется и при произвольной ориентации КА. Время старта в этом случае возрастает. В режиме *GPS* это время может превысить несколько часов. Однако в режимах ГЛОНАСС и ГЛОНАСС + *GPS* (с подсказкой) даже в худшем случае ориентации, когда зенитная ось КА направлена в надир, среднее время старта составляло 5 и 6,5 мин. соответственно.

3.3 Методы решения задачи ближнего сближения по «сырым» измерениям АСН

Характерной особенностью участка ближнего сближения является реализация непрерывного измерения параметров относительного движения и управления движением КА по этим измерениям. Дальность, с которой начинается этот участок, определяется характеристикой аппаратуры, реализующей ближнее сближение. Выше отмечалось, что для аппаратуры «Курс» эта дальность составляет 300 км, для аппаратуры сближения *ATV* – 30 км. Эти параметры закладываются в аппаратуру при ее проектировании и определяются с точностью реализации дальнего сближения.

Дальнее сближение *ATV* также, как и дальнее сближение КА «Союз» и «Прогресс» выполнялось по наземным измерениям. Поэтому и приведение *ATV* в зону ближнего сближения выполняется на дальность 30 км. При выполнении дальнего сближения по измерениям АСН дальность точки встречи может быть существенно сокращена, за счет чего может быть обеспечено снижение расхода рабочего тела и уменьшения времени сближения. На кораблях «Союз» и «Прогресс» после установки АСН предполагается, что дальнее сближение будет обеспечивать приведение активного КА на дальность ~5 км, после чего реализуется ближнее сближение.

Сближение космических аппаратов является одной из наиболее сложных и ответственных технологических операций в космосе. Как правило, срыв сближения означает срыв всей миссии КА. Поэтому система управления сближением является одной из наиболее важных, сложных и дорогостоящих систем КА. Основной частью системы сближения является ее навигационная часть, определяющая векторы положения и скорости активного КА (реализующего маневры сближения) в системе координат пассивного КА (находящегося в

пассивном орбитальном полете). Чем точнее определяются эти векторы, тем более экономично и надежно может быть выполнено само сближение.

До настоящего времени эта задача решается с использованием специализированной радионавигационной аппаратуры. Например, задачу сближения кораблей «Союз» и «Прогресс» с МКС решает система «Курс». Это сложная и дорогостоящая аппаратура. Ее вес как активной части, установленной на КА, так и пассивной части, установленной на МКС, составляет около 100 кг, энергопотребление – 250 Вт.

Такие характеристики явно не отвечают современным требованиям и приводят к неоправданно высоким затратам на реализацию сближения.

Однако решение задачи относительной навигации при сближении КА может быть обеспечено с использованием АСН, установленной на обоих сближающихся КА. В этом случае аппаратная часть системы будет иметь несомненные преимущества по сравнению с традиционными специализированными системами как по массо-габаритным и энергетическим показателям, так и по стоимости.

Впервые в мире сближение КА по измерениям АСН было проведено 03.04.08 года [320], [390]. Европейский автоматический корабль *ATV* состыковался с МКС по измерениям АСН-М МКС и *GPS Laben* *ATV*. Решение навигационной задачи выполнялось в ЦВМ *ATV* (являющимся активным КА), куда поступали данные АСН-М и *GPS Laben*.

АСН, установленная на пассивном КА, принимает информацию от спутников *GPS* и (или) ГЛОНАСС и передает ее через межбортовую радиолинию (МБРЛ) в ЦВМ активного КА. АСН, установленная на активном КА, также принимает информацию от навигационных спутников и передает ее в ЦВМ. Информация от двух АСН совместно обрабатывается в ЦВМ активного

КА, в результате чего формируется относительный вектор состояния, по которому система управления активного КА реализует управление сближением.

Решение задачи относительной навигации, в результате которого формируются векторы относительного положения и скорости, может выполняться различными методами, обеспечивающими различную точность решения, требующими различные вычислительные ресурсы ЦВМ и пропускную способность МБРЛ по объему передаваемой информации.

Метод решения, реализованный на *ATV* [33о],[42д],[47д], несмотря на то, что такое сближение было выполнено впервые в мире и пока реализовано единственный раз, можно назвать классическим. Он давно известен и обладает рядом недостатков. Тем не менее, рассмотрение задачи относительной навигации по измерениям АСН начнем с рассмотрения именно этого метода.

АСН формирует два типа информации:

- КСВ (координаты, скорость, время) – векторы координат и скорости приемной антенны АСН с точной привязкой к времени и соответствующими признаками достоверности информации;
- «сырые измерения» – первичная информация от конкретного НС, включающая псевдодальности и интегральные фазы с привязкой к точному времени и соответствующими признаками достоверности.

Векторы относительных координат и скорости КА могут формироваться как по разности КСВ, так и по разности «сырых измерений». На *ATV* реализованы оба метода.

Основным методом, решение которого используется для управления, является метод относительной навигации по «сырым измерениям» - по вторым разностям псевдодальностей и интегральных фаз [26о],[30о].

Второй метод – по разности КСВ используется для контроля решения первого метода, а также для формирования нулевого приближения при решении задачи по «сырым измерениям» [320].

Одним из основных методов решения задачи относительной навигации по измерениям АСН на ATV является метод решения по вторым разностям псевдодальностей и интегральных фаз. Особенностью этого метода является то, что формирование векторов относительного положения и скорости ведется по измерениям от одного и того же созвездия НС, и векторы относительного положения и скорости формируются по разности соответствующих измерений. Измерения псевдодальностей и интегральных фаз содержат ряд ошибок, обусловленных различными факторами. Одними из основных составляющих этих ошибок являются ионосферные и эфемеридные погрешности измерений. При малых расстояниях между сближающимися КА эти ошибки для измерений по соответствующим НС практически равны между собой и при формировании разностей измерений взаимно сокращаются, благодаря чему увеличивается точность решения задачи.

Однако не все составляющие ошибок взаимно сокращаются для разностей измерений. К таким составляющим относятся шумы псевдодальностей и интегральных фаз, а также составляющие, обусловленные переотражениями сигналов НС от элементов конструкции КА.

Шумы псевдодальностей и интегральных фаз обусловлены неидеальностью контуров слежения соответственно за кодом и фазой принимаемого сигнала в каждом из приемников. Эти шумы являются высокочастотными, по своим характеристикам они близки к белому шуму. Для псевдодальностей среднеквадратичная ошибка шума составляет $\sim 3 \div 5$ м, для интегральных фаз $\sim 6 \div 15$ мм. При моделировании этих составляющих в модели АСН для каждого канала они формируются независимо как белый шум.

Ошибки, обусловленные переотражениями сигналов НС от элементов конструкции КА, во многом определяются геометрией КА и отражающими характеристиками поверхностей элементов конструкции КА. Для МКС эти ошибки иногда достигают десятков метров для псевдодальностей и 1-3 см для интегральных фаз. Для КА типа «Союз» эти ошибки существенно меньше, чем для МКС, и они являются некоррелированными с соответствующими ошибками МКС. Поэтому для разности измерений эти ошибки не компенсируются и оказывают существенное влияние на результат решения задачи относительной навигации.

На рис. 3.23 приведены графики ошибок вектора относительного положения КА «Прогресс» и МКС, полученного по разностям псевдодальностей без динамической фильтрации измерений. Из графиков видно, что ошибки сектора относительных координат в основном находятся в диапазоне ± 10 м. Однако достаточно часто ошибки превышают по величине 20 м. Такие ошибки обусловлены либо значительными переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС и КА (высоким уровнем *GDOP*).

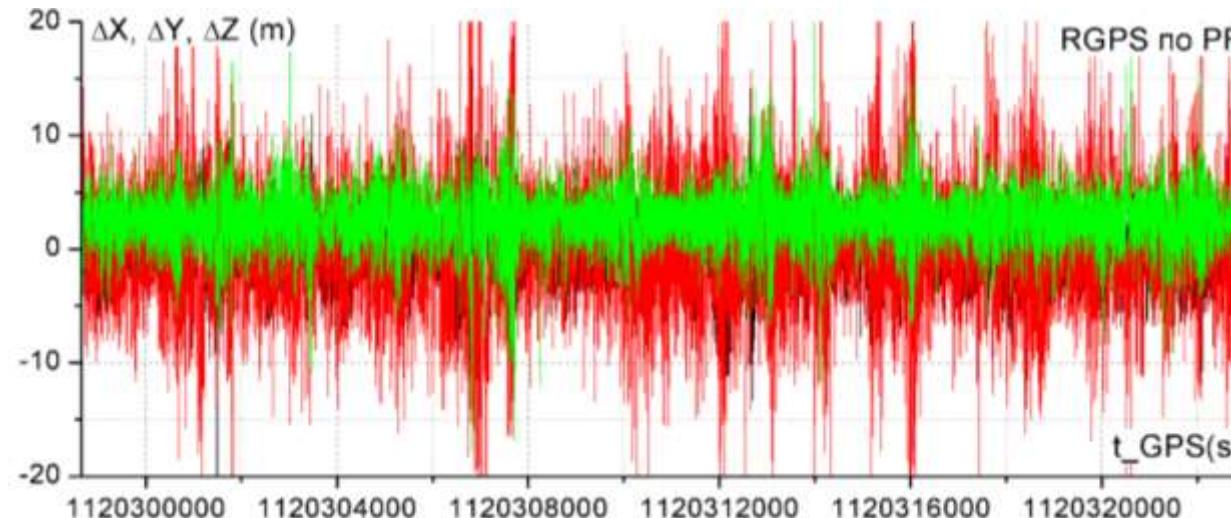


Рис. 3.23 Ошибки вектора относительного положения КА «Прогресс» и МКС, полученного по летным данным АСН-К и АСН-М без динамической фильтрации.

Уменьшение влияния нескомпенсированных погрешностей измерений на точность решения достигается путем динамической фильтрации измерений, которая может выполняться различными методами. Один из таких методов рассматривается ниже.

Наиболее простым методом решения задачи относительной навигации по псевдодальностям и интегральным фазам является метод последовательного решения, в котором первым шагом по измерениям АСН формируются измеренные векторы относительного положения и скорости $\Delta\bar{X}_u^*$, $\Delta\bar{V}_u^*$, а затем осуществляется их динамическая фильтрация. Приведем алгоритмы последовательного решения этой задачи.

«Сырые измерения» представляют собой первичную измерительную информацию АСН, по которой путем математической обработки определяются координаты и скорость фазового центра антенны АСН.

«Сырые измерения» включают для каждого отслеживаемого НС псевдодальности и интегральные фазы.

Измеренная приемником псевдодальность определяется по формуле:

$$Pr_i = \sqrt{[\bar{X}_i(t_u) - \bar{X}(t_n)]^T [\bar{X}_i(t_u) - \bar{X}(t_n)]} + \\ + c\Delta t_n + c\Delta t_{nc} + \Delta iono + \Delta \phi + \Delta mult + \Delta nois \quad (3.11)$$

где:

- $\bar{X}_i(t_u)$ - координата соответствующего i -го НС в момент излучения сигнала, рассчитанная по данным эфемерид;
- $\bar{X}_i(t_n)$ - координата антенны приемника в момент приема сигнала;
- c - скорость света;
- n - ошибка часов приемника;
- Δt_{nc} - ошибка часов спутника;
- $\Delta iono$ - ионосферная ошибка;
- $\Delta \phi$ - эфемеридная ошибка;
- $\Delta mult$ - ошибка, обусловленная переотражением сигнала от элементов конструкции КА;
- $\Delta nois$ - шумовая ошибка приемника, включающая ошибки, обусловленные ошибками измерений и вычислений.

Обозначим:

$$D_{i1} = \sqrt{[\bar{X}_i(t_n) - \bar{X}(t_n)]^T [\bar{X}_i(t_n) - \bar{X}(t_n)]} \quad (3.12)$$

расстояние между антенной пассивного КА и i -м НС, координаты которого $\bar{X}_i(t_n)$ определены по эфемеридам на момент приема сигнала.

Связь между $\bar{X}_i(t_u)$ и $\bar{X}_i(t_n)$ определяется по формуле:

$$\bar{X}_i(t_u) = \dot{X}_i(t_n) - \bar{V}_{iu} \frac{D_{i1}}{C} \quad (3.13)$$

где \bar{V}_{iu} – абсолютная скорость i -го НС в момент t_n в проекциях на оси гринвичской системы координат.

Учитывая малость по модулю вектора $\bar{V}_{iu} \frac{D_{i1}}{C}$, с учетом выражений (3.11), (3.12), (3.13) получим выражение для Pr_i в виде:

$$Pr_{i1} = D_{i1} - [\bar{X}_i(t_n) - \bar{X}(t_n)]^T \frac{\bar{V}_{iu}}{C} + c\Delta t_n + c\Delta t_{nc} + \Delta iono + \Delta \varphi + \Delta mult + \Delta nois \quad (3.14)$$

Пусть:

$\bar{X}(t_n)$ - координаты антенны пассивного КА

$\Delta \bar{X}(t_n)$ - относительные координаты активного КА.

Тогда расстояние между антенной активного КА и i -м НС, координаты которого $X_i(t_n)$ определены по эфемеридам на момент приема сигнала, определяются выражением:

$$D_{i2} = \sqrt{[\bar{X}_i(t_n) - \bar{X}(t_n) - \Delta \bar{X}]^T [\bar{X}_i(t_n) - \bar{X}(t_n) - \Delta \bar{X}]} \quad (3.15)$$

Разложив выражение (3.15) в ряд по степеням $\frac{|\Delta \bar{X}|}{D_i}$, учитывая члены первого и второго порядка малости, получим выражение для D_{i2} :

$$D_{i2} = D_{i1} - \frac{(\bar{X}_i - \bar{X})^T \Delta \bar{X}}{D_{i1}} - \frac{1}{2} \frac{[(\bar{X}_i - \bar{X})^T \Delta \bar{X}]^2}{D_{i1}^3} + \frac{1}{2} \frac{\Delta \bar{X}^T \Delta \bar{X}}{D_{i1}} \quad (3.16)$$

С учетом выражения (3.14) получим значение псевдодальности для i -го НС на активном КА:

$$\begin{aligned} Pr_{i2} = & D_{i1} - \frac{(\bar{X}_i - \bar{X})^T \Delta \bar{X}}{D_{i1}} - \frac{1}{2} \frac{[(\bar{X}_i - \bar{X})^T \Delta \bar{X}]^2}{D_{i1}^3} + \frac{1}{2} \frac{\Delta \bar{X}^T \Delta \bar{X}}{D_{i1}} - \\ & - [\bar{X}_i(t_n) - \bar{X}(t_n) - \Delta \bar{X}]^T \frac{\bar{V}_{iu}}{C} + c \Delta t_{n2} + c \Delta t_{nc} + \Delta iono + \Delta \phi + \Delta mult + \Delta nois \end{aligned} \quad (3.17)$$

Из выражений (3.14) и (3.17) с учетом того, что на малых расстояниях $|\Delta X|$ между активным и пассивным КА ионосферные и эфемеридные ошибки псевдодальностей активного и пассивного КА практически равны, получим выражение для разностей псевдодальностей пассивного и активного КА:

$$\begin{aligned} Pr_{i1} - Pr_{i2} = & \frac{\bar{V}_{iu}^T}{c} \Delta \bar{X} + \frac{(\bar{X}_i - \bar{X})^T \Delta \bar{X}}{D_{i1}} + \frac{1}{2} \frac{[(\bar{X}_i - \bar{X})^T \Delta \bar{X}]^2}{D_{i1}^3} - \\ & - \frac{1}{2} \frac{\Delta \bar{X}^T \Delta \bar{X}}{D_{i1}} + c (\Delta t_{n1} - \Delta t_{n2}) + \Delta mult_1 - \Delta mult_2 + \Delta nois_1 - \Delta nois_2 \end{aligned} \quad (3.18)$$

Вычтя из полученной разности псевдодальностей для i -го НС аналогичную разность для j -го НС, учитывая, что ошибки часов приемников в выражении для j -го НС такие же как и для i -го НС, получим выражение для двойной разности псевдодальности:

$$\begin{aligned}
 (Pr_{i1} - Pr_{i2}) - (Pr_{j1} - Pr_{j2}) = & \left[\frac{(\bar{X}_i - \bar{X})^T}{D_i} - \frac{(\bar{X}_j - \bar{X})^T}{D_j} \right] \Delta \bar{X} + \frac{(\bar{V}_{iu} - \bar{V}_{ju})^T}{c} \Delta \bar{X} + \\
 & + \frac{1}{2} \frac{[(\bar{X}_i - \bar{X})^T \Delta \bar{X}]^2}{D_i^3} - \frac{1}{2} \frac{[(\bar{X}_j - \bar{X})^T \Delta \bar{X}]^2}{D_j^3} - \frac{1}{2} \left(\frac{1}{D_i} - \frac{1}{D_j} \right) \Delta \bar{X}^T \Delta \bar{X} + \\
 & + \Delta mult_{1i} - \Delta mult_{2i} + \Delta mult_{1j} - \Delta mult_{2j} + \Delta nois_{1i} - \Delta nois_{2i} + \Delta nois_{1j} - \Delta nois_{2j}
 \end{aligned} \tag{3.19}$$

Введем обозначения:

$$\begin{aligned}
 \delta_i &= \frac{\bar{V}_{iu}^T}{c} \Delta \bar{X} + \frac{1}{2} \frac{[(\bar{X}_i - \bar{X})^T \Delta \bar{X}]^2}{D_i^3} - \frac{1}{2} \frac{\Delta \bar{X}^T \Delta \bar{X}}{D_i} \\
 \Delta mult_{ij} &= (\Delta mult_{1i} - \Delta mult_{2i}) - (\Delta mult_{1j} - \Delta mult_{2j}); \\
 \Delta nois_{ij} &= (\Delta nois_{1i} - \Delta nois_{2i}) - (\Delta nois_{1j} - \Delta nois_{2j})
 \end{aligned} \tag{3.20}$$

Заметим, что $\frac{|\bar{V}_{iu}|}{C}$ и $\frac{|\Delta \bar{X}|}{D_{i1}}$ – малые величины. Поэтому при погрешности вектора $\Delta \bar{X}$

10-20 м погрешность δ_i не превышает 1-2 см. В процессе сближения, когда оценка $\Delta \bar{X}$ известна хотя бы грубо, можно считать, что значения δ_i известны. С учетом данного замечания равенство (3.19) можно представить в виде:

$$\left[(Pr_{i1} - Pr_{i2}) - (Pr_{j1} - Pr_{j2}) \right] - (\delta_i - \delta_j) = \tag{3.21}$$

$$= \left[\frac{(\bar{X}_i - \bar{X})^T}{D_i} - \frac{(\bar{X}_j - \bar{X})^T}{D_j} \right] \Delta \bar{X} + \Delta mult_{ij} + \Delta nois_{ij}$$

Введем обозначения:

$$\begin{aligned} u_{ij} &= \left[(Pr_{i1} - Pr_{i2}) - (Pr_{j1} - Pr_{j2}) \right] - (\delta_i - \delta_j) \\ \bar{b}_{ij} &= \frac{\bar{X}_i - \bar{X}}{D_{i1}} - \frac{\bar{X}_j - \bar{X}}{D_{j1}} \end{aligned} \quad (3.22)$$

Тогда равенство (3.21) запишется в виде:

$$u_{ij} = \bar{b}_{ij}^T \Delta \bar{X} + \Delta mult_{ij} + \Delta nois_{ij} \quad (3.23)$$

Соотношение (3.23) представляет собой уравнение относительно неизвестного вектора $\Delta \bar{X}$. Величина u_{ij} – измеряется, вектор \bar{b}_{ij} – известный вектор (предполагается, что \bar{X}_i вычисляется по данным эфемерид, \bar{X} – вектор положения пассивного КА, известен с точностью 20-30 м, например, по измерениям КСВ). $\Delta mult_{ij}$ и $\Delta nois_{ij}$ – неизвестные ошибки измерений псевдодальности. Величина $\Delta mult_{ij}$ может достигать несколько десятков метров, величина $\Delta nois_{ij}$ составляет несколько метров. Эти ошибки приводят к ошибкам в определении $\Delta \bar{X}$.

Предположим, что на данной секунде имеем общее созвездие из n спутников для АСН активного и пассивного КА. Составим вектор измерений \bar{U} для текущей секунды, матрицу направляющих косинусов B и вектор ошибки Δ :

$$\bar{U} = \begin{pmatrix} u_{12} \\ u_{23} \\ \cdots \\ u_{n-1n} \\ u_{n1} \end{pmatrix} \quad B = \begin{pmatrix} b_{12}^T \\ b_{23}^T \\ \cdots \\ b_{n-1n}^T \\ b_{n1}^T \end{pmatrix} \quad \bar{\Delta} = \begin{pmatrix} \Delta mult_{12} + \Delta nois_{12} \\ \Delta mult_{23} + \Delta nois_{23} \\ \cdots \\ \Delta mult_{n-1n} + \Delta nois_{n-1n} \\ \Delta mult_{n1} + \Delta nois_{n1} \end{pmatrix} \quad (3.24)$$

Тогда уравнение (3.23) примет вид:

$$\bar{U} = B\bar{\Delta}\bar{X} + \bar{\Delta} \quad (3.25)$$

Если матрица B – невырожденная, то оптимальное с точки зрения минимума модуля ошибки решение имеет вид:

$$\Delta\bar{X}^* = (B^T B)^{-1} B^T \bar{U} \quad (3.26)$$

Ошибка оценки $\Delta\bar{X}^*$, обусловленная ошибками измерений $\bar{\Delta}$, соответственно равна:

$$\delta\Delta\bar{X}^* = (B^T B)^{-1} B^T \bar{\Delta} \quad (3.27)$$

Формула (3.26) позволяет одномоментно (без информации, полученной на предыдущих секундах) определять текущий вектор относительного положения $\Delta\bar{X}$. Текущую относительную скорость $\Delta\bar{V}$ можно было бы определять по разности измерений псевдодальности на текущей k -й секунде и предыдущей $k-1$ -й секунде. В этом случае уравнение (3.25) можно записать в виде:

$$(\bar{U}_k - \bar{U}_{k-1}) = B_k \Delta\bar{V} + (B_k - B_{k-1}) \Delta\bar{X}_{k-1} + \bar{\Delta}_k - \bar{\Delta}_{k-1} \quad (3.28)$$

В уравнении (3.28) ошибки $\bar{\Delta}_k - \bar{\Delta}_{k-1}$ за секунду могут составлять несколько метров, что приведет к соответствующей ошибке в определении относительной скорости. Однако в

качестве вектора измерения можно взять приращения за секунду интегральных фаз (*CP – carrier phase*). Для интегральных фаз ошибки, обусловленные переотражениями, не превышают 1-2 см, а ошибки, обусловленные шумом приемника, составляют величину $\sim 0,5$ см. Соответствующую точность (~ 2 см/с) будет иметь и вычисленный вектор относительной скорости. Из уравнения (3.28) получим выражение для оценки вектора относительной скорости:

$$\Delta \bar{V}^* = \left(B_k^T B_k \right)^{-1} B_k^T \left[\bar{U}_k - \bar{U}_{k-1} - (B_k - B_{k-1}) \Delta \bar{X}_{k-1} \right] \quad (3.29)$$

В выражении (3.29) векторы измерений \bar{U}_k и \bar{U}_{k-1} составляются из измеренных интегральных фаз, матрица B_{k-1} и вектор $\Delta \bar{X}_{k-1}$ запоминаются после решения задачи на предыдущем шаге. При этом следует заметить, что данное решение должно формироваться для одного и того же созвездия НС. Поэтому, если на текущем шаге по сравнению с предыдущим созвездие изменилось, то соответствующим образом должно быть сформировано общее созвездие для текущего и предыдущего шагов, и для этого созвездия должны быть сформированы соответствующие векторы и матрицы $(\bar{U}_k, \bar{U}_{k-1}, B_k, B_{k-1})$.

Сформированные векторы относительного положения и скорости $\Delta \bar{X}^*, \Delta \bar{V}^*$ могут рассматриваться как самостоятельное решение задачи относительной навигации, а также могут использоваться в качестве входных измерений $\Delta \bar{X}_u^*$ и $\Delta \bar{V}_u^*$ для их последующей динамической фильтрации. Рассмотрим ошибки $\Delta \bar{X}^*$ и $\Delta \bar{V}^*$, полученные путем моделирования, и сравним результаты моделирования с реальными летными данными.

Необходимым условием возможности одномоментного определения векторов относительных координат $\Delta \bar{X}$ и скорости $\Delta \bar{V}$ является невырожденность матрицы $B^T B$. Если

эта матрица обращается плохо, т.е. имеет маленький детерминант ($\det B^T B \ll 1$), то векторы $\Delta\bar{X}$ и $\Delta\bar{V}$ формируются с большими ошибками. В этих случаях они сопровождаются признаками недостоверности. Но при непрерывном управлении сближением желательно, чтобы вектор состояния ($\Delta\bar{X}$, $\Delta\bar{V}$) формировался непрерывно и имел высокую точность. Для этого необходимо реализовать динамическую фильтрацию измерений. Как отмечалось выше, динамическая фильтрация может использовать в качестве измерений векторы $\Delta\bar{X}$ и $\Delta\bar{V}$, сформированные по алгоритмам (4.16, 4.19). Недостатком такого выбора опять же является необходимость обращения матрицы $B^T B$. При малом детерминанте $\det (B^T B)$ (или большом уровне $GDOP$) большие ошибки векторов $\Delta\bar{X}$ и $\Delta\bar{V}$ будут приводить к снижению точности и формируемой оценки. При недостоверных векторах $\Delta\bar{X}$ и $\Delta\bar{V}$ оценка относительного вектора состояния формируется по прогнозу относительного движения без коррекции прогноза по измерениям, что также снижает точность формируемой оценки. Эти же проблемы имели место при реализации динамической фильтрации измерений АСН для формирования оценки вектора состояния КА, рассмотренные в книге 1 настоящего курса лекций. Решение проблемы было найдено, когда в качестве вектора измерений был выбран полный вектор «сырых» измерений, включающий двойные разности псевдодальностей и приращений интегральных фаз. Аналогичное решение может быть реализовано для задачи относительного сближения. Поэтому динамическую фильтрацию измерений АСН при решении задачи относительной навигации будем выполнять по полному вектору «сырых» измерений АСН пассивного и активного КА.

3.4 Динамическая фильтрация полного вектора «сырых» измерений АСН на участке ближнего сближения

3.4.1 Формирование вектора измерений

Полный вектор «сырых» измерений АСН включает измерения псевдодальностей и интегральных фаз:

PR_{i1}, PR_{i2} - псевдодальности активного и пассивного КА;
 i - номер НС в общем видимом созвездии, (3.30)
 1 – активный КА;
 2 – пассивный КА.

CP_{i1}, CP_{i2} – интегральные фазы активного и пассивного КА

Соответственно общий вектор измерений $\bar{\xi}_u$ будет состоять из двух векторов $\bar{\xi}_{u1}, \Delta\bar{\xi}_{u2}$:

$$\bar{\xi}_u = \begin{pmatrix} \bar{\xi}_{u1} \\ \bar{\xi}_{u2} \end{pmatrix}, \quad (3.31)$$

где

$$\bar{\xi}_{u1} = \begin{pmatrix} PR_{11} - PR_{21} \\ PR_{21} - PR_{31} \\ \hline \cdots \\ PR_{n1} - PR_{11} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} PR_{12} - PR_{22} \\ PR_{22} - PR_{32} \\ \hline \cdots \\ PR_{n2} - PR_{12} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \delta_1 - \delta_2 \\ \delta_2 - \delta_3 \\ \hline \cdots \\ \delta_n - \delta_1 \end{pmatrix} \quad \bar{\xi}_{u2} = \begin{pmatrix} CP_{11} - CP_{21} \\ CP_{21} - CP_{31} \\ \hline \cdots \\ CP_{n1} - CP_{11} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} CP_{12} - CP_{22} \\ CP_{22} - CP_{32} \\ \hline \cdots \\ CP_{n2} - CP_{12} \end{pmatrix}$$

$$\Delta \bar{\xi}_{ue(t_{k-1})} = \xi_{u2}(t_k) - \bar{\xi}_{u2}(t_{k-2}),$$

n – число общих НС в текущем созвездии;

t_k – текущий момент времени;

t_{k-1} – предыдущий момент времени;

δ_i - малые поправки, формируемые по формуле (3.20).

где

Если пренебречь ошибками измерений, то, в соответствии с выражениями (3.25) и (3.29), между векторами измерений и вектором относительного состояния двух КА имеется следующая связь:

$$\begin{aligned}\xi_1 &= C_k \Delta \bar{X}_k \\ \Delta \xi_2 &= C_k \Delta \bar{V}_k + (C_k - C_{k-1}) \Delta \bar{X}_{k-1},\end{aligned}\tag{3.32}$$

где $\Delta \bar{X}$ - вектор относительного положения двух КА в ГСК;

$\Delta \bar{V}$ - вектор относительной скорости двух КА в ГСК;

$$C = \begin{pmatrix} \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X})^T}{D_1} & \frac{(\bar{X}_2 - \bar{X})^T}{D_2} \\ \cdots & \cdots \\ \frac{(\bar{X}_n - \bar{X})^T}{D_n} & \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X})^T}{D_1} \end{pmatrix} \text{ – матрица направляющих косинусов;}$$

\bar{X}_i - вектор координат i -го НС;

\bar{X} - вектор координат пассивного КА;

$$D_i = |\bar{X}_i - \bar{X}|.$$

Индекс k означает, что параметр сформирован для текущего момента t_k ;

Индекс $k-1$ – относится к предыдущему моменту t_{k-1} .

Вектор $\Delta\bar{X}_{k-1}$ в уравнении (3.32) представляет собой значение вектора относительных координат, вычисленное или оцененное на предыдущем шаге. Учитывая, что матрица $B_k - B_{k-1}$ мала, незначительная ошибка знания вектора $\Delta\bar{X}_{k-1}$, практически не повлияет на величину вектора $(B_k - B_{k-1})\Delta\bar{X}_{k-1}$. Поэтому можно считать, что этот вектор известен и его можно вычесть из вектора измерения $\Delta\bar{\xi}_2$. Поэтому в дальнейшем будем предполагать, что в сформированном векторе измерения $\Delta\bar{\xi}_2$ учтена малая поправка $(C_k - C_{k-1})\Delta\bar{X}_{k-1}$. Тогда уравнение (3.32) примет вид:

$$\begin{aligned}\bar{\xi}_{1k} &= C_k \Delta\bar{X}_k \\ \Delta\bar{\xi}_{2k} &= C_n \Delta\bar{V}_k\end{aligned}\quad (3.33)$$

Обычно считают, что вектор $\Delta\bar{V}_k$, входящий в правую часть уравнения (3.33) представляет собой вектор относительной скорости активного и пассивного КА в ГСК. На самом деле это вектор приращения относительных координат:

$$\Delta\bar{V}_k = \Delta\bar{X}_k - \Delta\bar{X}_{k-1} \quad (3.34)$$

Этот вектор может отличаться от вектора относительной скорости. Поэтому динамическую фильтрацию измерений АСН с учетом того, что вектор $\Delta\bar{V}_k$ является не вектором скорости, а вектором приращения относительных координат двух КА в ГСК за такт измерений АСН. Основной составляющей динамического фильтра являются уравнения движения, описывающие изменения вектора состояния во времени. Учитывая, что второе уравнение системы (3.33) описывает связь между вектором измерений АСН и вектором

приращения относительных координат двух КА, то целесообразно рассматривать уравнения относительного движения двух КА в приращениях, как это делалось при формировании оценки вектора состояния КА по измерениям АСН в книге 1 настоящего курса лекций.

3.4.2 Уравнения относительного движения активного и пассивного КА в приращениях

В книге 1 настоящего курса лекций получены уравнения движения КА в приращениях относительно ГСК, имеющие вид:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{X}_{\Gamma_{i+1}} = & (E + 2\Omega\Delta t + \Omega^2\Delta t^2) \Delta \bar{X}_{\Gamma_i} - (E + \Omega\Delta t)\Omega^2 \bar{X}_{\Gamma_i} \Delta t^2 + \\ & + (E + \Omega\Delta t) A_{I\Gamma} \bar{a} \Delta t^2; \end{aligned} \quad (3.35)$$

$$\bar{X}_{\Gamma_{i+1}} = \bar{X}_{\Gamma_i} + \Delta \bar{X}_{\Gamma_{i+1}},$$

где $\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_3 & 0 \\ \omega_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$ - матрица вращения Земли;

$A_{I\Gamma}$ - матрица перехода из ИСК в ГСК;

\bar{X}_{Γ_i} - вектор координат КА относительно ГСК на i -м шаге;

Δt - шаг интегрирования;

\bar{a} - суммарный вектор ускорений относительно ИСК.

Суммарный вектор ускорений КА в общем случае определяется по формуле:

$$\bar{a} = \bar{a}_e + \bar{a}_D + \frac{1}{12}(\ddot{\bar{a}}_e \Delta t^2 + \ddot{\bar{a}}_D \Delta t^2), \quad (3.36)$$

где \bar{a}_e - ускорение КА от суммарных внешних сил, действующих на КА в ИСК;

\bar{a}_D - ускорение от двигателей КА в ИСК.

Ускорение от внешних сил можно представить в виде:

$$\bar{a}_e = -\frac{\mu}{r^3} \bar{X} + \bar{a}_\Sigma, \quad (3.37)$$

где \bar{a}_Σ - сумма всех внешних возмущений в ИСК.

Ускорение от двигателей на каждом шаге меряется в БИНС. На выходе БИНС формируется вектор приращений кажущейся скорости на оси ИСК БИНС за торт измерений $\Delta \bar{V}_i$. На каждом такте этот вектор передается в АЧН. В разделе 3.4 Книги 1 настоящего курса лекций получен алгоритм формирования вектора $\bar{a}_D + \frac{1}{12} \ddot{a}_D \Delta t^2$

$$\bar{a}_{D0} = \bar{a}_D + \frac{1}{12} \ddot{a}_D \Delta t^2 = \frac{5\Delta \bar{V}_{i+1} + 8\Delta \bar{V}_i - \Delta \bar{V}_{i-1}}{12\Delta t}, \quad (3.38)$$

где $\Delta \bar{V}_i$ - приращение кажущейся скорости на i -м такте в осях ИСК БИНС.

Формула (3.38) учитывает кроме приращения кажущейся скорости на $i+1$ -м шаге приращения на двух предыдущих шагах. Менее точная формула, не учитывающая приращение кажущейся скорости $\Delta \bar{V}_{i-1}$ на предыдущем шаге имеет вид:

$$\bar{a}_{D0} = \bar{a}_D + \frac{1}{12} \ddot{a}_D \Delta t^2 = \frac{\bar{V}_{i+1} + \bar{V}_i}{2\Delta t} \quad (3.39)$$

Какую из двух рассмотренных формул использовать для интегрирования уравнений движения КА зависит, во-первых, от величины возмущения от двигателей, во-вторых, от требований по точности интегрирования. Вопрос выбора, по какой из двух формул формировать возмущающее ускорение от двигателей \bar{a}_{20} , будет рассмотрен ниже.

При сближении двух КА будем рассматривать движение активного КА относительно пассивного КА.

Пусть $\Delta\bar{X}_{\Pi i}$ - векторы координат и приращений координат пассивного КА относительно ГСК на i -м шаге;

$\Delta\bar{X}_{ai}$ - вектор состояния активного КА.

Вектором относительного состояния двух КА будем называть векторы разностей:

$$\bar{x}_i = \bar{X}_{ai} - \bar{X}_{\Pi i}, \quad (3.40)$$

$$\Delta\bar{x}_i = \Delta\bar{X}_{ai} - \Delta\bar{X}_{\Pi i}$$

Тогда уравнения (3.35) для пассивного и активного КА можно представить в виде:

$$\begin{aligned} \Delta\bar{X}_{\Pi i+1} = & (E + 2\Omega\Delta t + \Omega^2\Delta t^2)\Delta\bar{X}_{\Pi i} - (E + \Omega)\Omega^2\bar{X}_{\Pi i}\Delta t^2 + \\ & + (E + \Omega)\left[-\frac{\mu}{r_{\Pi i}^3}\bar{X}_{\Pi i} + A_{\text{И-Ги}}\bar{a}_{\Sigma}(\bar{X}_{\Pi i})\right]\Delta t^2 \end{aligned} \quad (3.41)$$

$$\Delta\bar{X}_{\Pi i+1} = \bar{X}_{\Pi} + \Delta\bar{X}_{\Pi i+1}$$

$$\begin{aligned} \Delta\bar{X}_{Ai+1} = & (E + 2\Omega\Delta t + \Omega^2\Delta t^2)(\Delta\bar{X}_{\Pi i} + \Delta\bar{x}_i) + (E + \Omega)\Omega^2(\bar{X}_{\Pi i} + \bar{x}_i)\Delta t^2 + \\ & + (E - \Omega)\left[-\frac{\mu}{r_{\Pi}^3}\left(\bar{X}_{\Pi i} + \bar{x}_i - 3\frac{\bar{X}_{\Pi i}\bar{X}_{\Pi i}^T}{r_{\Pi}^2}x_i\right) + A_{\text{И-Ги}}a_{\Sigma}(\bar{X}_{\Pi i} + x_i) + A_{\text{И-Ги}}\bar{a}_{D0}\right]\Delta t^2. \end{aligned}$$

Вычтя первое уравнение системы (3.41) из второго и пренебрегая малыми членами, получим уравнение относительного движения двух КА в ГСК:

$$\Delta \bar{x}_{i+1} = (E + 2\Omega \Delta t) \Delta \bar{x}_i - \Omega^2 \bar{x}_i \Delta t^2 - \omega^2 \left(E - 3 \frac{\bar{X}_{\Pi i} \bar{X}_{\Pi i}^T}{r_{\Pi}^2} \right) \bar{x}_i \Delta t^2 + A_{\text{и-Г}} \bar{a}_{D0}; \quad (3.42)$$

$$\bar{x}_{i+1} = \bar{x}_i + \Delta \bar{x}_{i+1},$$

$$\text{где } \omega^2 = \frac{\mu}{r_{\Pi}^3}$$

Уравнение относительного движения (3.42) используется при реализации алгоритмов динамической фильтрации полного относительного вектора «сырых» измерений для прогноза текущего вектора состояния. Рассмотрим эти алгоритмы.

3.4.3 Алгоритмы формирования оценки относительного вектора состояния КА в приращениях по полному вектору «сырых» измерений АСН

Будем формировать вектор «сырых» измерений в соответствии с алгоритмом (3.31):

$$U = \begin{pmatrix} \bar{\xi}_{n1} \\ \Delta \bar{\xi}_{n2}(t_k) - \bar{\xi}_{n2}(t_{k-1}) \end{pmatrix}, \quad (3.43)$$

Относительный вектор состояния двух КА представим в виде:

$$\bar{\xi}_k = \begin{pmatrix} \bar{x}_k \\ \Delta \bar{x}_k \end{pmatrix}, \quad (3.44)$$

где $\bar{x}_k = \bar{X}_{Ak} - \bar{X}_{\Pi k}$ - вектор относительных координат – разность координат активного и пассивного кораблей в момент t_k ;

$\Delta \bar{x}_k = (\bar{X}_{Ak} - \bar{X}_{\Pi k}) - (\bar{X}_{Ak-1} - \bar{X}_{\Pi k-1})$ - вектор приращений относительных координат за такт.

Связь между вектором измерений и вектором состояния определяется соотношениями (3.33):

$$\begin{aligned}\bar{\xi}_{n1} &= C_k \bar{x}_k \\ \Delta \bar{\xi}_{n2} &= C_k \Delta \bar{x}_k,\end{aligned}\tag{3.45}$$

где

$$C_k = \begin{pmatrix} \frac{X_1 - X}{D_1} - \frac{\bar{X}_2 - \bar{X}}{D_2} \\ \cdots \\ \frac{X_n - X}{D_n} - \frac{\bar{X}_1 - \bar{X}}{D_1} \end{pmatrix}$$

- матрица направляющих косинусов;

k – индекс, означающий принадлежность к моменту t_k .

Неизвестным в системе уравнений (3.45) является только вектор состояния $\bar{\xi}_k = \begin{pmatrix} \bar{x}_k \\ \Delta \bar{x}_k \end{pmatrix}$.

При формировании векторов измерения и матрицы направляющих косинусов необходимо соблюдение одинаковой размерности созвездия НС на текущем и предыдущем шагах. Это означает, что если в момент t_k в общем созвездии НС появился новый спутник, то он включается в созвездие только со следующего шага. Если в момент t_k из созвездия исключился какой-либо НС, то при составлении вектора состояния и матрицы направляющих косинусов на k -м шаге из созвездия предыдущего шага исключается соответствующий НС.

Система уравнений (3.45) может быть представлена в виде:

$$\bar{U}_{uk} = C_0 \bar{\xi}_k\tag{3.46}$$

где $C_0 = \begin{pmatrix} C & 0 \\ 0 & C \end{pmatrix}$, 0 – нулевая матрица размерности $n \times 3$.

Уравнение (3.46) описывает связь между вектором измерений и вектором состояния только для одного момента времени t_k . Для m измерений можно записать систему из m аналогичных уравнений:

$$\begin{aligned}\bar{\xi}_{u1} &= C_{01} \bar{\xi}_1 \\ &\cdots \\ \bar{\xi}_{um} &= C_{0m} \bar{\xi}_m\end{aligned}\tag{3.47}$$

Система уравнений (3.47), связывающая ошибки измерений псевдодальностей и интегральных фаз с искомым вектором состояния, имеет такой же вид, как и система (10.11), полученная в Книге 1 настоящего курса лекций при рассмотрении абсолютного движения КА. Поэтому рекуррентный алгоритм решения этой системы аналогичен алгоритму (10.12), полученному для формирования оценки вектора состояния КА:

$$\begin{aligned}\bar{P} &= C_{0m+1}^T \left(\bar{\xi}_{um+1} - \hat{\xi}_{um+1}^* \right), \\ W_{m+1} &= B_{mm+1}^{-1T} \lambda W_m \lambda B_{mm+1}^{-1} + C_{0m+1}^T C_{0m+1}, \\ \delta \bar{\xi}_{m+1}^* &= W_{m+1}^{-1} \bar{P}, \\ \bar{\xi}_{m+1}^* &= \hat{\xi}_{m+1}^* + \delta \bar{\xi}_{m+1}^*,\end{aligned}\tag{3.48}$$

\bar{P} – промежуточный вектор размерности 6;

W_i – накапливаемая матрица размерности 6×6 . На нулевом шаге эта матрица равна 0;

$\bar{\xi}_{um+1}$ – вектор измерения на $m+1$ шаге;

$\hat{\xi}_{m+1}^*$ – оценка вектора состояния на $m+1$ -м шаге, полученная из вектора состояния $\bar{\xi}_m^*$, сформированного на m -ом шаге, путем прогноза на $m+1$ -й шаг;

$\hat{\xi}_{um+1}^*$ – оценка вектора измерения на $m+1$ -м шаге, полученная из оценки вектора состояния $\hat{\xi}_{m+1}^*$.

$\lambda = \begin{pmatrix} \lambda_x & E & 0 \\ 0 & \lambda_v & E \end{pmatrix}$ - матрица «старения» измерения размерности 6×6 ;

$E, 0$ – единичные матрицы размерности 3×3 ;

$$\lambda_x = \frac{T_x}{T_x + 1}, \lambda_v = \frac{T_v}{T_v + 1};$$

T_x, T_v - постоянные времени фильтра;

$B_{mm+1} = \frac{\partial \bar{\xi}_{m+1}}{\partial \bar{\xi}_m}$ – матрица преобразования ошибок вектора состояния $\Delta \bar{\xi}_m$ на m шаге к ошибкам $\Delta \bar{\xi}_{m+1}$ на $m+1$ шаге.

Матрица B_{mm+1} может быть представлена в виде:

$$B_{mm+1} = \begin{pmatrix} \frac{\partial \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} & \frac{\partial \bar{x}_{m+1}}{\partial \Delta \bar{x}_m} \\ \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} & \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \Delta \bar{x}_m} \end{pmatrix} \quad (3.49)$$

Матрицы $\frac{\partial \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m}$, $\frac{\partial \bar{x}_{m+1}}{\partial \Delta \bar{x}_m}$, $\frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m}$ и $\frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \Delta \bar{x}_m}$ легко получить из уравнений движения (3.35):

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} &= - \left[\Omega^2 + \omega^2 \left(E - 3 \frac{\bar{X}_{\Pi i} \bar{X}_{\Pi i}^T}{r_{\Pi i}^2} \right) \right] \Delta t^2; \\
\frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \Delta \bar{x}_m} &= E + 2\Omega \Delta t; \\
\frac{\partial \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} &= E + \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m}; \\
\frac{\partial \bar{x}_{m+1}}{\partial \Delta \bar{x}_m} &= (E + 2\Omega \Delta t)
\end{aligned} \tag{3.50}$$

Из равенств (3.49) и (3.50) получим матрицу B_{mm+1} в виде:

$$B_{mm+1} = \begin{pmatrix} E + \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} & E + 2\Omega \Delta t \\ \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} & E + 2\Omega \Delta t \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} E & E \\ 0 & E \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} & 2\Omega \Delta t \\ \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} & 2\Omega \Delta t \end{pmatrix} \tag{3.51}$$

Для реализации алгоритма (3.48) необходимо формировать матрицу B_{mm+1}^{-1} . Из равенства (3.51) с учетом малости второй из двух слагаемых матрицы получим:

$$B_{mm+1}^{-1} = \begin{pmatrix} E & E \\ 0 & E \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} E & -E \\ 0 & E \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} & 2\Omega \Delta t \\ \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} & 2\Omega \Delta t \end{pmatrix} \begin{pmatrix} E & -E \\ 0 & E \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} E & -E \\ -\frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} & E + \frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m} - 2\Omega \Delta t \end{pmatrix}, \tag{3.52}$$

где матрица $\frac{\partial \Delta \bar{x}_{m+1}}{\partial \bar{x}_m}$ является первым равенством соотношений (3.50).

Алгоритм (3.48) обеспечивает высокую точность формируемой оценки вектора состояния при достаточно больших значениях постоянных времени T_x и T_v . При этом наличие возмущающих ускорений, неучтенных в алгоритмах прогноза орбиты, приводит к заметным ошибкам формируемой оценки. Эти ошибки уменьшаются при уменьшении постоянных времени фильтра, однако одновременно возрастает влияние шумов псевдодальностей на точность формируемой оценки скорости. В книге 1 настоящего курса лекций было показано, что это влияние может быть значительно снижено путем сглаживания измеренных псевдодальностей измеренными приращениями фазы. Такое сглаживание обеспечивается путем «смешивания» с определенными весовыми коэффициентами измеренных псевдодальностей и приращений интегральных фаз. В этом случае несколько изменится алгоритм формирования вектора измерений $\bar{\xi}_u$ и его оценки $\bar{\xi}_u^*$, которые вместо представления в виде (3.31) примут вид:

$$\bar{\xi}_u = \begin{pmatrix} \frac{1}{T_p} \bar{\xi}_{u1} + \frac{T_p - 1}{T_p} \Delta \bar{\xi}_{u2} \\ \Delta \bar{\xi}_{u2}^* \end{pmatrix}; \quad \bar{\xi}_u^* = \begin{pmatrix} \frac{1}{T_p} \bar{\xi}_{u1}^* - \frac{T_p - 1}{T_p} \Delta \bar{\xi}_{u2}^* \\ \Delta \bar{\xi}_{u2}^* \end{pmatrix}, \quad (3.53)$$

где T_p - постоянная времени сглаживания псевдодальности.

Векторы $\bar{\xi}_{u1}$ и $\Delta \bar{\xi}_{u2}$ определяются по формулам:

$$\bar{\xi}_{u1} = \begin{pmatrix} PR_{11} - PR_{12} \\ PR_{21} - PR_{22} \\ PR_{1n} - PR_{1n} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} PR_{21} - PR_{22} \\ PR_{2n} - PR_{2n} \\ PR_{1n} - PR_{1n} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \delta_1 - \delta_2 \\ \delta_n - \delta_1 \\ \dots \end{pmatrix} \quad (3.54)$$

где δ_i - малые поправки, формируемые по формуле (3.20).

$$\Delta \bar{\xi}_u = (\bar{\xi}_{u2k} - \bar{\xi}_{u2k-1}),$$

где индекс k означает принадлежность измерения к моменту времени t_k .

$$\begin{aligned} \bar{\xi}_{u2} &= \begin{pmatrix} CP_{11} - CP_{12} \\ CP_{21} - CP_{22} \\ CP_{1n} - CP_{11} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} CP_{21} - CP_{22} \\ CP_{2n} - CP_{21} \\ CP_{1n} - CP_{11} \end{pmatrix} \\ \bar{\xi}_{u1k}^* &= C_k \bar{x}_k^* \\ \Delta \bar{\xi}_{u2k}^* &= (C_k - C_{k-1}) \bar{x}_{k-1}^* + C_k \Delta \bar{x}_k^* \end{aligned} \quad (3.55)$$

C_k - матрица направляющих косинусов в момент t_k .

На рис. 3.24 приведены ошибки вектора относительного положения КА «Прогресс» и МКС, полученного по летным данным АСН-К и АСН-М с фильтрацией измерений путем смешивания измеренных значений псевдодальностей и приращения интегральных фаз. Постоянная времени реализованного фильтра $T=300$ с. Приведенные графики показывают, что в результате фильтрации ошибки относительных координат в основном находятся в диапазоне ± 1 м, что на порядок меньше ошибок вектора относительных координат, полученного без фильтрации (см. рис. 3.23).

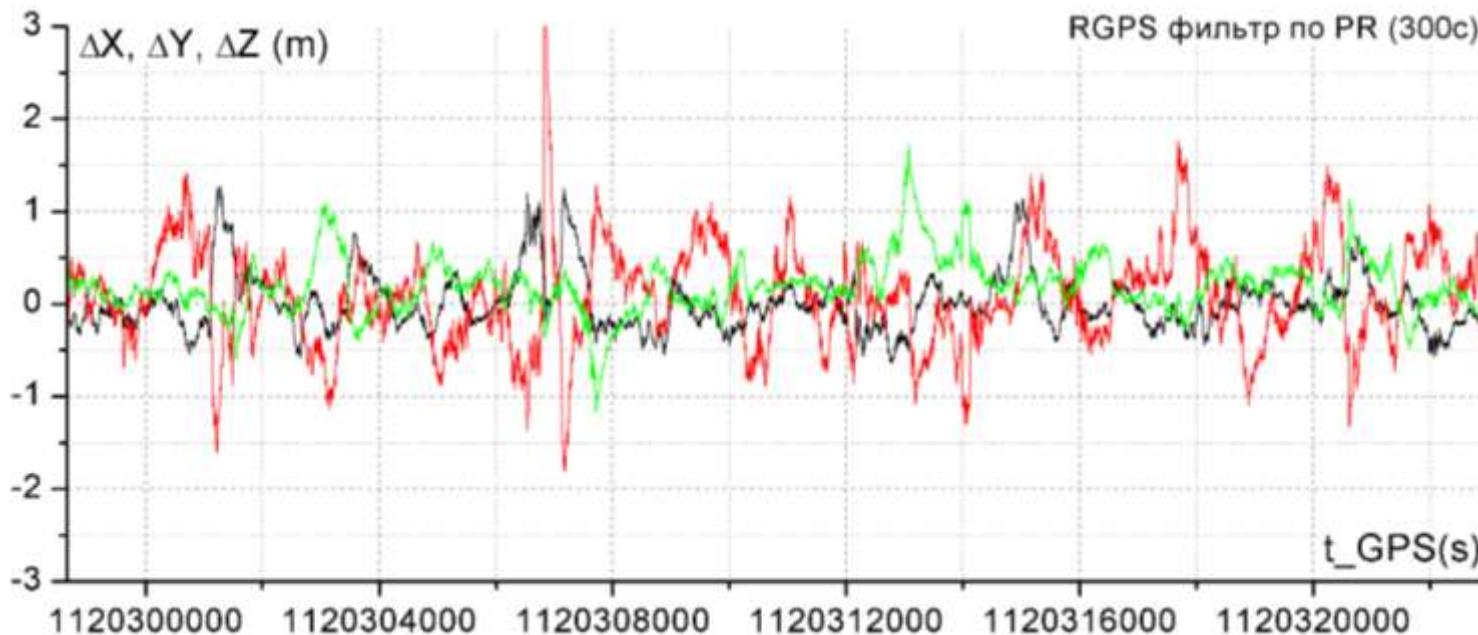


Рис. 3.24 Ошибки вектора относительного положения КА «Прогресс» и МКС, полученного по летным данным АСН-К и АСН-М с фильтрацией измерений путем смещивания измеренных значений псевдодальностей и приращений интегральных фаз.

3.4.4 Алгоритм формирования оценки относительного вектора состояния в приращениях по полному вектору «сырых» измерений АСН

Для реализации алгоритма используются измерения АСН активного и пассивного КА, полученные на текущем шаге, эфемериды видимых НС активного КА. С предыдущего шага используется следующая информация:

- список НС общего созвездия с достоверными измерениями интегральных фаз;
- массивы достоверных измерений псевдодальнностей PR_i и интегральных фаз CP_i ;
- оценка относительного вектора состояния \bar{x}_{k-1} , $\Delta\bar{x}_{k-1}$;
- приращение кажущейся скорости $\Delta\bar{V}_u$ относительно ИСК БИНС;
- матрица состояния W_{k-1} размерности 6×6 .

Используется информация, сформированная на текущем шаге другими программами:

- текущий вектор координат пассивного КА $\bar{X}_{\Pi k}$;
- приращение кажущейся скорости относительно ССК;
- матрица перехода от ОСК к ССК A_{O-C} активного КА;
- матрица перехода от ОСК к ССК $A_{\Pi O-C}$ пассивного КА;
- матрица перехода от ИСК БИНС к ССК A_{i-c} ;
- матрица перехода от ГСК к ОСК A_{G-O} ;
- вектор абсолютной угловой скорости $\bar{\omega}$ активного КА в ССК.

Используются константы:

- Глобальные: C – скорость света; μ - гравитационная постоянная Земли; ω_3 – скорость вращения Земли.

- Локальные: T_V , T_X , T_P - константы фильтра; \bar{X}_{Ai} - координаты i -й антенны активного КА в ССК, \bar{X}_{0A} , $\bar{X}_{0\Gamma}$ - координаты центра масс активного и пассивного КА в ОСК;
- ΔPR , ΔCP - пороги достоверности PR и CP ;
- $\det \min$ – минимальный детерминант матрицы W .

Алгоритм реализуется в следующей последовательности.

1. Формирование векторов измерений и матриц направляющих косинусов. На текущем шаге из всех выполненных измерений PR и CP на активном и пассивном КА отбираются достоверные измерения, формируются списки НС GPS и НС ГЛОНАСС в порядке возрастания номеров НС, для которых выполнены достоверные измерения. Формируется размерность векторов измерений I_G и I_Γ . Формируются векторы измерений на текущем шаге отдельно для НС GPS и НС ГЛОНАСС:

$$\begin{aligned} \bar{\xi}_{PRG} &= \begin{pmatrix} PR_{11G} - PR_{21G} \\ \cdots \\ PR_{1nG} - PR_{2nG} \end{pmatrix} & \Delta \bar{\xi}_{CPG} &= \begin{pmatrix} CP_{11G} - CP_{21G} \\ \cdots \\ CP_{1nG} - CP_{2nG} \end{pmatrix} \\ \bar{\xi}_{PR\Gamma} &= \begin{pmatrix} PR_{11\Gamma} - PR_{21\Gamma} \\ \cdots \\ PR_{1n\Gamma} - PR_{2n\Gamma} \end{pmatrix} & \Delta \bar{\xi}_{CP\Gamma} &= \begin{pmatrix} CP_{11\Gamma} - CP_{21\Gamma} \\ \cdots \\ CP_{1n\Gamma} - CP_{2n\Gamma} \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (3.56)$$

С предыдущего шага поступают списки общих достоверных созвездий для GPS и ГЛОНАСС, векторы измерений для интегральных фаз. Списки НС на текущем и предыдущем шагах могут не совпадать. Списки общих созвездий на текущем шаге и векторы измерений $\bar{\xi}_{CPG}$

и $\bar{\xi}_{CPG}$ запоминаются для передачи на следующий шаг, а из списков текущего и предыдущего шагов составляется список общего созвездия. Для общего созвездия формируются векторы измерений: $\bar{\xi}_{PRG}, \bar{\xi}_{PR\Gamma}, \bar{\xi}_{CPG}, \bar{\xi}_{CP\Gamma}, prev - \bar{\xi}_{CPG}, prev - \bar{\xi}_{CP\Gamma}$ и соответствующих матриц направляющих косинусов для координат центра масс пассивного КА и координат НС на момент измерений АСН:

$$B_G = \begin{pmatrix} \frac{(\bar{X}_{1G} - \bar{X})^T}{D_{1G}} \\ \cdots \\ \frac{(\bar{X}_{nG} - \bar{X})^T}{D_{nG}} \end{pmatrix} \quad B_\Gamma = \begin{pmatrix} \frac{(\bar{X}_{1\Gamma} - \bar{X})^T}{D_{1\Gamma}} \\ \cdots \\ \frac{(\bar{X}_{n\Gamma} - \bar{X})^T}{D_{n\Gamma}} \end{pmatrix} \quad (3.57)$$

2. Формирование прогноза относительного вектора состояния.

Исходная информация:

- $\bar{x}_{i-1}, \Delta\bar{x}_{i-1}$ - относительный вектор состояния на предыдущем шаге;
- \bar{X}_{Π_i} - вектор координат пассивного КА на текущем шаге;
- $\Delta\bar{V}_{i-1}$ - приращение кажущейся скорости относительно ИСК БИНС на предыдущем шаге;
- $\Delta\bar{V}_{Ci}$ - приращение кажущейся скорости относительно ССК на текущем шаге;
- A_{O-C} - матрица перехода от ОСК к ССК активного КА;
- A_{I-C} - матрица перехода от ИСК БИНС к ССК активного КА;
- $A_{\Gamma-O}$ - матрица перехода от ГСК к ОСК активного КА.

Формируем вектор приращения кажущейся скорости на предыдущем шаге относительно ГСК:

$$\Delta \bar{V}_{i-1} = A_{\Gamma-O}^T A_{O-C}^T A_{C-I} \Delta \bar{V}_{Ii-1}. \quad (3.58)$$

Формируем вектор приращения кажущейся скорости на текущем шаге относительно ИСК БИНС:

$$\Delta \bar{V}_{Ii} = A_{I-C}^T \Delta \bar{V}_{Ci} \quad (3.59)$$

Запоминаем этот вектор для передачи на следующий шаг и преобразуем его к ГСК:

$$\Delta \bar{V}_i = A_{\Gamma-O}^T A_{O-C}^T A_{I-C} \Delta \bar{V}_{Ii} \quad (3.60)$$

Формируем среднее приращение кажущейся скорости за два такта относительно ГСК:

$$\Delta \bar{V} = \frac{1}{2} (\Delta \bar{V}_{i-1} + \Delta \bar{V}_i) \quad (3.61)$$

Формируем вектор относительного состояния по формуле:

$$\Delta \bar{x}_i = (E + 2\Omega \Delta t) \Delta \bar{x}_{i-1} - \left(\Omega^2 + \omega^2 E - 3 \frac{\bar{X}_{\Pi i} \bar{X}_{\Pi i}^T}{|\bar{X}_{\Pi i}|^2} \right) \bar{x}_{i-1} \Delta t^2 + \Delta \bar{V} \Delta t, \quad (3.62)$$

$$\bar{x}_i = \bar{x}_{i-1} + \Delta \bar{x}_i,$$

где E – единичная матрица размерности 3×3 ;

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_3 & 0 \\ -\omega_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix};$$

Δt – шаг интегрирования;

$$\omega^2 = \frac{\mu}{|\bar{X}_{\Pi i}|^3}.$$

3. Приведение измерений активного КА к центру масс (предполагается, что измерение пассивного КА уже приведены к центру масс до передачи их через МБРЛ).

Если измерения активного КА получены от разных антенн и их требуется привести к центру масс, то приведение выполняется по алгоритму:

- коррекция псевдодальностей от j -й антенны

$$\begin{aligned}\Delta P\bar{R}_j &= B_j A_{\Gamma-C}^T (\bar{X}_{aj} - \bar{X}_{uM}) \\ \Delta C\bar{P}_j &= B_j A_{\Gamma-C}^T \bar{\omega} (\bar{X}_{aj} - \bar{X}_{uM}),\end{aligned}\tag{3.63}$$

где $\bar{\omega} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix}$ - матрица вращения.

$$A_{\Gamma-C} = A_{O-C} A_{\Gamma-O}\tag{3.64}$$

Индекс j означает, что корректируется часть вектора $P\bar{R}$ и $\Delta C\bar{P}$, относящаяся к j антенне. Матрица B_j включает соответствующие строки матрицы B .

- 4. Формирование поправки к вектору псевдодальностей.

При $|x| > 0.5$ км каждое измеренное значение псевдодальностей активного КА PR_i должно быть откорректировано путем вычитания поправки δ_i :

$$\delta_i = \frac{\bar{V}_{iu}^T}{c} \bar{x} + \frac{1}{2} \frac{\left[(\bar{X}_i - \bar{X})^T \bar{x} \right]^2}{D_i^3} - \frac{1}{2} \frac{\bar{x}^T \bar{x}}{D_i}$$

$$PR_i = PR_i - \delta_i$$
(3.65)

5. Формирование векторов измерений и их оценок.

Из векторов $\bar{\xi}_{PRG}, \bar{\xi}_{PR\Gamma}, \Delta\bar{\xi}_{CPG}, \Delta\bar{\xi}_{CP\Gamma}$ формируем векторы $\bar{\xi}_{PRG1}, \bar{\xi}_{PR\Gamma1}, \Delta\bar{\xi}_{CPG1}, \Delta\bar{\xi}_{CP\Gamma1}$, в которых все элементы перемещаются вверх на 1 позицию, а 1-й элемент становится последним. Аналогичную операцию выполняем с матрицами B_G и B_Γ , сформировав матрицы B_{G1} и $B_{\Gamma1}$. Векторы измерений формируем по формулам:

$$C = \begin{pmatrix} B_G \\ B_\Gamma \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} B_{G1} \\ B_{\Gamma1} \end{pmatrix};$$

$$\bar{\xi}_{u1} = \begin{pmatrix} \bar{\xi}_{PRG} - \bar{\xi}_{PRG1} \\ \bar{\xi}_{PR\Gamma} - \bar{\xi}_{PR\Gamma1} \end{pmatrix}$$

$$\Delta\bar{\xi}_{u2} = \begin{pmatrix} \Delta\bar{\xi}_{CPG} - \Delta\bar{\xi}_{CPG1} \\ \Delta\bar{\xi}_{CP\Gamma} - \Delta\bar{\xi}_{CP\Gamma1} \end{pmatrix}$$
(3.66)

Оценки векторов измерений $\bar{\xi}_{u1}$ и $\Delta\bar{\xi}_{u2}$ формируются по формулам:

$$\bar{\xi}_{u1}^* = C \bar{x}_k^*$$

$$\Delta\bar{\xi}_{u2}^* = (C_k - C_{k-1}) \bar{x}_{k-1}^* + B_k \Delta\bar{x}_k^*$$
(3.67)

C_{k-1}, \bar{x}_{k-1}^* передаются с предыдущего шага.

6. Проверка векторов приращений на диапазон.

Составляются два вектора:

$$\begin{aligned}\delta\bar{\xi}_{u1} &= \bar{\xi}_{u1} - \bar{\xi}_{u1}^* \\ \delta\Delta\bar{\xi}_{u2} &= \Delta\bar{\xi}_{u2} - \Delta\bar{\xi}_{u2}^*\end{aligned}\quad (3.68)$$

Выбирается максимальная по модулю компонента векторов $\delta\bar{\xi}_{u1}$ и $\delta\Delta\bar{\xi}_{u2}$ и проверяется на условия.

Если i -я компонента хотя бы одного из векторов не удовлетворяет указанному условию, исключается i -й спутник и выполняется проверка условий. Если условия не выполняются, удаляется $i+1$ -й НС. Удаление i -го НС выполняется путем сложения $i-1$ -й и i -й строк отдельно для *GPS* и ГЛОНАСС.

После удаления i -го НС из созвездия вновь повторяется проверка на диапазон до исключения всех НС с повышенной ошибкой измерений.

7. Формирование сглаженного вектора измерений.

Сглаженный вектор измерений формируется по алгоритму:

$$\delta\bar{\xi}_{uC} = \begin{pmatrix} \frac{1}{T_p} \delta\bar{\xi}_{u1} + \frac{T_p - 1}{T_p} \delta\Delta\bar{\xi}_{u2} \\ \delta\Delta\bar{\xi}_{u2} \end{pmatrix} \quad (3.69)$$

8. Формирование матрицы $B_{i i+1}^{-1}$

$$\frac{\partial \Delta \bar{x}_{i+1}}{\partial \bar{x}_i} = - \left[\Omega^2 + \omega^2 \left(E - 3 \frac{\bar{X}_{\Pi i+1} \bar{X}_{\Pi i+1}^T}{|\bar{X}_{\Pi i+1}|^2} \right) \right] \Delta t^2$$

$$B_{i,i+1}^{-1} = \begin{pmatrix} E & -E \\ -\frac{\partial \Delta \bar{x}_i}{\partial \bar{x}_i} & E + \frac{\partial \Delta \bar{x}_i}{\partial \bar{x}_i} \end{pmatrix}$$
(3.70)

9. Динамическая фильтрация

$$C_0 = \begin{pmatrix} C & 0 \\ 0 & C \end{pmatrix}$$

$$\lambda_x = \frac{T_x}{1 + T_x} \quad \lambda_v = \frac{T_v}{1 + T_v}$$

$$\Lambda = \begin{pmatrix} \lambda_x E & 0 \\ 0 & \lambda_v E \end{pmatrix}$$

$$\bar{P} = C_0^T \delta \cdot \bar{\xi}_{uc}$$
(3.71)

$$W = B_{ii+1}^{-1T} \Lambda W_i \Lambda B_{ii+1}^{-1} + C_{0i+1}^T C_{0i+1}$$

$$\delta \bar{\xi}_{i+1}^* = W_{m+1}^{-1} P,$$

$$\bar{\xi}_{i+1}^* = \hat{\xi}_{m+1}^* + \delta \bar{\xi}_{i+1}^*,$$

$$\bar{\xi}_{i+1}^* = \begin{pmatrix} \bar{x} \\ \Delta \bar{x} \end{pmatrix}.$$

Если на текущем шаге измерений нет, или они недостоверны, то считается матрица W ,

$$\bar{\xi}_{m+1}^* = \hat{\xi}_{m+1}^* \quad (3.72)$$

10. Исходные данные для начала работы на нулевом шаге.

На нулевом шаге формируются:

- список НС общего созвездия с достоверными измерениями;
- массивы достоверных измерений PR и CP ;
- оценка относительного вектора состояния x_{k-1} , Δx_{k-1} по абсолютным векторам состояния:

$$\begin{aligned}\bar{x}_{k-1} &= \bar{X}_{ak-1} - \bar{X}_{\Pi k-1}; \\ \Delta \bar{x}_{k-1} &= \Delta \bar{X}_{ak-1} - \bar{X}_{\Pi k-1}\end{aligned} \quad (3.73)$$

- матрица $W_{k-1}=0$;
- приращение кажущейся скорости $\Delta \bar{V}_u$ относительно ИСК БИНС;
- проверяется условие $GDOP<5$ для общего созвездия.

Остальные действия не выполняются.

3.5 Фазовые методы решения задачи относительной навигации на участке причаливания

Рассмотренные в разделах 3.3 и 3.4 методы решения задачи относительной навигации основаны на измерениях псевдодальностей и интегральных фаз. При этом вектор относительных координат определяется, в основном, по измерениям псевдодальностей, а скорость – по фазовым приращениям. Для повышения точности определения координат используются различные методы фильтрации, обеспечивающие предельную точность определения вектора относительных координат с точностью ~ 1 м. Такой точности достаточно для обеспечения сближения двух КА до расстояния порядка одного-двух десятков метров, выполнения облета станции, проведения инспекции. Однако для выполнения причаливания и стыковки требуется более высокая точность. Например, система «Курс» на конечном этапе причаливания обеспечивает точность относительного вектора координат 0,1 м. Такая точность обеспечивает возможность попадания стыковочного штыря корабля в стыковочный конус станции, диаметр которого составляет $\sim 0,5$ м. Существенное повышение точности решения задачи относительной навигации может быть обеспечено фазовыми методами, которые, в принципе, могут обеспечить точность в несколько сантиметров. Однако сильные переотражения сигналов НС существенно осложняют эту задачу, заключающуюся в раскрытии фазовой неопределенности.

В главе 2 рассмотрено решение задачи ориентации различными фазовыми методами. Было показано, что решение задачи ориентации существенно упрощается, если АСН, обрабатывающая сигналы НС, является синхронной, то есть все навигационные приемники, входящие в состав АСН работают от единого генератора частоты в одной шкале времени.

К сожалению, при решении задачи относительной навигации, когда навигационные приемники находятся на разных кораблях, навигационные приемники являются заведомо асинхронными, что вносит дополнительные сложности в решение задачи относительной навигации фазовыми методами. Это прежде всего необходимость синхронизации измерений и использование в качестве вектора измерений вторых разностей интегральных фаз, что также вносит дополнительные ошибки в решение задачи по сравнению с первыми разностями.

Синхронизация измерений реализовывается различными методами. Один из алгоритмов синхронизации приведен в разделе 2.2 настоящего курса лекций. Этот алгоритм обеспечивает высокую точность синхронизации при больших, до десятков миллисекунд, смещениях шкал времени АСН на двух КА. При малых величинах смещения могут использоваться и более простые алгоритмы. Например, на МКС смещение шкалы времени АСН-М от системного времени *GPS* может достигать 2 мс. Синхронизация измерений АСН-М заключается в приведении измерений к шкале системного времени *GPS*. Приведение выполняется по линейному алгоритму с использованием измерений на текущей и предыдущей секундах.

После синхронизации измерений и формирования начальной оценки векторов относительных координат и скорости может осуществляться раскрытие фазовой неопределенности измерений методом, приведенным в разделе 2.4, заключающимся в переборе возможных значений констант неопределенности и оценке для каждой комбинации констант модуля *n*-мерного вектора ошибки фазовых измерений. Однако при больших начальных ошибках оценка вектора состояния число возможных комбинаций переборов констант неопределенности может достигать 10^{10} , и среди этого количества комбинаций переборов получается большое число ложных решений, из которых сложно выделить единственное

верное решение. Поэтому после получения начального приближения относительного вектора состояния, полученного по псевдодальностям и интегральным фазам, можно увеличить точность полученной оценки рассматриваемым ниже интегральным методом решения задачи относительной навигации по фазовым приращениям.

3.5.1 Интегральный метод решения задачи относительной навигации по фазовым приращениям

Пусть \bar{X}_i вектор относительных координат КА в ГСК в момент t_i ;
 \bar{X}_i^* - известная оценка этого вектора, точность которого ~ 1 м.

Для двух соседних секунд можно записать уравнения:

$$\begin{aligned} \bar{U}_{ui} + \bar{U}_0 &= B_i \bar{X}_i \\ \bar{U}_{ui+1} + \bar{U}_0 &= B_{i+1} \bar{X}_{i+1} \end{aligned} \quad (3.74),$$

где $\bar{U}_{ui} = \begin{pmatrix} CP_{11} - CP_{12} \\ \cdots \\ CP_{1n} - CP_{11} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} CP_{21} - CP_{22} \\ \cdots \\ CP_{2n} - CP_{21} \end{pmatrix}$ - вектор измерения на i -й секунде, n - количество общих НС в созвездии.

\bar{U}_0 - вектор неизвестных констант, каждая компонента которого кратна длине волны λ .

$$B_i = \begin{pmatrix} \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}_0)^T}{D_1^*} & \frac{(\bar{X}_2 - \bar{X}_0)^T}{D_2^*} \\ \cdots & \cdots \\ \frac{(\bar{X}_n - \bar{X}_0)^T}{D_n^*} & \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}_0)^T}{D_1^*} \end{pmatrix} \text{ - матрица направляющих косинусов.}$$

\bar{X}_0 - оценка вектора координат центра масс станции;

\bar{X}_i - оценка вектора координат i -го НС;

$D_i^* = |\bar{X}_i - \bar{X}_0|$ - оценка расстояния между НС и КА.

При работе по фазовым приращениям необходимо учитывать, что длина волны всех спутников *GPS* одинаковая, а длина волны всех спутников ГЛОНАСС разная. Поэтому в режиме ГЛОНАСС+*GPS* целесообразно составлять отдельно вектор измерений *GPS* \bar{U}_{uGPS} и вектор измерений ГЛОНАСС \bar{U}_{uGL} и из них формировать общий вектор

$$\bar{U}_u = \begin{pmatrix} \bar{U}_{uGPS} \\ \bar{U}_{uGL} \end{pmatrix} \quad (3.75)$$

При формировании вектора измерений ГЛОНАСС необходимо каждое измерение *CP* привести к общей средней для ГЛОНАСС длине волны λ_0 , соответствующей нулевой литере. Тогда приведенный вектор измерений ГЛОНАСС будет иметь вид:

$$\bar{U}_{u\Gamma L} = \lambda_0 \begin{pmatrix} \frac{CP_{11}}{\lambda_1} - \frac{CP_{12}}{\lambda_2} \\ \cdots \\ \frac{CP_{1n}}{\lambda_n} - \frac{CP_{11}}{\lambda_1} \end{pmatrix} - \lambda_0 \begin{pmatrix} \frac{CP_{21}}{\lambda_1} - \frac{CP_{22}}{\lambda_2} \\ \cdots \\ \frac{CP_{2n}}{\lambda_n} - \frac{CP_{21}}{\lambda_1} \end{pmatrix} \quad (3.76),$$

где λ_0 – длина волны нулевой литеры.

Будем предполагать также, что в уравнении (3.74) размерность двух векторов измерений на i и $i+1$ секундах одинакова. Если на $i+1$ секунде произошло изменение созвездия, то размерность сохраняется искусственно: при появлении нового НС он учитывается только со следующей секунды, а при исчезновении НС он исключается из вектора измерения и на i секунде. Тогда, вычтя первое уравнение системы (3.74) из второго, получим:

$$\bar{U}_{ui+1} - \bar{U}_{ui} = B_{i+1} \bar{X}_{i+1}^* - B_i \bar{X}_i^* + B_{i+1} \Delta \bar{X}_{i+1} - B_i \Delta \bar{X}_i \quad (3.77),$$

где \bar{X}_i^* - оценка вектора \bar{X}_i в момент t_i ;

$\Delta \bar{X}_i$ - вектор ошибки оценки \bar{X}_i^* .

Будем формировать оценку вектора \bar{X}_{i+1}^* по алгоритму:

$$\bar{X}_{i+1}^* = \left(B_{i+1}^T B_{i+1} \right)^{-1} B_{i+1}^T \left(\bar{U}_{ui+1} - \bar{U}_{ui} - B_i \bar{X}_i^* \right) \quad (3.78)$$

Подставив значение \bar{X}_{i+1}^* в уравнение (3.77), получим:

$$\left[E - B_{i+1} \left(B_{i+1}^T B_{i+1} \right)^{-1} B_{i+1}^T \right] \left(\bar{U}_{ui+1} - \bar{U}_{ui} + B_i \bar{X}_i^* \right) = B_{i+1} \Delta \bar{X}_{i+1} - B_i \Delta \bar{X}_i \quad (3.79)$$

Из уравнения (3.79) определим значение \bar{X}_{i+1}^* .

Домножим левую и правую части уравнения (3.79) на матрицу B_{i+1}^T - левая часть уравнения станет равной нулю. Тогда уравнение примет вид:

$$B_{i+1}^T B_{i+1} \Delta \bar{X}_{i+1} = B_{i+1}^T B_i \Delta \bar{X}_i \quad (3.80)$$

Тогда для $\Delta \bar{X}_{i+1}$ получим равенство

$$\Delta \bar{X}_{i+1} = \left(B_{i+1}^T B_{i+1} \right)^{-1} \left(B_{i+1}^T B_i \right) \Delta \bar{X}_i \quad (3.81)$$

Введем обозначение: $D_i = \left[E - B_i \left(B_i^T B_i \right)^{-1} B_i^T \right];$

$$\bar{U}_{ui+1} - \bar{U}_{ui} + B_i X_i^* = \hat{U}_{ui+1}$$

Подставив значение $\Delta \bar{X}_{i+1}$ в уравнение (3.79), получим уравнение для определения $\Delta \bar{X}_i$:

$$D_{i+1} \hat{U}_{ui+1} = -D_{i+1} B_i \Delta \bar{X}_i \quad (3.82)$$

Для n измерений получим систему из n уравнений:

$$\begin{aligned} D_2 \hat{U}_{u2} &= -D_2 B_1 \Delta \bar{X}_1 \\ D_3 \hat{U}_{u3} &= -D_3 B_2 \Delta \bar{X}_2 \\ &\vdots \\ D_n \hat{U}_{un} &= -D_n B_{n-1} \Delta \bar{X}_{n-1} \\ D_{n+1} \hat{U}_{un+1} &= -D_{n+1} B_n \Delta \bar{X}_n \end{aligned} \quad (3.83)$$

В системе уравнений (3.83) между всеми векторами $\Delta \bar{X}_i$ существует кинематическая связь (3.80). Поэтому все векторы $\Delta \bar{X}_i$ могут быть выражены через последний вектор серии измерений $\Delta \bar{X}_n$. В этом случае во всех уравнениях системы (3.83) содержится только один

неизвестный вектор $\Delta\bar{X}_n$. Все остальные величины, входящие в систему (3.83) известны. Отметим, что при решении системы уравнений (3.83) используется замечательное свойство матрицы D_i :

$$D_i^T D_i = D_i \quad (3.84)$$

С учетом равенств (3.80), (3.84) решение системы уравнений (3.83) можно представить в виде .

Пусть на первом шаге известна оценка вектора относительных координат \bar{X}_i^* . На каждом последующем шаге этот вектор считается по формуле:

$$\bar{X}_{i+1}^* = (B_{i+1}^T B_{i+1})^{-1} B_{i+1}^T \hat{U}_{ui+1} \quad (3.85)$$

Рекуррентный алгоритм решения системы уравнений (3.83) заключается в формировании вектора накопления измерений \bar{P}_i и матрица W_i . После выполнения $i+1$ -го измерения вектор \bar{P}_{i+1} и W_{i+1} формируются по алгоритму:

$$\begin{aligned} W_{i+1} &= (B_{i+1}^T B_{i+1}) (B_i^T B_{i+1})^{-1} W_i (B_{i+1}^T B_i)^{-1} (B_{i+1}^T B_{i+1}) + B_{i+1}^T D_{i+2} B_{i+1} \\ \bar{P}_{i+1} &= (B_{i+1}^T B_{i+1}) (B_i^T B_{i+1})^{-1} \bar{P}_i - B_{i+1}^T D_{i+2} \hat{U}_{ui+2} \end{aligned} \quad (3.86)$$

На первом шаге $W_0=0$, $\bar{P}_0=0$

Накопление матрицы W_i и вектора \bar{P}_i выполняется до формирования достаточно точного вектора $\Delta\bar{X}_i$, который вычисляется по формуле:

$$\Delta\bar{X}_{i+1} = W_{i+1}^{-1} \bar{P}_{i+1} \quad (3.87)$$

Через 3-5 мин. после начала накопления точность вектора $\Delta\bar{X}_i$ составляет величину $\sim 0,5$ м. Конечная точность в установившемся значении зависит от зашумленности сигналов НС

переотраженными сигналами и от числа видимых НС. Если число НС превышает 10, точность установившегося значения вектора ошибки $\Delta\bar{X}_i$ АСН-К кораблей «Прогресс» составляет $\sim 0,3$ м. На рис. 3.25 приведены графики ошибок определения вектора $\Delta\bar{X}_i$, рассмотренным методом в летном эксперименте, проведенном на КА «Прогресс». Число общих НС в созвездии спутников на рассмотренном интервале составляло 6-8 НС. Поэтому среднеквадратичная ошибка вектора $\Delta\bar{X}_i$ составляла $\sim 0,5$ м по координатам ΔX , ΔY , ΔZ .

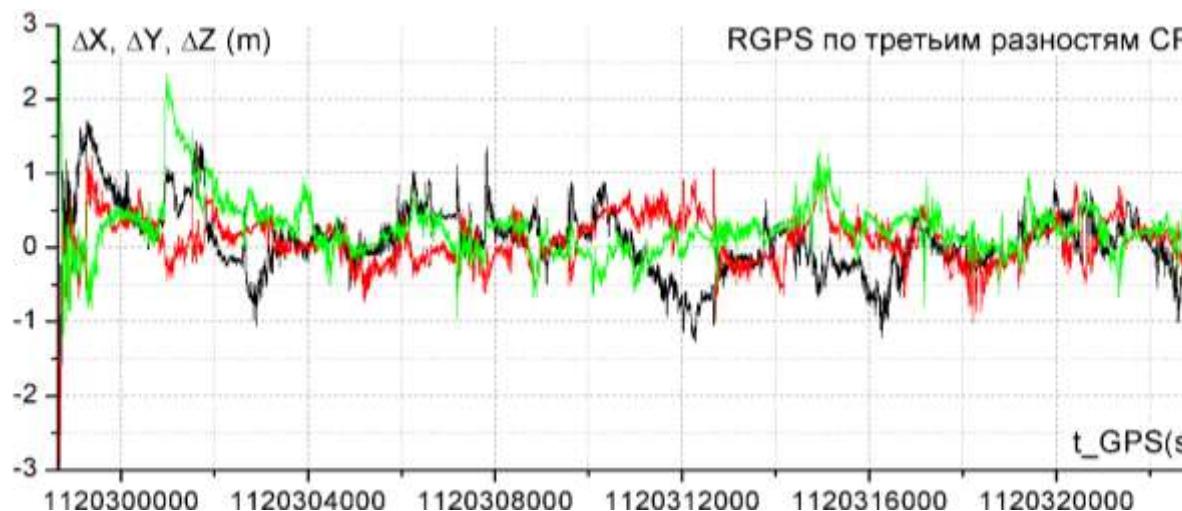


Рис. 3.25 Ошибки вектора относительного положения КА «Прогресс» и МКС, полученного по летным данным АСН-К и АСН-М интегральным методом по фазовым приращениям.

Через 3-5 мин. после начала накопления матрицы W_i полученный вектор $\Delta\bar{X}_i$ суммируется с соответствующей оценкой \bar{X}_i^* , накопленный вектор \bar{P}_i обнуляется, и продолжается формирование ежесекундной поправки $\Delta\bar{X}_i$ с использованием матрицы W_{i+1} , но с нулевым вектором \bar{P}_i . При этом каждое значение $\Delta\bar{X}_i$, полученное по алгоритму (3.87) суммируется с соответствующим вектором оценки \bar{X}_i^* . В результате осуществляется

непрерывное формирование оценки относительного положения \bar{X}_i^* интегральным методом фазовых приращений, точность которого может составлять $0,3 \div 0,2$ м. После достижения такой точности можно перейти к методу раскрытия фазовой неопределенности, обеспечивающего сантиметровые точности решения задачи относительной навигации.

3.5.2 Метод раскрытия фазовой неопределенности по одномоментным измерениям

Рассмотренный в предыдущем разделе интегральный метод решения задачи относительной навигации по фазовым приращениям обеспечивает определение вектора относительной навигации с точностью $\sim 0,3$ м. Достигнутая точность существенно сужает диапазон возможных значений вектора неопределенности констант при раскрытии фазовой неопределенности. При точности начального приближения 0,3 м диапазон перебора констант может быть ограничен величиной $\pm 2 \lambda$, что делает возможным реализацию метода перебора в бортовых вычислительных средствах. Рассмотрим уравнения связи между вектором измерений и вектором относительных координат для i секунды:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_0 = B_i \bar{X}_i \quad (3.88)$$

где \bar{U}_{ui} - вектор измерений, составленный из вторых разностей интегральных фаз после приведения измерений АСН на двух КА к единой шкале времени;

\bar{U}_0 - вектор неизвестных констант, кратных длине волны λ ;

B_i - матрица направляющих косинусов;

\bar{X}_i - искомый вектор относительных координат.

Пусть \bar{X}_i^* оценка вектора \bar{X}_i , точность которого порядка 0,3 м.

$\Delta \bar{X}_i = \bar{X}_i - \bar{X}_i^*$ - ошибка вектора оценки.

Из уравнения (3.88) вектор констант \bar{U}_0 можно представить в виде:

$$\bar{U}_0 = |\bar{U}_{ui} - B_i \bar{X}_i|_{\lambda} \quad (3.89)$$

где $|a|_{\lambda}$ - округление числа a к ближайшему целому по длине волны λ .

С учетом равенства (3.89) уравнение (3.88) можно представить в виде:

$$\bar{U}_{ui} - B_i \bar{X}_i^* - \left| \bar{U}_{ui} - B_i \bar{X}_i \right|_{\lambda} = B_i \Delta \bar{X}_i \quad (3.90)$$

Вектор констант в уравнении (3.90) можно представить в виде:

$$\left| \bar{U}_u - B_i \bar{X}_i \right|_{\lambda} = \left| \bar{U}_{ui} - B_i \bar{X}_i^* \right|_{\lambda} + \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_m \end{pmatrix} \quad (3.91)$$

где m – размерность вектора измерений U_{ui} ;

n_i – неизвестные целые числа

При разнице $\bar{X}_i - \bar{X}_i^*$, не превышающей 1-2 см по каждой компоненте, все n_i равны нулю. По мере увеличения разницы $\bar{X}_i - \bar{X}_i^*$ диапазон возможных значений n_i увеличивается сначала до величины $\pm \lambda$, затем $\pm 2\lambda$ и т.д. Для величины ошибки $\Delta \bar{X}_i \sim 0,3$ м диапазон возможных значений n_i составляет $\pm 2\lambda$. При размерности вектора измерений $m=10$ количество переборов чисел n_i составит величину $N=10^5$. Для бортовых вычислительных средств это число вариантов также является недопустимо большим. Рассмотрим алгоритм решения задачи неопределенности, позволяющий существенно снизить число возможных вариантов переборов n_i . С учетом (3.91) запишем уравнение (3.90) в виде:

$$\bar{U}_{ui} - B_i \bar{X}_i^* - \left| \bar{U}_{ui} - B_i \bar{X}_i^* \right|_{\lambda} + \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_m \end{pmatrix} = B_i \Delta \bar{X}_i \quad (3.92)$$

Обозначим:

$$\bar{U}_{u\delta\cdot\cdot} = \bar{U}_u - B_i \bar{X}_i^* - \left| \bar{U}_u - B_i \bar{X}_i^* \right|_{\lambda} \quad (3.93)$$

Тогда уравнение (3.92) примет вид:

$$\bar{U}_{u\partial.u.} + \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_m \end{pmatrix} = B_i \Delta \bar{X}_i \quad (3.94)$$

Матрица B_i в правой части уравнения (3.94) имеет размерность $m \times 3$. Выберем из этой матрицы три строки $\bar{b}_1^T, \bar{b}_2^T, \bar{b}_3^T$, для которых

$$\det B = \det \begin{pmatrix} \bar{b}_1^T \\ \bar{b}_2^T \\ \bar{b}_3^T \end{pmatrix} = \max - \text{для всех комбинаций } \bar{b}_i^T \text{ по три.}$$

Из вектора $\bar{U}_{u\partial.u.}$ выберем соответствующие выбранным векторам \bar{b}_i^T компоненты u_i . Тогда уравнение (3.94) для выбранных трех строк будет иметь вид:

$$\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} + \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} = B \Delta \bar{X} \quad (3.95)$$

Откуда

$$\Delta \bar{X} = B^{-1} \left[\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix} + \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{pmatrix} \right] \quad (3.96)$$

Перебирая числа n_1, n_2, n_3 в диапазоне ± 2 из равенства (3.96) будем получать векторы-претенденты $\Delta \bar{X}_i^*$ на правильное решение уравнения (3.94). Критерием правильности решения является минимизация среднеквадратичного значения компонент вектора \bar{U} :

$$\bar{U} = \bar{U}_u - B_i \bar{X}_i^* - \left| \bar{U}_{ui} - B_i \bar{X}_i \right|_\lambda - B_i \Delta \bar{X}_i \quad (3.97)$$

$$u_{cp} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^m u_i^2}{m}} \quad (3.98)$$

где u_i – компоненты вектора \bar{U} ;

m – размерность вектора \bar{U} .

Перебирая числа n_1, n_2, n_3 в диапазоне $-2, -1, 0, 1, 2$, вычисляем вектор \bar{U} и среднеквадратичное значение u_{cp} . Комбинация чисел n_i , для которой u_{cp} минимально, является правильным решением. Число возможных комбинаций чисел n_i из диапазона ± 2 составляет величину $N=3^5=243$. Для правильного решения $u_{cpmin} \ll u_{cpi}$. Обычно u_{cpi} не превышает 0,02 м, тогда как среднее значение всех остальных u_{cpi} составляет величину $\sim 0,05$ м.

Для ускорения решения задачи в процессе перебора чисел n_i выполнение проверки на минимум среднеквадратичного значения компонент вектора \bar{U} по алгоритму (3.97) и (3.98) следует проверить вектор ΔX , полученный в соответствии с равенством (3.96) на диапазон. Эта проверка является более короткой по сравнению с проверкой на минимум

среднеквадратичного значения вектора \bar{U} и позволяет отбросить $\sim 50\%$ векторов-претендентов $\Delta\bar{X}_i^*$ и тем самым в ~ 2 раза ускорить реализацию алгоритма перебора чисел n_i . Проверка на диапазон заключается в проверке условия:

$$|\Delta\bar{X}^*| \leq |\Delta\bar{X}_0| \quad (3.99)$$

где $|\Delta\bar{X}_0|$ - пороговое значение точности начальной оценки вектора $\Delta\bar{X}^*$. В нашем случае $|\Delta\bar{X}_0| = 0.3m$. Если условие (3.99) не выполняется, то рассматриваемый вектор $\Delta\bar{X}^*$ не является вектором-претендентом и выполняется переход к следующему сочетанию чисел n_i .

Точность решения задачи относительной навигации рассмотренным методом раскрытия фазовой неопределенности существенно зависит от ошибки фазовых измерений и числа НС в общем созвездии спутников. На рис. 3.26 приведены графики ошибок моделируемого вектора относительных координат при сближении двух КА, полученного рассмотренным выше методом раскрытия фазовой неопределенности измерений реальной аппаратуры АСН-К по сигналам имитатора GSS 6300 GPS-ГЛОНАСС фирмы *Spirent*. При моделировании число общих НС составляло $10 \div 12$ спутников. Благодаря малым ошибкам фазовых измерений и большому числу НС в созвездии точность оценки вектора относительных координат составляла 1 см. На рис. 3.27 приведены графики ошибок вектора относительных координат двух наземных антенн, принимавших сигналы НС GPS на два навигационных приемника АСН-К. Число общих НС в созвездии GPS также составляло 10-12 спутников. Однако из-за наличия переотражений сигналов НС ошибки формируемого вектора относительных координат заметно увеличились по сравнению с моделью и составляли величину 2-4 см. Тем не менее, такой точности вполне достаточно для реализации сближения двух КА, включая стыковку.

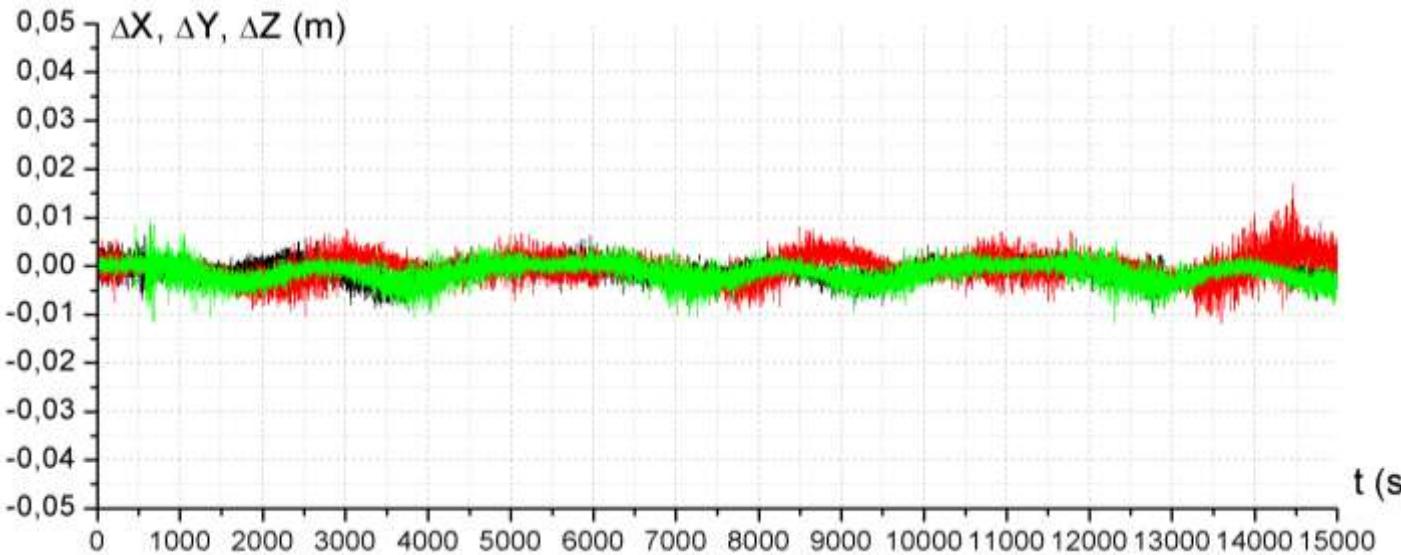
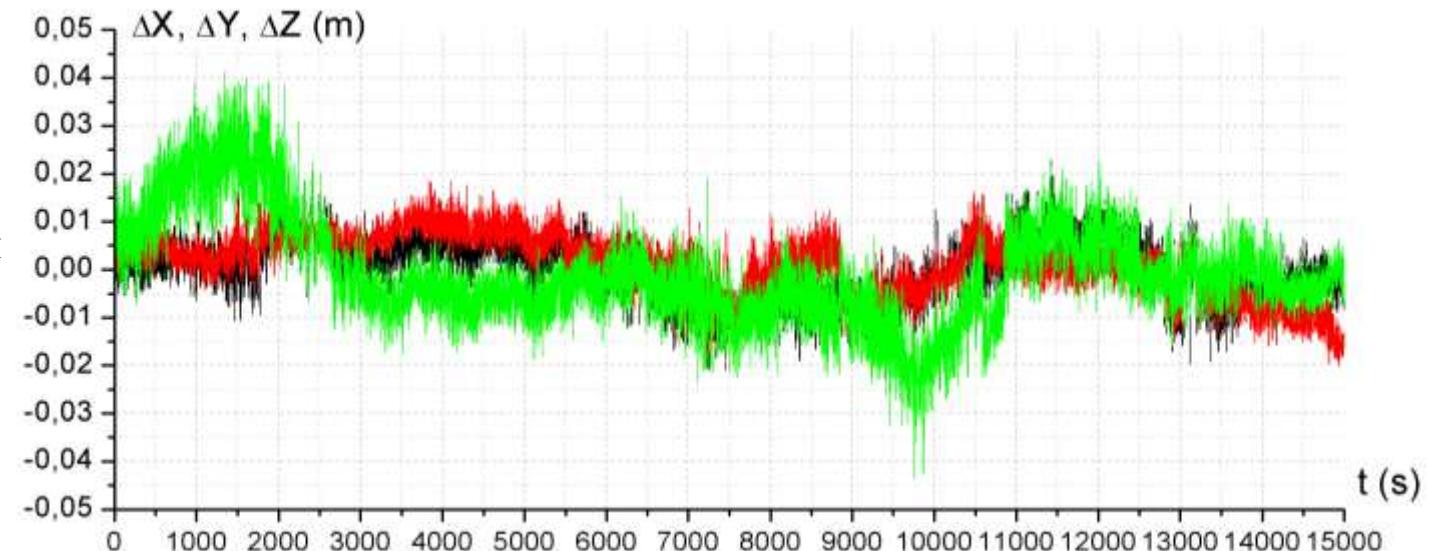


Рис. 3.26 Графики ошибок вектора относительной навигации, полученного методом раскрытия фазовой неопределенности измерений АСН-К по сигналам имитатора *GPS*-ГЛОНАСС.

Рис. 3.27 График ошибок вектора относительной навигации, полученного методом раскрытия фазовой неопределенности измерений АСН-К по сигналам реальных НС, принимаемых на наземные антенны.



3.5.3 Интегральный метод раскрытия фазовой неопределенности

При раскрытии фазовой неопределенности в задаче относительной навигации на результат влияют два фактора:

- точность начального приближения вектора $\Delta\bar{X}_0$;
- зашумленность фазовых измерений, превышающая полдлины волн.

Ошибки начального приближения компенсируются сканированием в окрестности предполагаемого значения констант неопределенности на целое число длин волн, рассмотренным в предыдущем разделе.

Зашумленность фазовых измерений в реальных летных условиях из-за переотражений сигналов НС элементами конструкции КА может приводить к ошибкам определения констант неопределенности. Влияние зашумленности измерений может быть уменьшено за счет осреднения измерений на некотором временном интервале. Один из возможных методов осреднения рассмотрен ниже.

Пусть на интервале из n измерений мы имеем неизменное созвездие НС. Для этих измерений можно записать систему уравнений:

$$\begin{aligned} \bar{U}_{u1} - \bar{U}_0 &= B_1 \bar{X}_1 \\ &\cdots \\ \bar{U}_{un} - \bar{U}_0 &= B_n \bar{X}_n \end{aligned} \tag{3.100}$$

Пусть в момент t_i мы имеем достаточно точную оценку \bar{X}_i^* вектора \bar{X}_i . Будем формировать оценку вектора \bar{X}_{i+1}^* через ее значение \bar{X}_i^* в момент t_i , исходя из условий:

$$\bar{U}_{ui} - \bar{U}_0 - B_i \bar{X}_i^* = \bar{U}_{ui+1} + \bar{U}_0 - B_{i+1} \bar{X}_{i+1}^* \tag{3.101}$$

Тогда оценка \bar{X}_{i+1}^* будет равна:

$$\bar{X}_{i+1}^* = \left(B_{i+1}^* B_{i+1} \right)^{-1} B_{i+1}^T \left(\bar{U}_{ui+1} - \bar{U}_{ui} - B_i \bar{X}_i^* \right) \quad (3.102)$$

Из уравнений (3.100) и (3.101) получим соотношения для ошибок измерений $\Delta\bar{X}_i$:

$$B_1 \Delta\bar{X}_1 = B_2 \Delta\bar{X}_2 = \dots = B_n \Delta\bar{X}_n \quad (3.103)$$

Просуммировав уравнения (3.100), с учетом равенства (3.103) получим интегральное соотношение для $\Delta\bar{X}_n$:

$$\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \bar{U}_{ui} - \bar{U}_0 - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n B_i \bar{X}_i^* = B_n \Delta\bar{X}_n \quad (3.104)$$

Первое слагаемое левой части равенства (3.104) представляет собой среднее значение вектора измерений \bar{U}_{ui} на интервале n секунд. Если измерения сильно зашумлены, то их осреднение для $n > 100$ существенно уменьшит шумовую составляющую.

Третье слагаемое левой части равенства (3.104) зависит от точности начальной оценки \bar{X}_1^* и практически не зависит от шумовой составляющей вектора измерений.

Введем обозначения:

$$\hat{U}_{un} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \bar{U}_{ui} - \text{осредненный вектор измерений на момент } t_n; \quad (3.105)$$

$$\hat{U}_{un}^* = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n B_i \bar{X}_i^* - \text{оценка осредненного вектора измерений на момент } t_n.$$

Из уравнения (3.104) с учетом обозначений (3.105) вектор констант можно представить в виде:

$$\bar{U}_0 = \left| \hat{U}_{un} - \hat{U}_{un}^* - B_n \Delta\bar{X}_n \right| \quad (3.106)$$

С учетом равенства (3.106) уравнение (3.104) можно представить в виде:

$$\hat{U}_{un} - \hat{U}_{un}^* - |\hat{U}_{un} - \hat{U}_{un}^* - B_n \Delta \bar{X}_i| = B_n \Delta \bar{X}_n \quad (3.107)$$

Вектор констант (3.107) можно представить в виде:

$$|\hat{U}_{un} - \hat{U}_{un}^* - B_n \Delta \bar{X}_n| = |\hat{U}_{un} - \hat{U}_{un}^*| - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_m \end{pmatrix} \quad (3.108)$$

где m – размерность вектора измерений \hat{U}_{un} ;

n_i – неизвестные целые числа.

При $\Delta \bar{X}_n$ близком к нулю все n_i равны нулю.

По мере увеличения модуля $\Delta \bar{X}_n$ диапазон возможных значений n_i увеличивается сначала до величины $\pm \lambda$, затем $\pm 2\lambda$ и т.д.

Подставив значение вектора констант (3.108) в уравнение (3.107), получим это уравнение в виде:

$$\hat{U}_{un} - \hat{U}_{un}^* - |\hat{U}_{un} - \hat{U}_{un}^*| - \lambda \begin{pmatrix} n_1 \\ \vdots \\ n_m \end{pmatrix} = B_n \Delta \bar{X}_n \quad (3.109)$$

Уравнение (3.109) аналогично уравнению (3.92) для одиночных измерений \bar{U}_{ui} . Поэтому дальнейшее решение задачи раскрытия фазовой неопределенности для интегрального измерения \hat{U}_{un} на момент n выполняется также, как и в предыдущем разделе для одиночных измерений в соответствии с алгоритмами (3.93) - (3.99). Но при этом, если фазовые измерения зашумлены так, что некоторые из ошибок переходят через полдлины волн, то благодаря

осреднению фазовых измерений вероятность перехода осредненного фазового измерения через полдлины волны существенно уменьшается, что обеспечивает повышение вероятности успешного решения задачи неоднозначности фазовых измерений.

3.6 Контрольные вопросы по материалам главы

- 1 Как определяются дата и время старта КА для обеспечения стыковки с МКС? Что такое фазирование орбиты МКС?
- 2 Что такое дальнее и ближнее сближение, причаливание?
- 3 В чем заключается решение навигационной задачи дальнего сближения?
- 4 В чем заключаются задачи ближнего сближения по «сырым» измерениям АСН?
- 5 В чем заключается динамическая фильтрация полного вектора «сырых» измерений АСН на участке ближнего сближения?
- 6 Что из себя представляет интегральный метод решения задачи относительной навигации по фазовым приращениям?
- 7 В чем заключается метод раскрытия фазовой неопределенности по одномоментным измерениям?

Глава 4 Навигация при спуске КА в атмосфере

Спуск космических аппаратов, особенно, если эти аппараты пилотируемые, является одним из основных наиболее сложных и ответственных этапов полета. Он связан с безопасным возвращением экипажа на Землю в заданный район посадки. Приведение КА в заданный район посадки обеспечивает система управления спуском. Существуют различные идеологии построения систем управления спуском. Например, система управления спуском корабля «Буран» или «*Shuttle*» реализует посадку самолетного типа с горизонтальным приземлением на посадочную полосу. Такие системы относятся к системам управления спуском с большим аэродинамическим качеством, когда подъемная сила, действующая на КА, значительно превышает лобовое сопротивление.

Мы будем рассматривать системы управления спуском с малым аэродинамическим качеством, когда подъемная аэродинамическая сила в 3 – 4 раза меньше лобового сопротивления. К таким системам относится система управления спуском корабля «Союз». Возможность модернизации этой системы за счет интегрирования с АСН рассматривается в настоящей главе.

4.1 Принцип управления спуском КА с малым аэродинамическим качеством

Первые пилотируемые космические аппараты при посадке совершали неуправляемый баллистический спуск. Для реализации такого спуска на спусковом витке, когда трасса КА проходит через полигон посадки, в расчетной точке траектории выдавался расчетный тормозной импульс. Спускаемый аппарат (СА) при этом переходил на траекторию, высота

перигея которой была ниже границы атмосферы ($H \approx 100$ км). При попадании в атмосферу начиналось резкое торможение СА и потеря высоты. Точка приземления определялась плоскостью орбиты КА, местом выдачи тормозного импульса и его величиной. Существенными недостатками баллистического спуска являлись высокие перегрузки и невозможность управления траекторией в процессе спуска в атмосфере для повышения точности приземления. Перегрузки в процессе баллистического спуска превышали $10 g$ и были опасны для здоровья экипажа. Нестабильность атмосферы, геометрии СА и т.п. обуславливали достаточно большой промах (до 30 км) относительно заданного места посадки, что затрудняло поиск и эвакуацию экипажа.

На кораблях «Союз» был реализован управляемый спуск с малым аэродинамическим качеством, которое обеспечивалось за счет геометрической формы СА и его центровки. Типичная форма СА с малым аэродинамическим качеством приведена на рис. 4.1. СА имеет форму усеченного конуса, основание которого является своеобразным «крылом», на котором СА «скользит» по атмосфере с углом атаки $\varphi_P \approx 21^\circ$.

Устойчивое положение СА относительно набегающего атмосферного потока с требуемым углом атаки достигается за счет сочетания формы в виде «фары» и центровки СА, при которой центр давления (ц.д) в процессе спуска находится сзади центра масс (ц.м) СА, как показано на рис. 4.1.

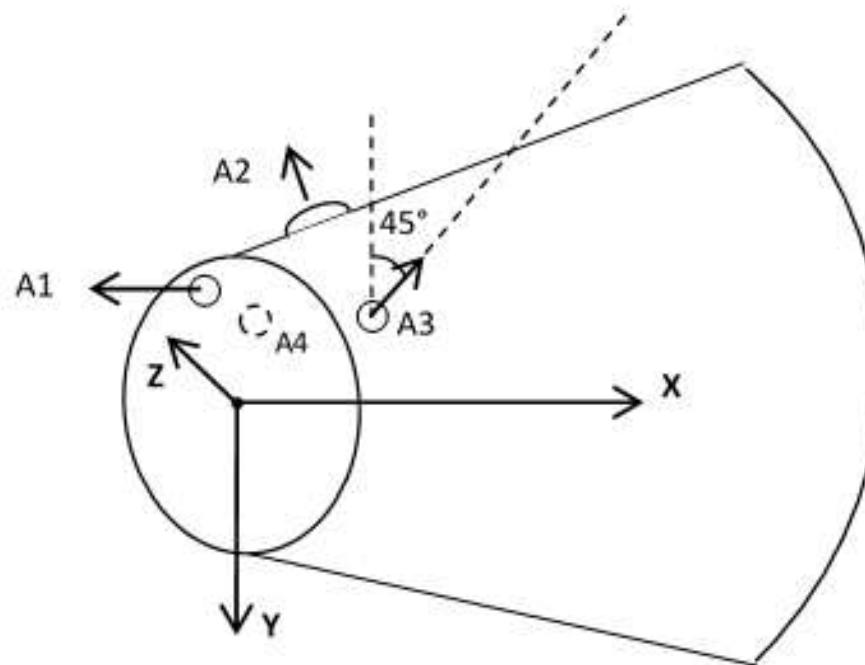


Рис. 4.1 Типичная форма СА с малым аэродинамическим качеством

Управление СА осуществляется за счет поворотов его корпуса по крену на угол φ_p . Вращение и угловую стабилизацию по крену обеспечивают специальные двигатели. При полете с разными углами крена меняются продольная и боковая дальности точки приземления. Например, при $\varphi_p = 0$ обеспечивается максимальная продольная дальность полета, так как в этом положении подъемная сила направлена по вертикали. Боковая дальность при этом (относительно трассы) будет нулевой. При ненулевом угле крена вектор подъемной силы поворачивается на угол φ_p вокруг вектора скорости \bar{V} . Подъемная сила при этом раскладывается на две составляющие: вертикальную и горизонтальную. При этом

вертикальная составляющая становится меньше, чем при $\varphi_{п}=0$. Соответственно уменьшается продольная дальность полета. Горизонтальная составляющая подъемной силы приводит к повороту траектории в соответствующем направлении и возникновению ненулевой боковой дальности точки посадки. При $\varphi_{п} = 90^{\circ}$ вертикальная составляющая подъемной силы становится равной нулю, а боковая составляющая достигает максимума. Соответственно резко падает продольная дальность посадки и возрастает боковая дальность. Однако целью управления является приведение СА в заданную точку посадки как по продольной, так и по боковой дальности. Изменением модуля угла крена можно эффективно управлять продольной дальностью, однако при этом возникают дополнительные ошибки боковой дальности. Предположим, мы выбрали некоторый угол крена $\varphi_{п}$, обеспечивающий заданную продольную дальность полета. Но при этом боковая дальность может превысить заданную. Это превышение будет возрастать при постоянном угле $\varphi_{п}$. Однако, сделав разворот СА по крену, установив угол крена равным $-\varphi_{п}$, мы изменим знак горизонтальной составляющей подъемной силы без изменения величины вертикальной составляющей. Выбирая определенным образом момент переворота СА по крену, можно обеспечить заданную величину продольной дальности в момент посадки. Таким образом управление продольной дальностью СА осуществляется путем расчета и задания модуля угла крена ($\varphi_{п}$), а управление боковой дальностью осуществляется путем расчета и реализации смены знака угла крена $\varphi_{п}$. Для осуществления управления осуществляется расчет текущих координат и скорости СА по измерениям БИНС и прогноз вектора состояния до момента посадки. По результатам отклонений прогнозируемых координат места посадки от расчетных осуществляется расчет изменений угла крена $\varphi_{п}$, обеспечивающих попадание в заданное место посадки.

Основной составляющей ошибки точки посадки является ошибка текущей оценки вектора состояния СА по координатам и скорости, формируемая БИНС. Источниками ошибки формируемой оценки вектора состояния являются:

- начальная ошибка ориентации;
- ошибка измерений угловой скорости СА;
- ошибки измерений приращений кажущейся скорости;
- ошибки интегрирования уравнений движения СА.

Точность решения всех перечисленных задач, и соответственно, точность текущего вектора состояния может быть существенно повышена, если БИНС СА будет интегрирован с АСН, непосредственно измеряющей текущие векторы координат и скорости СА. Однако простейший анализ ставит под сомнение возможность использования АСН на СА во время спуска. Для примера рассмотрим возможность использования АСН на спускаемом аппарате корабля «Союз». Прежде всего отметим, что спуск в атмосфере – это кратковременный процесс. Время от момента входа в атмосферу на высоте 100 км до открытия парашюта на высоте 10 км составляет всего 10 мин.

Во-вторых, спуск в атмосфере – это высокодинамичный процесс. Начиная от момента отделения СА от приборно-агрегатного (ПАО) и бытового отсеков (БО) корабля СА выполняет угловые маневры с высокой угловой скоростью от 2 °/с до 20 °/с. При таких скоростях НС попадают в поле зрения антенн АСН на короткое время, не гарантирующее прием эфемерид, без которых невозможно определение вектора состояния СА.

В-третьих, на высотах от ~80 до ~40 км спуск идет в «зоне плазмы» экранирующей сигналы НС. То есть, на указанном участке, по-видимому, могут отсутствовать измерения

АСН, а оценка вектора состояния будет формироваться только по измерениям БИНС. После выхода из «зоны плазмы» остается короткий участок спуска, длительностью ~200 с до момента раскрытия парашюта. На этом участке понижена эффективность управления продольной и боковой дальностями. Более или менее эффективное управление может выполняться в течение первой минуты после выхода из «зоны плазмы». Однако время «теплого старта» АСН составляет 1,5-2 мин. Поэтому измерения вектора состояния СА, без принятия специальных мер, начнутся непосредственно перед раскрытием парашюта, когда возможность управления полностью исчерпана. Учитывая сказанное выше, для обеспечения возможности использования АСН на участке спуска СА в атмосфере должны быть найдены нестандартные методы, обеспечивающие возможность решения навигационной задачи практически на всем участке спуска, за исключением, возможно, «зоны плазмы». Для решения этой задачи необходимо четкое понимание циклограммы спуска, зависимостей различных параметров, таких как высота, перегрузка, угловые положения СА и т.п. от времени. Важное значение для обеспечения спуска имеет правильная установка антенн АСН на КА, обеспечивающая наилучшую видимость НС в процессе спуска при соблюдении всех технических ограничений по расположению антенн, вызванных как конструкцией СА, так и жесткими условиями работы в процессе спуска. Для получения этой информации и обеспечения возможности проведения необходимых исследований был разработан математический стенд моделирования работы АСН на участке спуска СА.

4.2 Описание стенда математического моделирования работы АСН на участке спуска

Для проведения анализа условий работы АСН на участке спуска был разработан стенд математического моделирования, в котором реализованы:

- модель орбитального и углового движения СА;
- модели движения спутников ГЛОНАСС и *GPS*;
- модели антенн АСН, установленных на СА;
- модель работы АСН;
- модель движения центра масс СА и углового движения СА при спуске в атмосфере;
- упрощенная модель управления углом крена СА в процессе спуска;
- входной интерфейс оператора;
- выходной графический интерфейс оператора;
- выходной текстовый интерфейс оператора.

Модель орбитального и углового движения моделирует орбитальное движение центра масс СА и его ориентацию. Начальный вектор состояния \bar{X}_0, \bar{V}_0 на начальный момент времени t_0 задается во входном файле стенда. Начальное время t_0 выводится в окно входного интерфейса оператора. Входное время представляется в формате Большого времени *GPS* в секундах, а также в календарном формате (дата, часы, минуты, секунды). Начальный вектор состояния \bar{X}_0, \bar{V}_0 подобран таким образом, чтобы трасса первого витка проходила над Казахстаном.

Движение центра масс КА моделируется с использованием модели гравитационного поля Земли порядка 8×8 и с использованием модели атмосферы *NRLMSISE-00* (международный стандарт для космических исследований). Модели гравитационного влияния Луны и Солнца не используются. Угловое движение КА моделируется в виде статической ориентации

относительно орбитальной системы координат (ОСК) путем задания углов Эйлера в последовательности $\varphi_z, \varphi_x, \varphi_z$ (x - продольная ось ОСК, y - вертикальная).

Модели движения спутников ГЛОНАСС и *GPS* моделируют движение НС в соответствии с альманахами систем ГЛОНАСС и *GPS*, заложенными во входных файлах стенда. Используемые в стенде альманахи содержат орбиты максимального числа НС – 32 спутников *GPS* и 24 спутников ГЛОНАСС. Пользователь имеет возможность путем установления соответствующих признаков в альманахах исключить из моделируемых группировок спутников любое количество НС. В данном случае при проведенном моделировании имитировались группировки из 30 *GPS* и 24 ГЛОНАСС. В реальной ситуации в настоящее время группировка функционирующих спутников *GPS* включает 29-31 НС, группировка ГЛОНАСС – 24 НС.

Модель антенн АСН и их компоновка на СА определяется соответствующими параметрами входного файла. Моделируемые в стенде диаграммы направленности антенн соответствуют типовым диаграммам направленности антенн, принимающих сигналы спутников ГЛОНАСС и *GPS*. Диаграммы направленности представляют собой конус с полууглом при вершине 80° . Ось конуса нормальна поверхности СА в месте установки антенны.

В стенде могут моделироваться четыре антенны с различным расположением относительно системы координат СА. В процессе каждого «прогона» модели в стенде моделируется работа только одной антенны. Параметры, определяющие компоновку антенн, входят в состав входного файла. Перед моделированием оператор через входной интерфейс оператора может выбрать для моделирования одну из 4-х антенн. В процессе моделирования в стенде была реализована следующая компоновка антенн (см. рис. 4.1):

- первая антенна установлена на срезе конуса СА и направлена по оси $-X$;
- вторая антенна установлена на поверхности конуса СА в плоскости XY и составляет с осью Y тупой угол;
- третья антенна установлена на поверхности конуса СА в плоскости, проходящей через ось X и повернутой относительно плоскости XY на угол 45° . Ось конуса антенны составляет с осью Z СА тупой угол;
- четвертая антенна установлена на поверхности конуса СА в плоскости, проходящей через ось X и повернутой относительно плоскости XY на угол 45° . Ось конуса антенны составляет с осью Z СА острый угол.

При необходимости компоновка антенн может быть изменена путем задания соответствующих параметров во входном файле.

Модель АСН формирует измерения псевдодальностей и интегральных фаз для НС, соответствующих заданному режиму работы АСН (ГЛОНАСС, *GPS*, ГЛОНАСС+*GPS*), находящихся в поле зрения соответствующей антенны АСН, и по этим измерениям вычисляет КСВ – координаты, скорость, время. Измерения АСН формируются с учетом соответствующих ошибок:

- ионосферных ошибок;
- эфемеридных ошибок;
- ошибок часов НС;
- собственных ошибок измерений АСН.

Ионосферные ошибки формируются по стандартным алгоритмам ионосферных поправок, принятых в системе *GPS*. Параметры, задающие эту модель, находятся во входном файле.

Эфемеридные ошибки представляют собой ошибки координат НС, формируемых путем обработки соответствующих эфемерид. Параметры, задающие модель эфемеридных ошибок, находятся во входном файле.

Ошибки часов НС обуславливают соответствующие составляющие ошибок измерений псевдодальностей и интегральных фаз. Параметры, задающие модель ошибок часов НС находятся во входном файле.

Собственные ошибки измерений АСН представляют собой соответствующие составляющие ошибок измерений псевдодальностей и интегральных фаз, обусловленные в основном ошибками контуров слежения соответственно за псевдодальнотью и фазой несущего сигнала. Эти ошибки моделируются в виде несмешенного белого шума с соответствующими значениями среднеквадратичных погрешностей. Параметры, задающие модель собственных ошибок измерений АСН, находятся во входном файле.

При необходимости оператор может изменить во входном файле значения параметров, определяющих ошибки АСН. Кроме того, через интерфейс оператора каждая из перечисленных составляющих ошибок может быть включена или отключена для данного моделирования.

Модель движения центра масс СА и углового движения СА при спуске в атмосфере обеспечивает формирование текущих векторов координат и скорости возвращаемого аппарата в процессе спуска в атмосфере, а также формирование матрицы ориентации СА, представляющей собой матрицу перехода от гринвичской системы координат (в которой работают системы ГЛОНАСС и *GPS*) к системе координат СА. Одним из основных элементов этой модели является модель аэродинамических ускорений СА, состоящая из двух частей:

- модель плотности атмосферы;

- модели аэродинамических коэффициентов C_{xa} , C_{ya} , а также баллистического угла атаки α_δ .

Для формирования значения плотности атмосферы в текущей точке траектории в стенде реализована модель *NRLMSISE-00*, представляющая собой международный стандарт атмосферы для космических исследований.

Модель аэродинамических коэффициентов в стенде реализована для статической ориентации СА в процессе спуска, при которой угол атаки СА соответствует равновесному баллистическому углу. Значения равновесного баллистического угла α_δ и соответствующих этому углу аэродинамических коэффициентов C_{xa} и C_{ya} в зависимости от скорости маха и высоты полета СА приведены в Таблице 4.1.

Таблица 4.1

M	0,2	0,6	0,8	1	1,3	1,5	2,3	4÷10
α_δ (град.)	8,5	12	15	17,8	15	14,5	22,5	26
C_{xa}	0,96	1,09	1,125	1,2	1,73	1,75	1,52	1,2
C_{ya}	0,11	0,186	0,25	0,34	0,44	0,45	0,46	0,35

H (км)	70	80	90	100	110	120	130	140
α_δ (град.)	21	21	21	21	21	21	21	21
C_{xa}	1,26	1,27	1,33	1,43	1,71	1,93	2,01	2,04
C_{ya}	0,36	0,35	0,32	0,26	0,21	0,14	0,11	0,09

Для значений высоты и скорости, отличающихся от значений, приведенных в Таблице, осуществляется линейная интерполяция соответствующих параметров.

Значения коэффициентов C_{xa} и C_{ya} используются для формирования вектора аэродинамического ускорения СА, который совместно с вектором гравитационного ускорения представляет собой правую часть уравнений движения СА.

В качестве модели гравитационного ускорения используется модель гравитационного поля Земли порядка 8×8 . Интегрирование уравнений движения СА в стенде выполняется методом Рунге-Кутты четвертого порядка в системе координат WGS-84.

Расчет матрицы ориентации в модели осуществляется из условия, что ось баллистического равновесия СА направлена по вектору скорости, а вокруг вектора скорости выполнен разворот на заданный угол крена α_{kp} . По мере изменения направления вектора скорости, угла баллистического равновесия и угла крена соответственно меняется и ориентация СА.

В реальном полете управление спуском осуществляется путем изменения угла крена α_{kp} СА. При этом управление продольной дальностью осуществляется, в основном, за счет изменения модуля угла крена, а боковой дальностью – за счет изменения моментов времени «переворотов» СА – разворотов СА по крену, обеспечивающих смену знака угла крена. Определение требуемой величины изменения модуля угла крена или изменения времени выполнения «переворота» осуществляет система управления спуском. Эти изменения выполняются относительно некоторого номинального значения, определенного до начала спуска путем многократного моделирования процесса спуска с имеющейся орбиты на заданный полигон для номинальных параметров атмосферы и расчетный период ориентации СА. Так как целью разработки настоящего моделирующего стенда не является разработка или

отработка системы управления спуском, а он предназначен для исследования особенностей работы АСН в процессе спуска, то здесь реализуется упрощенная модель системы управления, реализующая некоторую заранее рассчитанную циклограмму изменения угла крена в процессе спуска. Эта модель предполагает полет с постоянным по модулю углом крена и двумя «переворотами», выполняемыми в заранее рассчитанные моменты времени. На постоянное значение модуля угла крена в процессе моделирования может накладываться дополнительное периодическое движение по синусоиде с заданной амплитудой и частотой. Это периодическое изменение величины модуля угла крена имитирует угловые колебания по крену, накладываемые системой управления. Амплитуда и период накладываемых колебаний задаются оператором стенда через входной интерфейс оператора.

Входной интерфейс оператора предназначен для оперативного задания основных параметров моделирования, которые выведены в специальные окна входного интерфейса.

Входной интерфейс оператора приведен на рис. 4.2. Входные параметры, задаваемые через входной интерфейс оператора, разделены на группы:

- время моделирования;
- учитываемые ошибки измерений АСН;
- режимы работы АСН;
- номер используемой при моделировании антенны;
- параметры спуска.

Начальное время *GPS* инициализации программы содержится во входном файле. Время задается в формате Большого времени *GPS* – в секундах от 06.01.1980, 00 ч.00 мин.00 сек. В 2009 году время *GPS* опережает время *UTC* на число *leapsec=15*.

Начальное время инициализации программы высвечивается в текстовом виде в верхней строке входного интерфейса оператора (жирный шрифт) в двух форматах – в секундах и в календарном формате – дата, месяц, год, часы, минуты, секунды. По умолчанию это же время высвечивается в окнах «начало моделирования» (также в двух форматах). Время начала моделирования может быть изменено оператором в любом из двух окон. Тогда во втором окне измененное время автоматически высвечивается в соответствующем формате. В следующей паре окон задается время конца моделирования, которое также достаточно задать оператору в любом из двух окон. Во втором окне время устанавливается автоматически в соответствующем формате.

Input of initial parameters and simulation

GPS time in initialisation file: 906854400, or 01.10.2008

Starting time of the simulation: 906854400 = 01.10.2008

Ending time of the simulation: 906860400 = 01.10.2008 1:40:00

Length of modeling interval: 6000 s.

Measurements errors Ionospheric errors Ephemeris errors
 Noise SV time errors

Navigation Mode GPS GLONASS GPS+GLONASS

Antenna number Antenna №1 - on the cut of cone
 Antenna №2 - on the cone surface in XY plane
 Antenna №3 - on the cone surface, $\text{Fi}_x=45^\circ$
 Antenna №4 - on the cone surface, $\text{Fi}_x=-45^\circ$

Descent parameters

$t_{\text{base}} = 906856233$ s. $t_0 = 0$ s. $\Delta V = 115$ m/s

$\text{fi_kr} = 45$ deg. $A_{\text{fi_kr}} = 30$ deg. $T_{\text{fi_kr}} = 60$ s.

Times of first and second turns: $t_1 = 1875$ s. $t_2 = 2102$ s.

Рис. 4.2 Входной интерфейс оператора

Автоматически будет установлено время и в окне «Интервал моделирования». Оператор также может задать длительность интервала моделирования. Тогда время конца моделирования в обоих окнах будет установлено автоматически в соответствующих форматах.

Учитываемые ошибки измерений АСН задаются через флаги ввода признаков учета соответствующих составляющих ошибок:

- ионосферные ошибки;
- эфемеридные ошибки;
- шумы псевдодальнostей и интегральных фаз;
- ошибки времени НС.

Через соответствующие флаги может быть установлена любая комбинация составляющих ошибок измерений. Параметры, определяющие модель каждой из составляющей ошибок, содержатся во входном файле. Если при моделировании ошибки измерений АСН не влияют на цель данного конкретного моделирования, то все составляющие ошибок измерений могут быть обнулены.

Через флаги ввода режима работы АСН может быть задан один из режимов:

- *GPS*;
- ГЛОНАСС;
- ГЛОНАСС+*GPS*.

В режиме *GPS* измерения АСН формируются по сигналам спутников *GPS*, в режиме ГЛОНАСС – по сигналам спутников ГЛОНАСС, в режиме ГЛОНАСС+*GPS* – по сигналам спутников двух группировок.

Через флаги ввода номера используемой антенны АСН может быть выбрана одна из четырех антенн, компоновка которых схематически приведена на рис. 4.1.

Основные параметры спуска СА могут быть заданы через соответствующие окна ввода параметров спуска. В окне t_{base} высвечивается время выдачи тормозного импульса КА, заложенное во входном файле. Через окно t_0 может быть задана поправка к времени выдачи тормозного импульса. Таким образом, стенд позволяет сымитировать тормозной импульс в любой момент времени моделирования.

Через окно ΔV может быть установлена величина тормозного импульса.

Окно fi_kr позволяет задать любой номинальный угол крена СА во время спуска. Через окна A_fi_kr и T_fi_kr задается значение амплитуды и периода синусоидальных колебаний угла крена относительно номинального значения. При $A_fi_kr = 0$ спуск будет выполняться с номинальным углом крена.

Время t_1 и t_2 задают моменты первого и второго переворотов. Они отсчитываются от момента выдачи тормозного импульса.

Кроме окон оперативного ввода параметров моделирования входной интерфейс оператора содержит ряд кнопок, позволяющих сделать выбор входных файлов. Кнопка «*Initialisation File...*» позволяет просмотреть список имеющихся входных файлов, содержащих параметры модели АСН, и загрузить требующийся для моделирования файл. При необходимости оператор может ввести изменения в параметры входного файла стандартными средствами *Windows*. Эту операцию (изменение входного файла) рекомендуется выполнять только подготовленному оператору.

Кнопки «*GPS Almanac File...*» и «*GLONASS Almanac File...*» позволяют просмотреть списки имеющихся файлов альманахов и выбрать требующиеся для моделирования файлы. При необходимости оператор может ввести изменения в параметры соответствующих файлов

альманахов. Оператор установкой соответствующих признаков может исключить из альманахов любое число НС и проводить моделирование с неполными альманахами.

Кнопка «*Simulate*» инициирует процесс моделирования, который длится несколько секунд. По завершении моделирования кнопка «*Plots...*» высвечивает графический выходной интерфейс оператора, предназначенный для оперативного формирования основных графических материалов, демонстрирующих основные результаты моделирования. Пример графического выходного интерфейса оператора приведен на рис. 4.3.

Слева вверху на рисунке изображена предшествующая орбита КА на фоне карты Земли, отмечена точка выдачи тормозного импульса и точка посадки.

Текстовая информация содержит основные параметры моделирования:

- число НС в альманахах *GPS* и ГЛОНАСС;
- средняя высота предспусковой орбиты КА;
- величина тормозного импульса;
- режим работы АСН;
- значение номинального угла крена СА;
- амплитуда и период синусоидальных колебаний угла крена относительно его номинального значения;
- номер выбранной антенны АСН.

Выходной графический интерфейс содержит также следующие графики:

- число НС, видимых выбранной антенной АСН на траектории спуска;
- уровень GDOP для видимых НС;
- наклон спусковой траектории относительно местного горизонта;
- высота траектории относительно земного эллипсоида WGS-84;

- модуль скорости СА относительно ГСК;
- перегрузки СА по продольной оси (по скорости), вертикальной оси и по боку;
- кажущаяся скорость СА по продольной оси (по скорости), вертикальной оси и по боку.

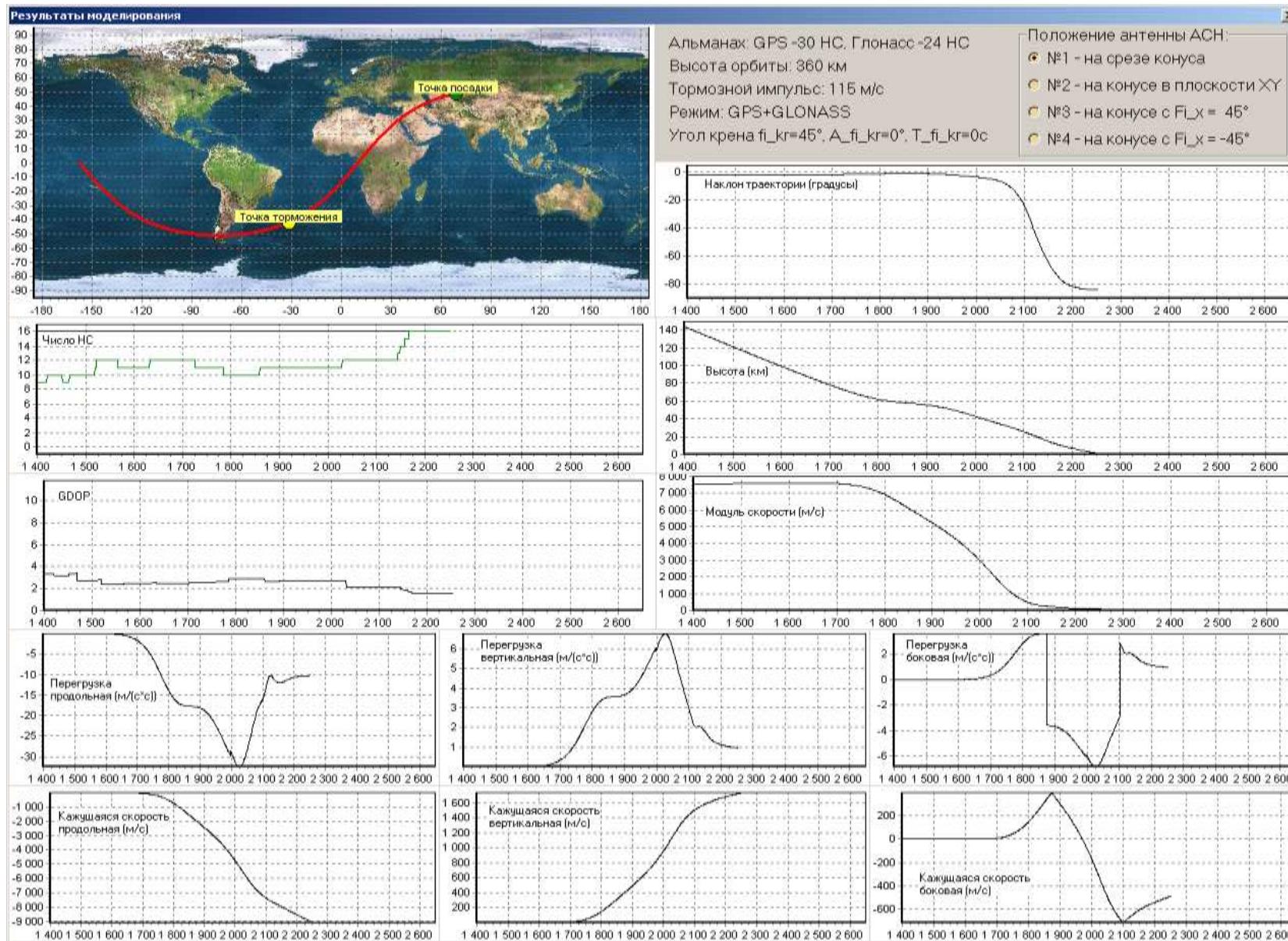


Рис. 4.3 Выходной интерфейс оператора

Как видно из рис. 4.3 , выходной интерфейс оператора стенда позволяет в процессе каждого моделирования получать графики числа видимых НС и уровня *GDOP* для всей траектории спуска. Эта возможность стенда была использована для исследования видимости НС антеннами СА, компоновка которых была задана в стенде. Результаты проведенного исследования приведены ниже.

4.3 Исследование видимости НС и уровней *GDOP* в различных режимах работы АСН. Определение рекомендуемой компоновки АСН на СА

Вопрос компоновки антенн АСН на СА является одним из основных вопросов проектирования системы. С учетом высокой динамики углового и продольного движения СА компоновка антенн АСН должна обеспечивать видимость достаточного числа НС для реализации быстрых и точных решений навигационной задачи. Учитывая специфическую форму СА и возможность установки антенн с диаграммами направленности только по нормали к поверхности СА, эта задача представляет собой значительную проблему, исследованию которой посвящен настоящий раздел отчета. Исследование проведено на специально разработанном для этой цели стенде математического моделирования, краткое описание которого приведено в предыдущем разделе. Исследование проведено для трех режимов:

- ГЛОНАСС+*GPS*;
- *GPS*;
- ГЛОНАСС.

Рассмотрены 4-е варианта установки антennы АСН, соответствующих установке четырех антенн:

- первая антenna установлена на срезе конуса СА и направлена по оси -*X* СА;

- вторая антенна установлена на поверхности конуса СА в плоскости XY и составляет с осью Y тупой угол;
- третья антенна установлена на поверхности конуса СА в плоскости, проходящей через ось X и повернутой относительно плоскости XY на угол 45° . Ось конуса антенны составляет с осью Z СА тупой угол;
- четвертая антенна установлена на поверхности конуса СА в плоскости, проходящей через ось X и повернутой относительно плоскости XY на угол 45° . Ось конуса антенны составляет с осью Z СА острый угол.

В качестве траектории движения СА рассмотрена номинальная траектория I с углом входа $1,3^\circ$ и номинальным углом крена 45° . Все основные параметры формирования номинальной траектории приведены во входном интерфейсе оператора (см. рис. 4.2).

Учитывая то, что оси антенны АСН существенно отклонены от вертикали, преимущественным режимом работы АСН является режим ГЛОНАСС+GPS. В этом режиме, с учетом большого суммарного числа НС в альманахах, суммарное число надгоризонтных спутников, включаемых в список отслеживаемых НС ПО АСН (так называемый *tracking_list*) может достигать $20 \div 25$ спутников. Для того, чтобы все эти спутники брались в обработку, необходимо, чтобы число каналов АСН было порядка 25. Иначе из-за отбракованных по числу каналов может быть сокращено число отслеживаемых НС, видимых соответствующей антенной. Разработанный в рамках настоящей работы математический моделирующий стенд имеет возможность устанавливать число каналов в модели АСН.

4.3.1 Исследование видимости НС и уровней $GDOP$ в режиме ГЛОНАСС+GPS. Сравнение результатов для 16-и канального и 24-х канального приемников АСН

Исследование видимости НС в режиме ГЛОНАСС+ GPS было проведено для 24 канальной АСН.

На рис. 4.4 приведены графики числа видимых НС и уровня $GDOP$ для первой антенны (A1) при спуске без колебаний по крену (верхняя пара графиков) и с учетом колебаний по крену с амплитудой 30° относительно номинального значения (нижняя пара графиков).

На рис. 4.5 приведены аналогичные графики для антенны (A2).

24 channels

A1 (GPS+GLONASS)

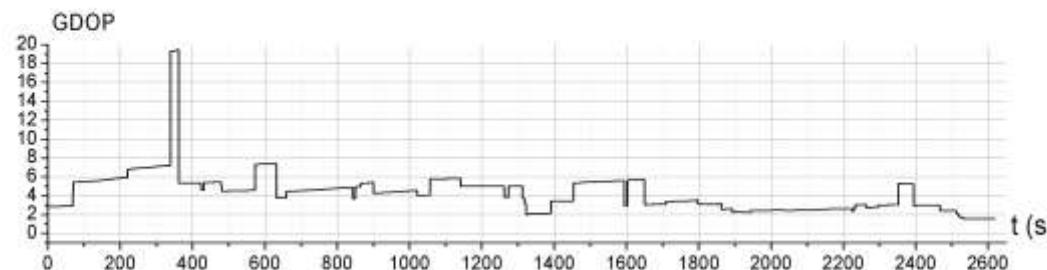
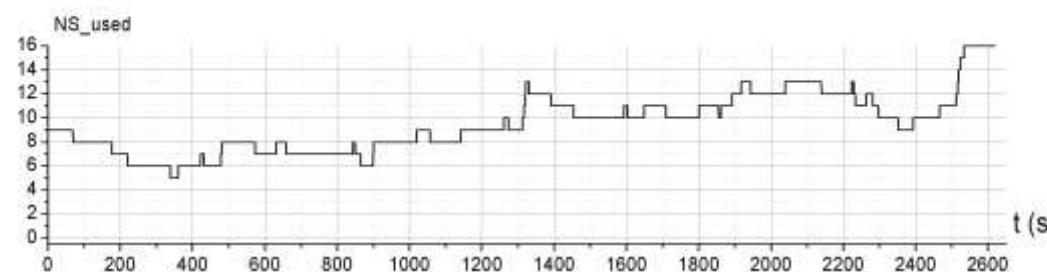
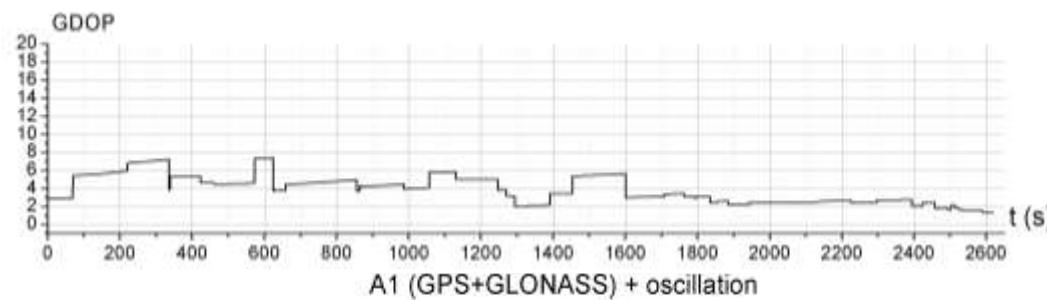
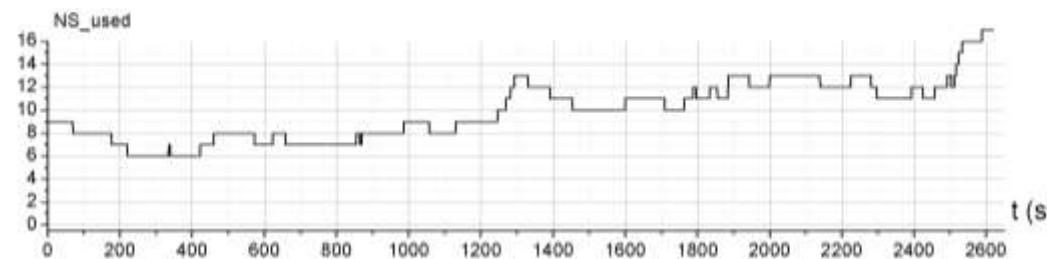


Рис. 4.4 Графики числа видимых НС и GDOP в режиме GPS+ГЛОНАСС для антенны А1.

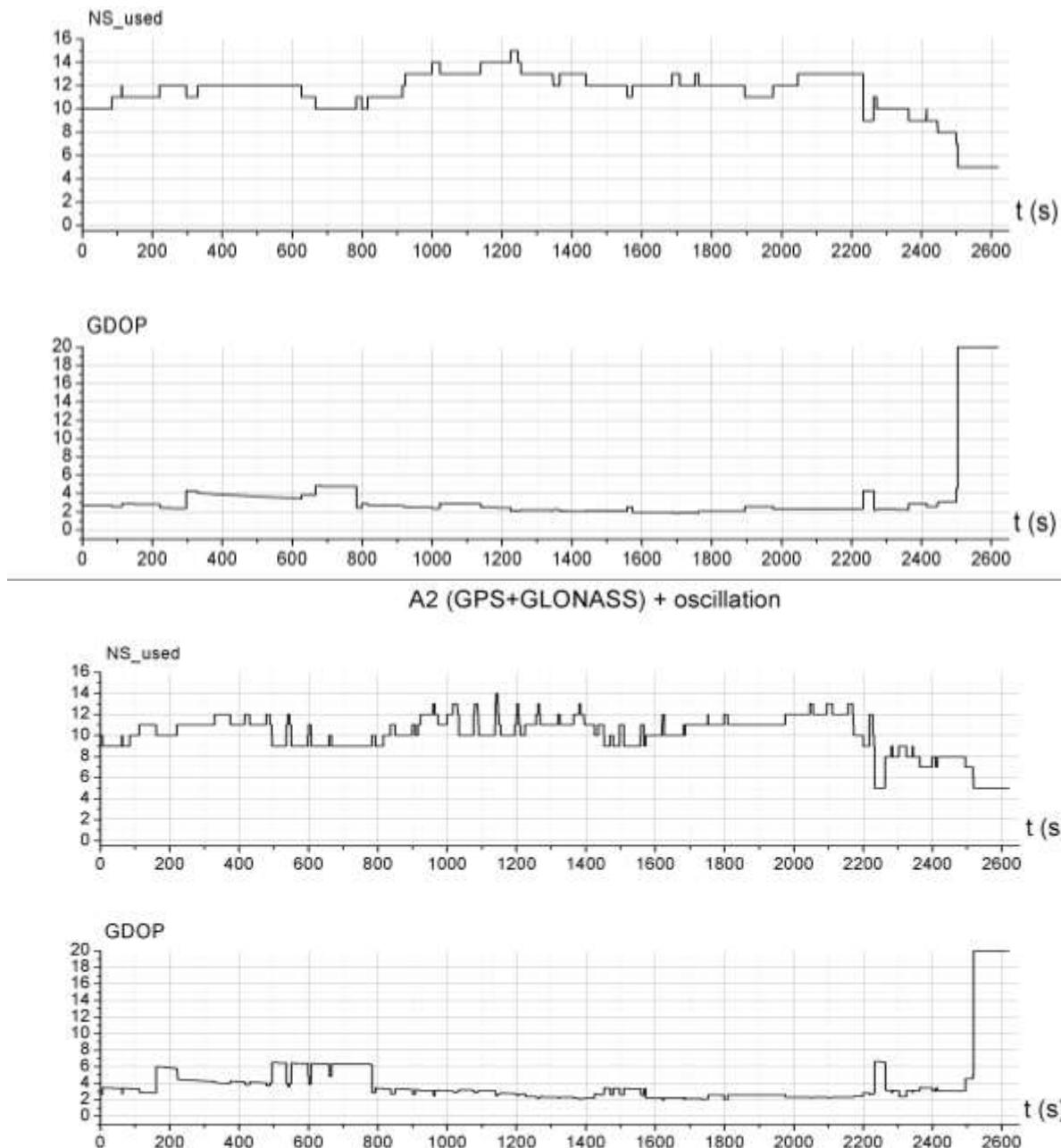
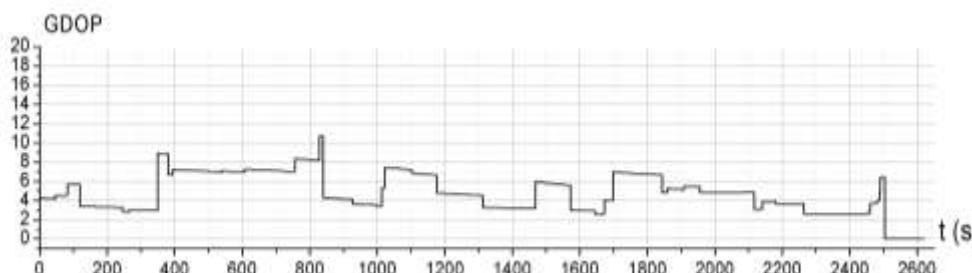
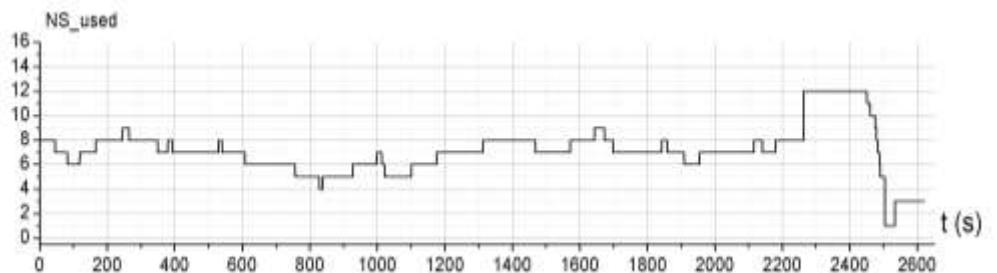


Рис. 4.5 Графики
 числа видимых НС и
 GDOP в режиме
 GPS+ГЛОНАСС для
 антенны А2.

Результаты моделирования показали, что для антенн А1 и А2 в режиме ГЛОНАСС+*GPS* при использовании 24 канальной АСН в процессе спуска СА в атмосфере практически на всей траектории спуска реализуются условия (с точки зрения видимости НС и уровня *GDOP*) для надежного формирования КСВ со стандартной точностью для АСН (~30 м по положению, 10 см/с по скорости). Исключение составляет конечный участок спуска (последние ~100 сек.) при работе с антенной А2, на котором из-за большого наклона траектории по отношению к горизонту уровень *GDOP* может превысить допустимый порог и достоверные КСВ могут отсутствовать.

Для антенн А3 и А4 исследование видимости НС и уровня *GDOP* в режиме ГЛОНАСС+*GPS* дало отрицательный результат. Соответствующие графики числа видимых НС и уровня *GDOP* приведены на рис. 4.6, 4.7 как для статической номинальной траектории (верхняя пара графиков), так и для номинального угла крена с колебаниями около статического значения с амплитудой 30°.

Для антенны А3 при спуске с номинальным постоянным углом крена почти по всей траектории спуска *GDOP* не превышает уровня 10 за исключением последнего участка, длительностью ~100 с, на котором наклон траектории спуска относительно местного горизонта превышает -70°. При наличии колебаний относительно номинального угла крена на большей части траектории до первого переворота уровень *GDOP* превышает допустимую величину (значение 0 на графиках *GDOP* соответствует уровню *GDOP* > 20).



A3 (GPS+GLONASS) + oscillation

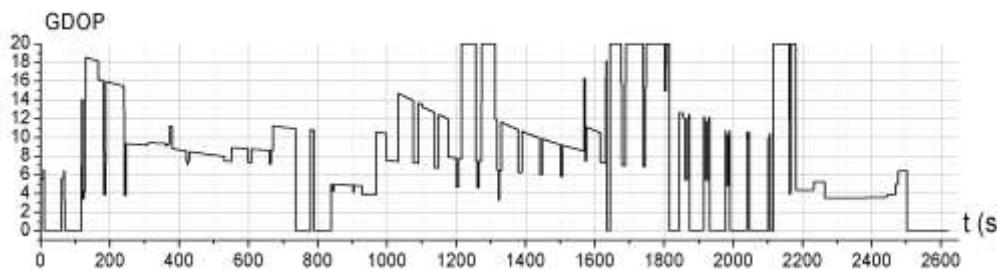
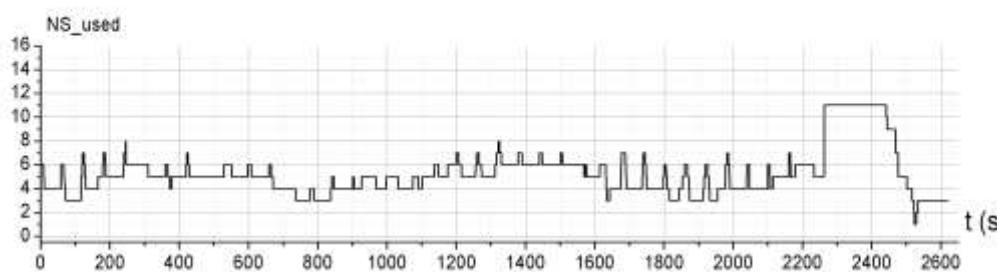
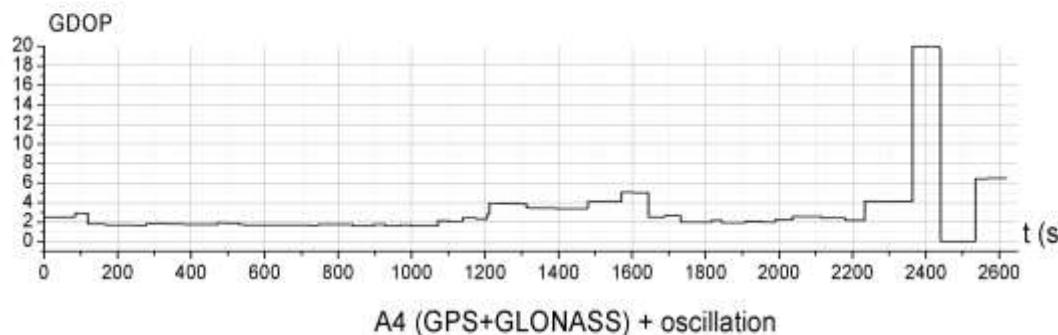
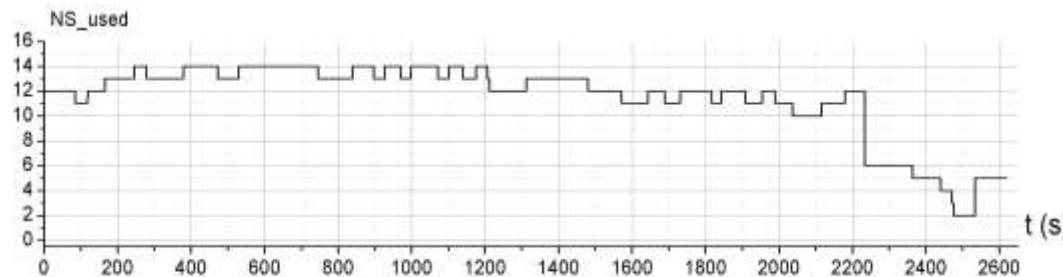


Рис. 4.6 Графики числа видимых НС и GDOP в режиме GPS+ГЛОНАСС для антенны А3.



A4 (GPS+GLONASS) + oscillation

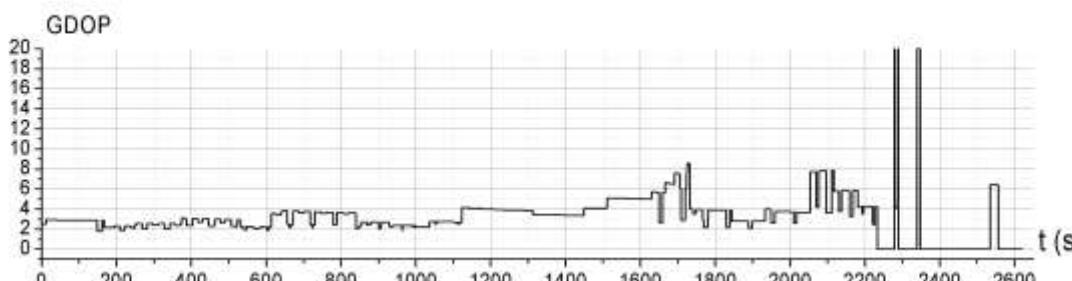
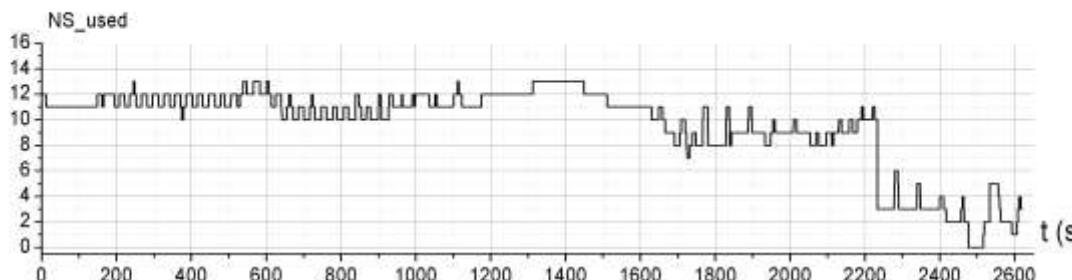


Рис. 4.7 Графики
 числа видимых НС и
 GDOP в режиме
 GPS+ГЛОНАСС для
 антенны А4.

После первого переворота устанавливается приемлемый уровень $GDOP=3,5$, после второго переворота число видимых НС равно 3, соответственно $GDOP=0$.

Таким образом, даже в режиме ГЛОНАСС+*GPS* антенна А3 не может использоваться для навигационного обеспечения спуска СА.

Антенна А4 до первого переворота направлена почти в зенит. Поэтому и при постоянном угле крена, и при наличии колебаний около номинального значения число видимых НС составляет 8-10 спутников. При этом уровень $GDOP$ не превышает значения 10. После первого переворота для номинального угла крена число видимых НС уменьшается с 12 до 6 и постепенно уменьшается до 2-х, а уровень $GDOP$ через 100 с превышает допустимый уровень. При наличии колебаний угла крена относительно статического значения практически сразу после первого переворота число видимых НС становится равным трем, $GDOP$ становится равным нулю и остается нулевым практически до конца спуска.

Таким образом, антенна А4 также не может использоваться для навигационного обеспечения спуска СА даже в режиме ГЛОНАСС+ *GPS*.

4.3.2 Исследование видимости НС и уровней $GDOP$ в режимах ГЛОНАСС и GPS

В предыдущем разделе проведено исследование видимости НС антеннами АСН для режима ГЛОНАСС+ *GPS*. В этом режиме АСН работает по всем спутникам систем ГЛОНАСС и *GPS*. Общее число моделируемых спутников составляло 54 НС. При таком общем количестве спутников антенны СА А1 и А2 обеспечивают возможности нормальной работы АСН в процессе спуска с точки зрения видимости НС и уровня $GDOP$. Однако, с точки зрения обеспечения независимости проектируемой СУС от технического состояния систем ГЛОНАСС и *GPS*

требуется, чтобы навигационное обеспечение спуска могло выполняться как в режиме *GPS*, так и в режиме ГЛОНАСС.

В настоящем разделе приведены результаты исследования видимости НС антеннами А1, А2, А3, А4 в режимах ГЛОНАСС и *GPS*.

На рис. 4.8 приведены графики числа видимых НС и уровня *GDOP* для антенны А1 при работе АСН в режиме *GPS*. Верхняя пара графиков соответствует номинальному спуску с постоянным углом крена $\alpha_{kp} = 45^\circ$, нижняя пара соответствует спуску с периодическими колебаниями СА по крену с амплитудой 30° относительно номинального значения. Для двух рассмотренных вариантов спуска в течение $\sim 40\%$ времени уровень *GDOP* превышает допустимое значение. Это означает, что антенна А1 не обеспечивает возможность работы АСН в режиме *GPS* в процессе спуска.

На рис. 4.9 приведены аналогичные графики для антенны А2. Из графиков видно, что для номинального спуска с постоянным углом крена до первого переворота видимость НС и уровень *GDOP* соответствуют норме и АСН на этом участке спуска может обеспечить формирование КСВ с требуемой точностью.

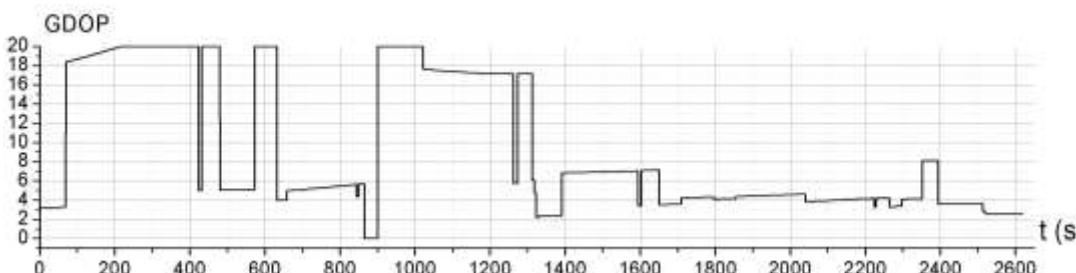
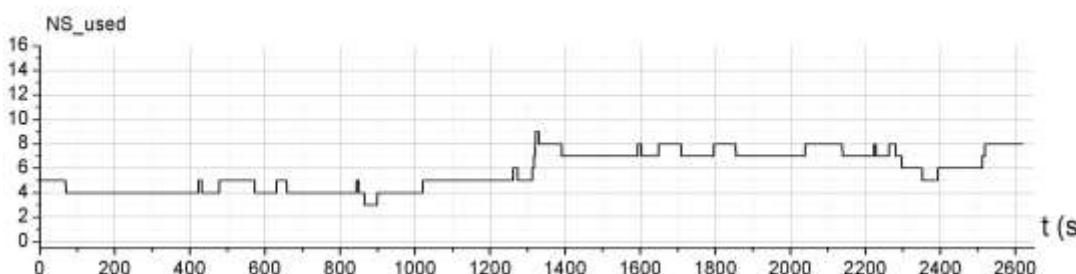
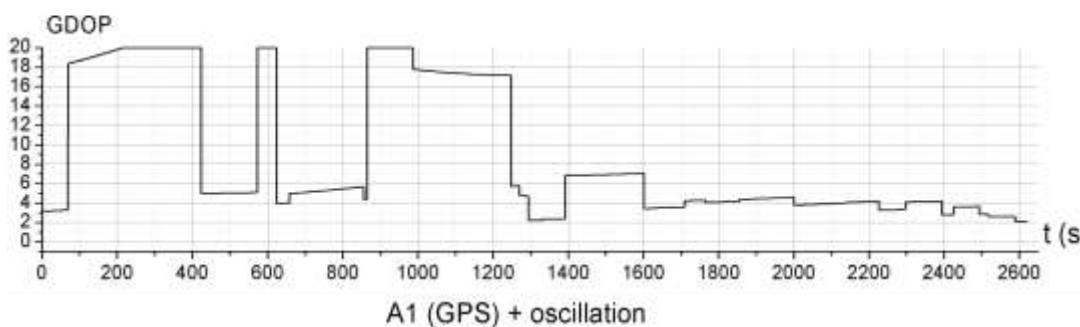
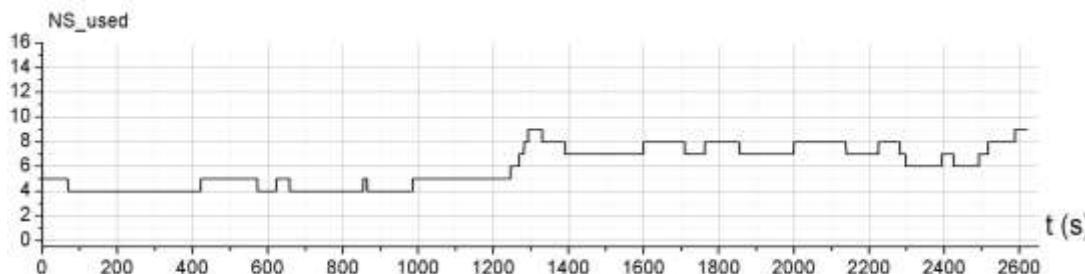
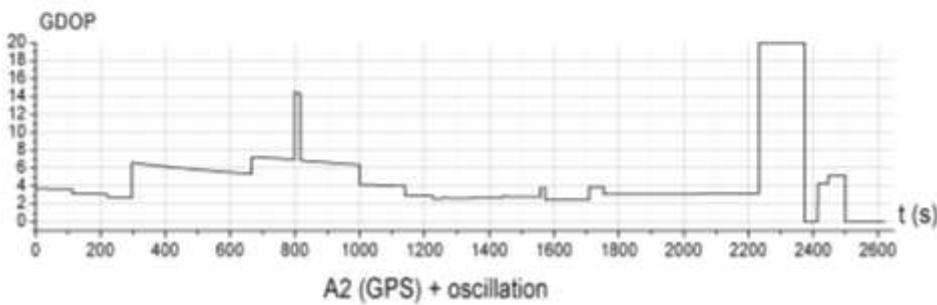
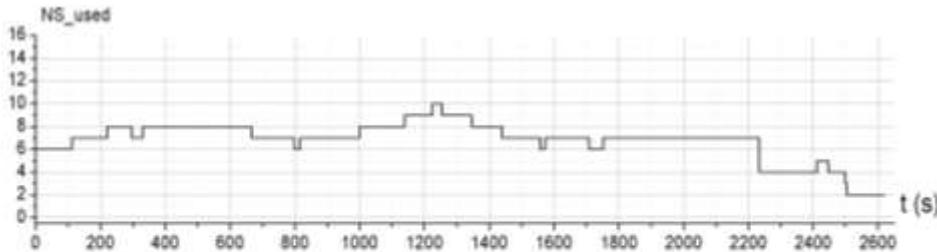


Рис. 4.8 Графики числа видимых НС и GDOP в режиме *GPS* для антенны А1.

A2 (GPS)



A2 (GPS) + oscillation

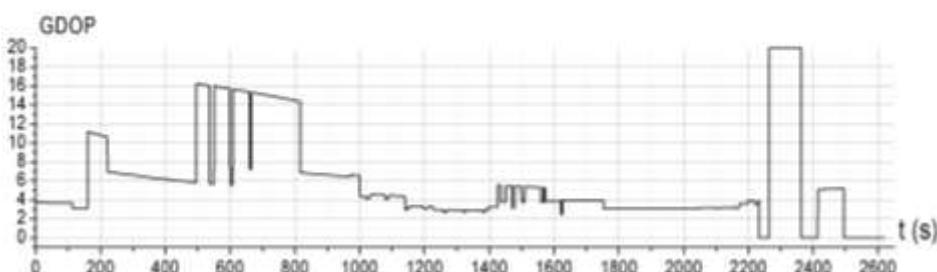
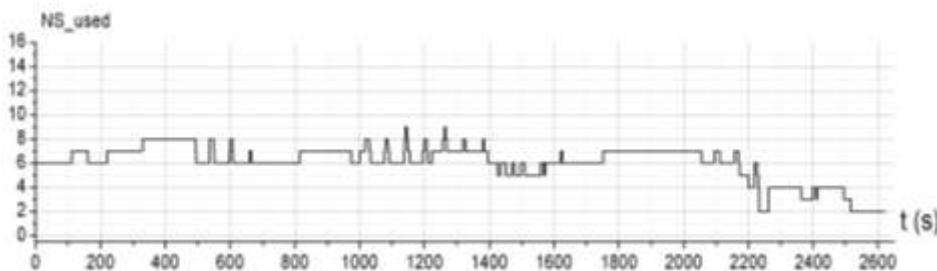


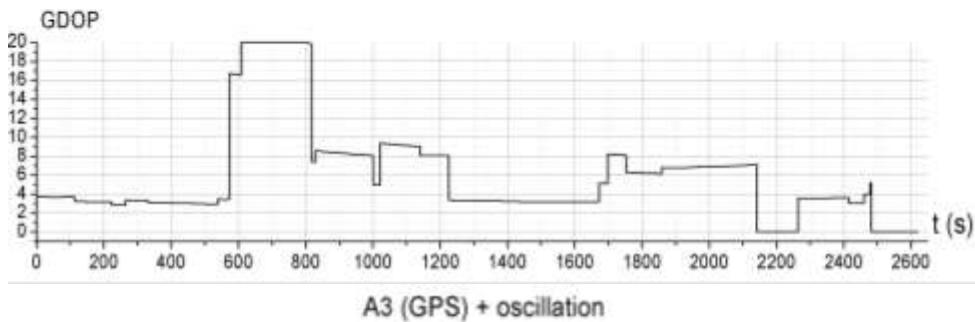
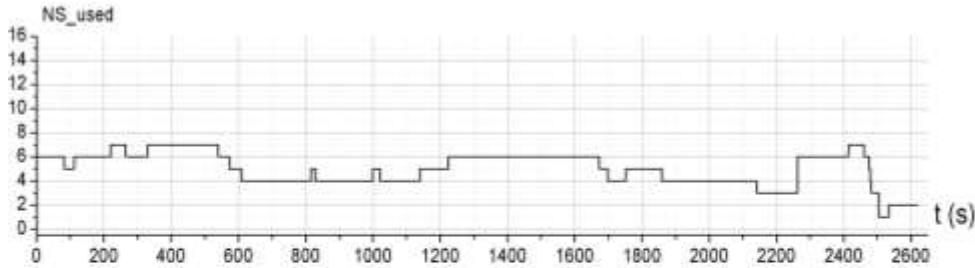
Рис. 4.9 Графики числа видимых НС и GDOP в режиме GPS+ГЛОНАСС для антенны А2.

Однако после первого переворота уровень $GDOP$ превысил максимально допустимое значение. Этот уровень сохранялся до второго переворота. Для спуска с переменным углом крена среднее число отслеживаемых спутников уменьшилось на ~1 НС, уровень $GDOP$ увеличился. Длительность интервалов с недопустимым уровнем $GDOP$ также возросла. То есть антенна А2, также как и антенна А1, не обеспечивает возможность работы АСН в режиме GPS в процессе спуска.

На рис. 4.10, 4.11 приведены аналогичные графики для антенн А3 и А4. Представленные графики также демонстрируют, что уровень $GDOP$ на значительной части траектории спуска превышает допустимое значение, а антенны А3 и А4 не обеспечивают возможность работы АСН в режиме GPS в процессе спуска.

Таким образом, ни одна из рассмотренных антенн (А1-А4) не обеспечивает возможность работы АСН в режиме GPS в процессе спуска СА. Учитывая, что группировка ГЛОНАСС содержит меньшее число НС, по сравнению с группировкой GPS (24 вместо 30), можно предположить, что антенны А1-А4 не обеспечивают возможность работы АСН в режиме ГЛОНАСС.

A3 (GPS)



A3 (GPS) + oscillation

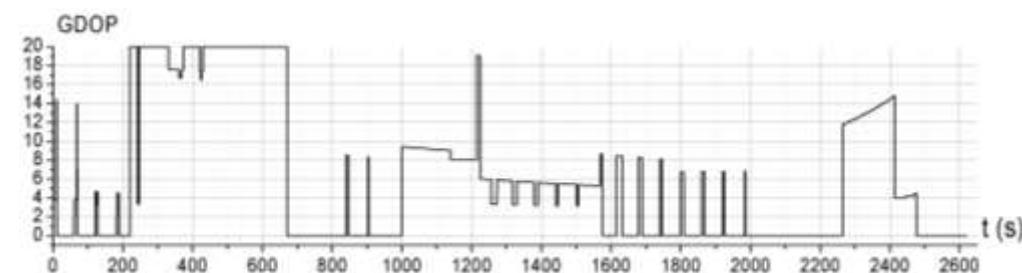
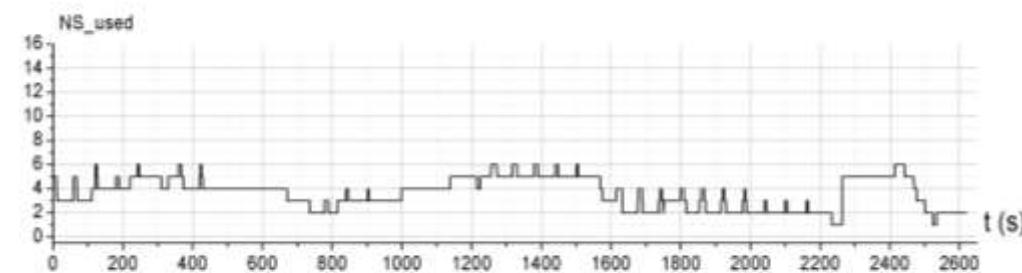


Рис. 4.10 Графики
 числа видимых НС и
 GDOP в режиме GPS
 для антенны А3.

A4 (GPS)

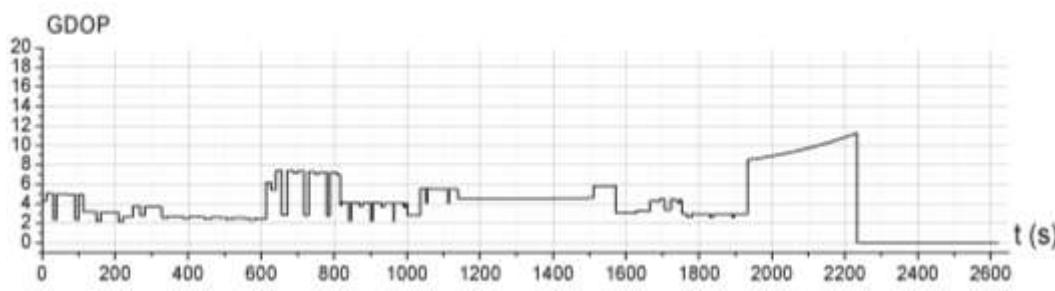
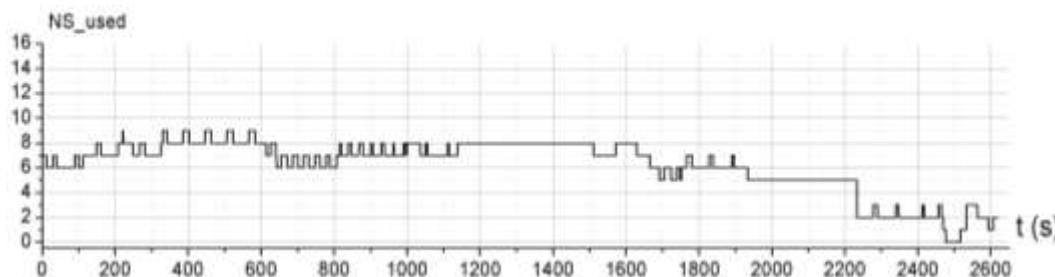
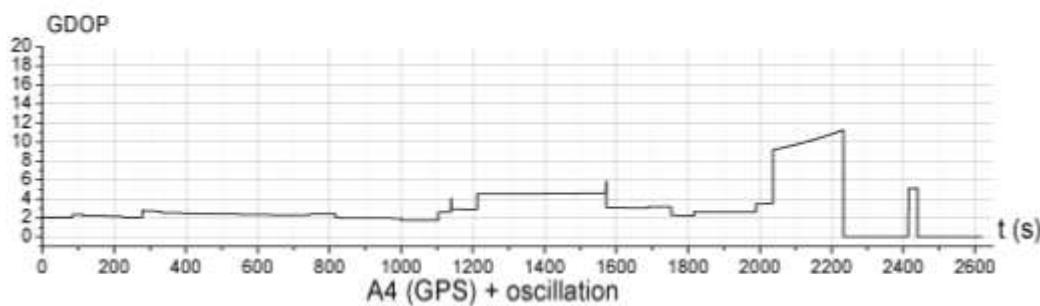
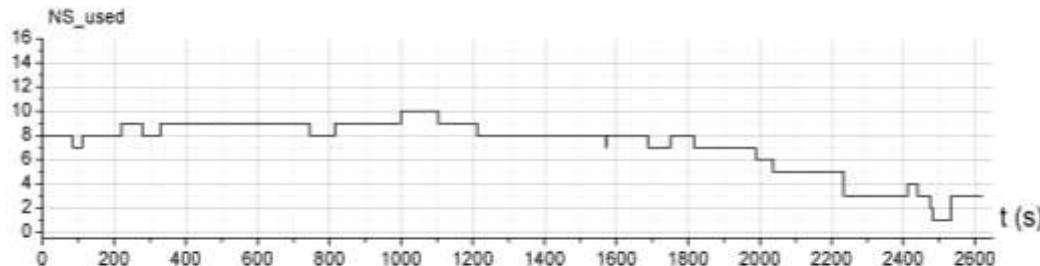


Рис. 4.11 Графики числа видимых НС и GDOP в режиме GPS для антенны А4.

Таким образом, исследование, проведенное в данном разделе показало, что ни одна из антенн (A1-A4) не обеспечивает возможность работы АСН в режимах *GPS* или ГЛОНАСС при спуске СА.

Тем не менее, такая возможность может быть реализована путем разработки специального программного обеспечения (ПО) вторичной обработки информации. Возможность реализации работы АСН в режимах *GPS* или ГЛОНАСС при спуске СА рассмотрена в следующем разделе отчета.

4.3.3 Исследование возможности работы АСН на участке спуска СА по сигналам систем ГЛОНАСС или GPS

В предыдущем разделе было показано, что ни одна из антенн A1-A4 не обеспечивает достаточную видимость НС для того, чтобы АСН могла формировать КСВ с необходимой точностью отдельно в режиме ГЛОНАСС или в режиме *GPS*. Это означает, что для СА не существует возможности установки антенн АСН таким образом, чтобы навигация СУС обеспечивалась по сигналам только одной из существующих ГСНС. Тем не менее, принципиальная возможность такого решения существует путем математического объединения «сырых» измерений, формируемых двумя антеннами. То есть, если сигналы НС принимаются, например антеннами A1 и A2, и соответствующие этим антеннам «сырые» измерения поступают в навигационный процессор постобработки измерений приемников, то по суммарному числу измерений может быть получено навигационное решение необходимой точности. В настоящем разделе проведено исследование возможности реализации такого решения. В процессе исследования было проведено моделирование суммарной видимости пар антенн из общего числа

А1-А4 в различных комбинациях. Моделирование было проведено для номинального спуска СА с постоянным углом крена $\alpha_{kp} = 45^\circ$, а также для спуска с периодическими колебаниями СА по крену с амплитудой 30° относительно номинального значения. Результаты моделирования демонстрирует рис. 4.12. Для сравнения на указанном рисунке вместе с графиками, относящимися к паре антенн, приведены соответствующие графики отдельно для каждой из антенн данной пары. Например, на верхнем графике рис. 4.12 приведены значения числа видимых спутников *GPS* для антенн:

А1 – черный цвет;

А2 – красный цвет;

А1+А2 – зеленый цвет.

Ниже приведены соответствующие графики уровня *GDOP*. Из графиков видно, что число спутников *GPS*, видимых двумя антеннами, существенно превышает число спутников, видимых отдельно каждой из антенн. Соответственно уровень *GDOP* для каждой из антенн существенно выше допустимых значений, тогда как для НС, видимых двумя антеннами, уровень *GDOP* на всем интервале спуска не превышает трех, что гарантирует возможность формирования навигационного решения с высокой точностью.

Нижняя пара графиков рис. 4.12 соответствует спуску СА с наличием колебаний по крену относительно номинального угла крена. И в этом случае число НС, видимых двумя антеннами, существенно выше, чем каждой из антенн в отдельности, а уровень *GDOP* для спутников, видимых двумя антеннами, не превышает значения 4, тогда как для каждой из антенн на большей части траектории спуска этот уровень существенно превышает допустимое значение (5÷6).

Заметим, что в общем случае целесообразно осуществлять «математическое объединение» измерений НС от всех четырех антенн. Очевидно, что в этом случае реализуются условия с точки зрения видимости НС для формирования КСВ с высокой точностью.

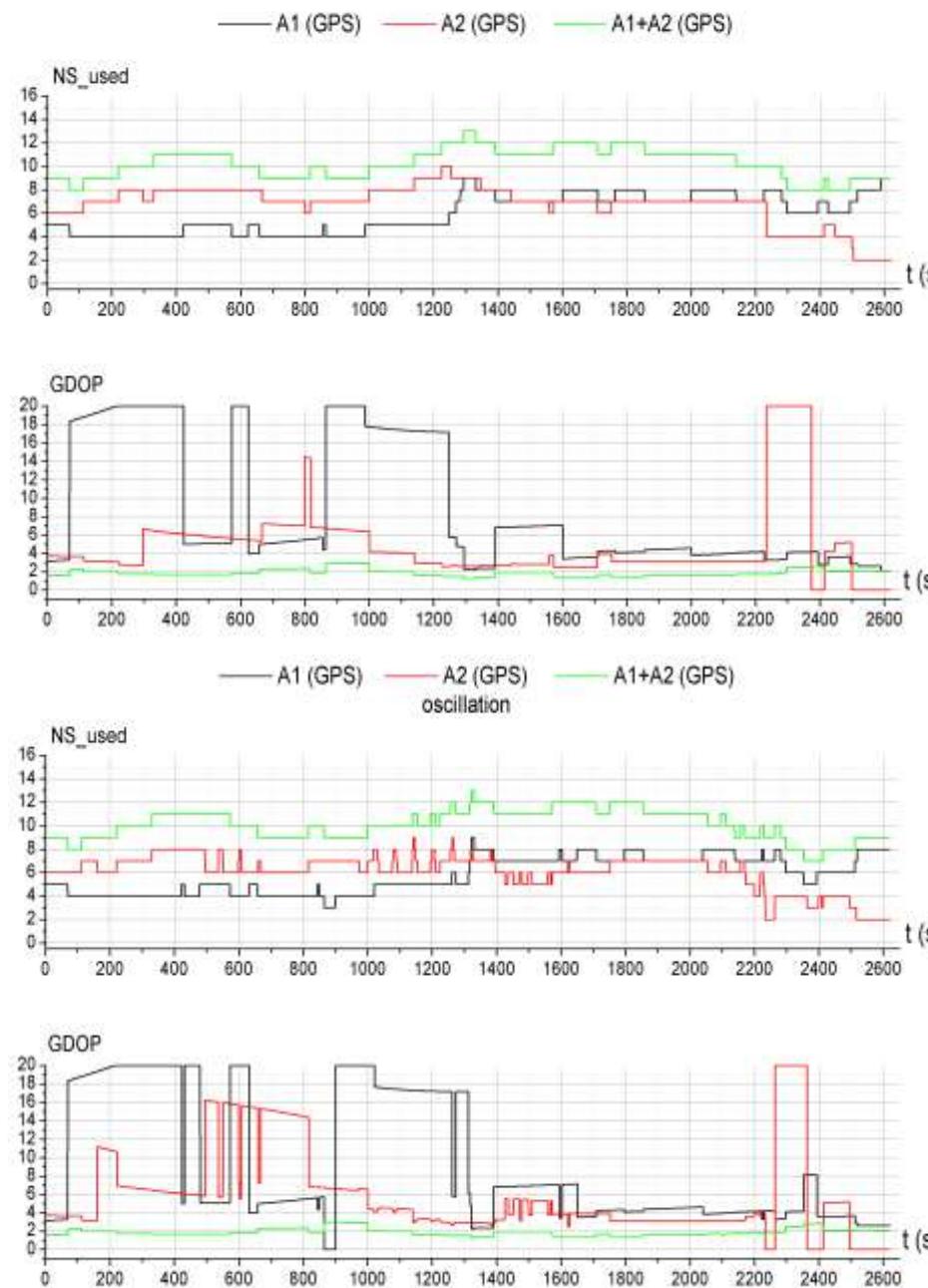


Рис. 4.12 Графики числа видимых НС и уровень $GDOP$ для антенн A1, A2 и A1+A2 в режиме *GPS*.

Таким образом, в состав АСН, обеспечивающей навигацию СА при спуске, должен входить процессор вторичной обработки измерений от двух навигационных приемников, обеспечивающий определение векторов координат и скорости по «сырым» измерениям от всех четырех антенн. Однако обеспечение видимости НС антеннами АСН необходимо, но недостаточно для решения задачи. Как отмечалось выше, высокая угловая динамика СА приводит к тому, что НС находятся в поле зрения каждой из антенн недостаточное время для гарантированного приема эфемерид. Принятые ранее эфемериды быстро «стареют», их точность оказывается недостаточной для решения навигационной задачи. Однако в главе 5 Книги 1 настоящего курса лекций был рассмотрен метод обработки эфемерид, позволяющий продлить их «время жизни» до суток. В этом случае до начала спуска в АСН СА могут быть сформированы с необходимой точностью эфемериды всех НС. Наличие эфемерид позволяет осуществлять поиск и обработку сигналов НС в «горячем старте», обеспечивающем решение задачи навигации через 5 – 10 сек после попадания НС в поле зрения антennы АСН.

4.4 Обеспечение горячего старта АСН

В предыдущем разделе было показано, что математическое объединение рассмотренных четырех антенн обеспечит необходимую видимость НС на всех участках спуска. Однако для обеспечения возможности решения навигационной задачи в условиях высокой угловой динамики СА необходима реализация горячего старта АСН. Однако не только высокая угловая динамика СА обуславливает необходимость реализации «горячего» старта АСН при спуске в атмосфере. Рассмотрим еще одну из существенных причин, обуславливающих это требование.

Одной из основных проблем навигационного обеспечения спуска КА в атмосфере по измерениям АСН является наличие «зоны плазмы» на основном наиболее эффективном с точки зрения возможностей управления участке спуска. На этом участке АСН не может осуществлять измерения. Поэтому именно на этом участке накапливаются большие ошибки оценки вектора состояния КА как по движению центра масс, так и по ориентации. После выхода из «зоны плазмы» АСН осуществляет поиск НС, после чего начинают формироваться измерения АСН, определяются текущие ошибки вектора состояния, которые начинают устраняться путем выполнения соответствующих угловых маневров КА. Однако после выхода из «зоны плазмы» запас по управлению, то есть, по возможности устранения текущей ошибки вектора состояния, оказывается малым. Кроме того, этот запас быстро уменьшается по мере завершения спуска. В связи с этим чрезвычайно важно, чтобы после выхода из «зоны плазмы» АСН быстро осуществила поиск сигналов НС и определила текущий вектор состояния. Чем быстрее будет решена эта задача, тем больший запас управления будет иметься к этому времени, тем точнее может быть реализован спуск в целом. Если же поиск сигналов будет выполняться долго, запас управления станет меньше накопленной текущей ошибки вектора состояния, которая не сможет быть устранена на завершающем участке спуска. В результате спуск будет выполнен с большой ошибкой.

В настоящем разделе проведено исследование по количественному определению запаса управления после выхода СА из «зоны плазмы» и по скорости уменьшения этого запаса управления. По результатам исследования определены требования к АСН по времени получения навигационного решения после выхода из «зоны плазмы». Требование к времени получения

навигационного решения определяет особенности, которые должны быть реализованы в АСН, обеспечивающей навигацию СА при спуске.

Строго говоря, необходимо проведение исследования запаса управления как по боковой, так и по продольной дальности. Основной проблемой является обеспечение достаточного запаса управления продольной дальностью. На рис. 4.13 приведена кривая управляемости продольной дальностью для номинальной траектории с углом крена 45° , полученная путем моделирования.

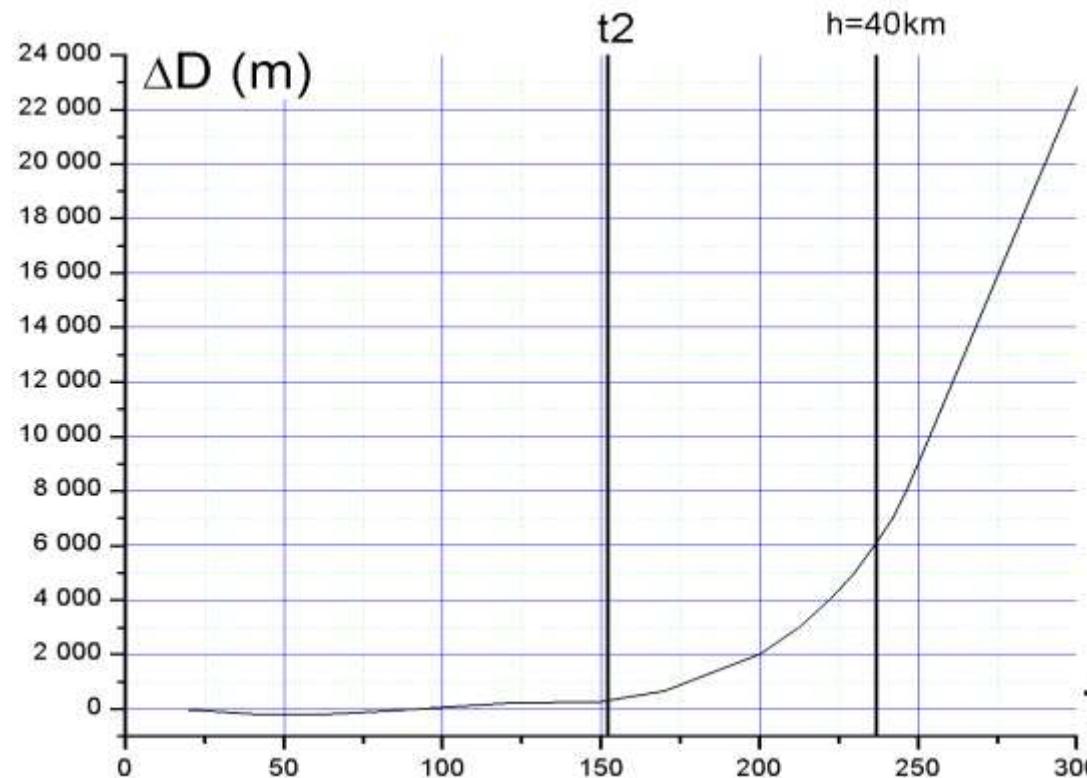


Рис. 4.13 Кривая управляемости продольной дальностью для номинальной траектории с углом крена 45° .

Эта кривая представляет собой график зависимости изменения продольной дальности $\Delta D(t)$, где t - момент изменения модуля угла крена на фиксированную величину (в данном случае

на 10°) и дальнейшего полета с новым значением угла крена (отсчет времени t на графике осуществляется от момента окончания спуска). Кривая $\Delta D(t)$ является важной характеристикой системы управления спуском. Она показывает, как изменится конечная дальность, если в некоторый момент t модуль угла крена изменить на заданную фиксированную величину. При малых углах изменения угла крена изменение продольной дальности зависит линейно от величины изменения угла крена. Например, из графика видно, что при выходе из «зоны плазмы» ($h=40$ км) запас управления составляет 6 км. То есть изменение угла крена на 10° приводит к изменению продольной дальности на 6 км (с учетом знака). Соответственно изменение угла крена на 5° приведет к изменению продольной дальности на 3 км. Приведенный график показывает также, что уже через 20 сек. после выхода из «зоны плазмы» (за 220 сек. до окончания спуска) запас управления снижается с 6 км до 3 км. Это означает, что скорость снижения запаса управления составляет ~ 150 м/сек. Полученный результат демонстрирует цену каждой секунды времени «горячего» старта АСН. Если время «горячего» старта составляет 5 сек., то запас управления за это время уменьшится на 750 м, если 10 сек – запас управления уменьшится на 1,5 км и составит 4,5 км на 10° изменения угла крена. То есть, каждая секунда времени «горячего» старта АСН соответствует 2,5 % запаса управления. Чтобы потеря запаса управления не превышала 15 % от общей величины, время «горячего» старта АСН не должно превышать 7 сек. Это требование достаточно жесткое, для его обеспечения необходима разработка специальных программных, а возможно и аппаратных решений.

Для реализации «горячего» старта АСН должна заранее содержать эфемериды всех НС, так как отсутствует время на прием *broadcast* – эфемерид от спутников. Для этого можно было бы

использовать *broadcast* – эфемериды, принятые ранее на предыдущих витках, прогнозируя их на интервал спуска.

Точность прогноза эфемерид *GPS* и ГЛОНАСС была исследована в главе 5 книги 1 настоящего курса лекций. Обычно прогноз эфемерид в АСН выполняется по алгоритмам, рекомендованным в соответствующих интерфейсных контрольных документах (ИКД). Графики ошибок суточного и трехчасового прогноза эфемерид *GPS*, выполненного по этим алгоритмам от момента t_{0e} , на которое были переданы *broadcast* – эфемериды соответствующих спутников приведены на рис. 4.14 и 4.15.

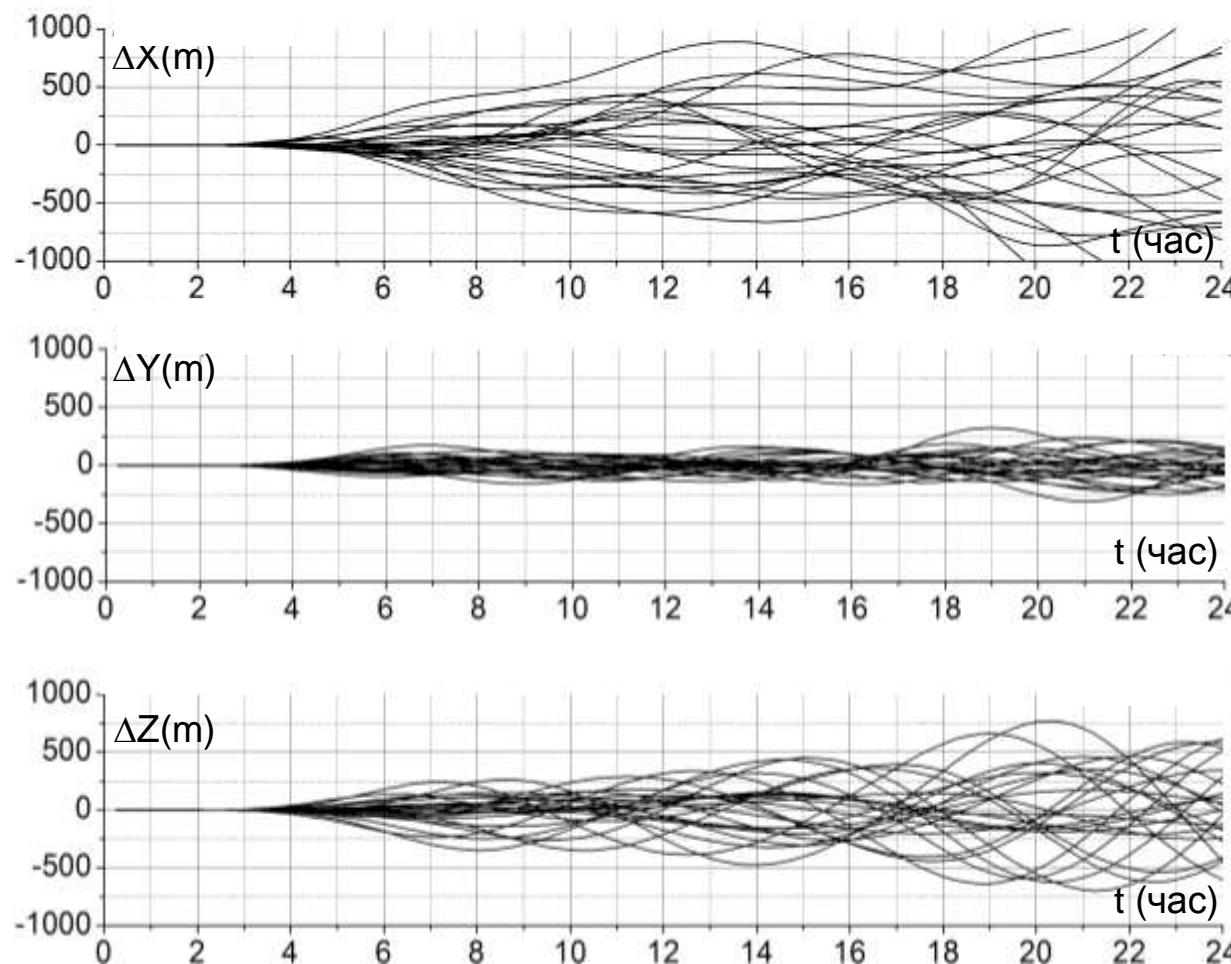


Рис. 4.14 Ошибки суточного прогноза эфемерид *GPS*.

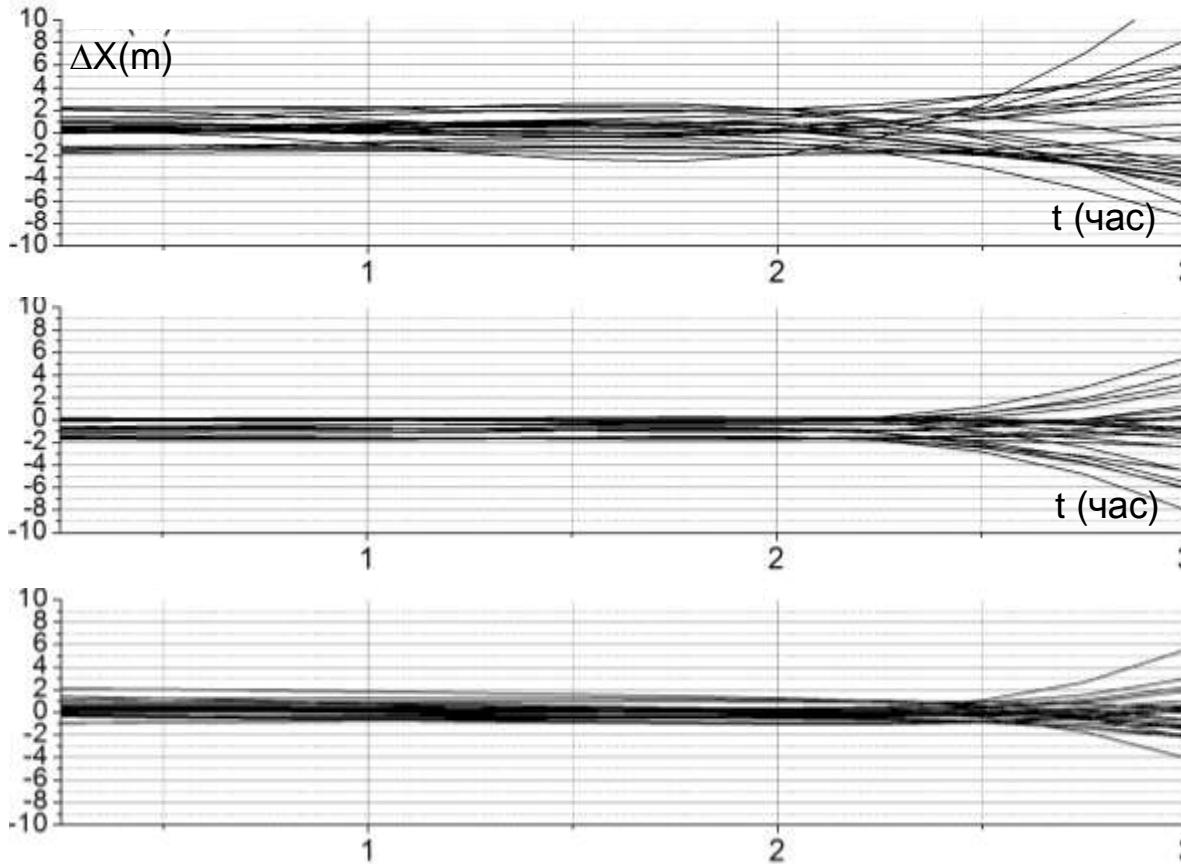


Рис. 4.15 Ошибки трехчасового прогноза эфемерид *GPS*.

Из приведенных графиков следует, что начальные ошибки *broadcast* – эфемерид *GPS* составляют ~ 2 м по продольной дальности и $\sim 1,5$ м по высоте и боковой дальности. Ошибки прогнозируемых эфемерид на интервал 2 часа сохраняют такую же величину. Увеличение интервала прогноза приводит к резкому увеличению ошибок прогнозируемых эфемерид. Через 12 час. от момента t_{0e} ошибки прогноза по продольной дальности достигают 1 км, по высоте – 200 м, по боковой дальности – 500 м.

Похожая картина наблюдается для эфемерид ГЛОНАСС. На рис. 4.16 и 4.17 приведены аналогичные графики ошибок суточного и трехчасового прогноза эфемерид ГЛОНАСС от момента t_b по алгоритмам, рекомендуемым ИКД.

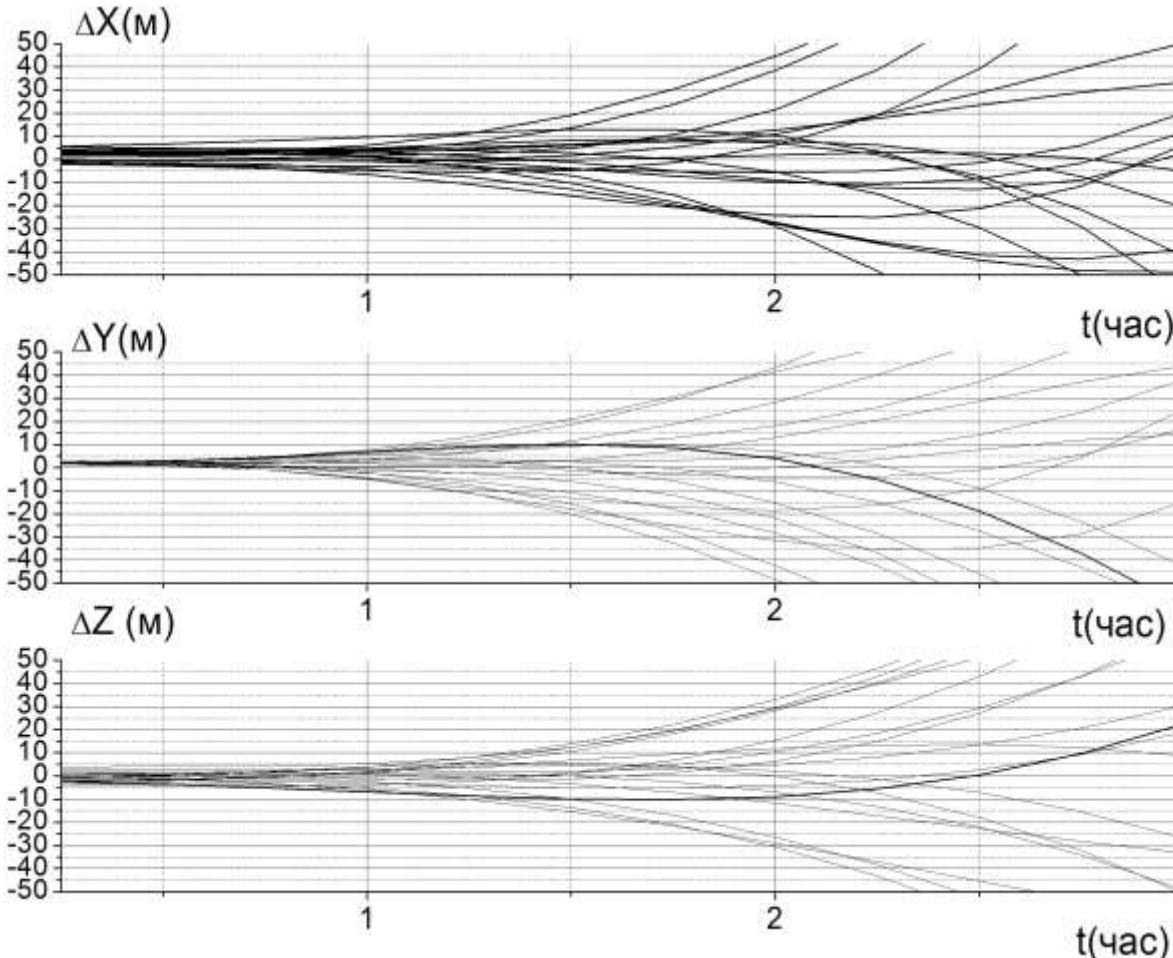


Рис. 4.16 Ошибки трехчасового прогноза эфемерид ГЛОНАСС.

Из приведенных графиков следует, что точность *broadcast* – эфемерид ГЛОНАСС составляет ~5 м по продольной дальности, 3 м по высоте и 5 м по боковой дальности. Эта

точность сохраняется на интервале прогноза до 30 мин., а затем ошибки прогноза резко возрастают. Через 12 час. от момента t_b ошибки по продольной дальности достигают величины 1 км, по высоте и боковой дальности – 150-200 м.

Короткое время жизни эфемерид (2 часа для *GPS* и 0,5 часа для ГЛОНАСС) объясняется прежде всего упрощением рекомендуемых в ИКД алгоритмов прогноза эфемерид для их использования в АСН.

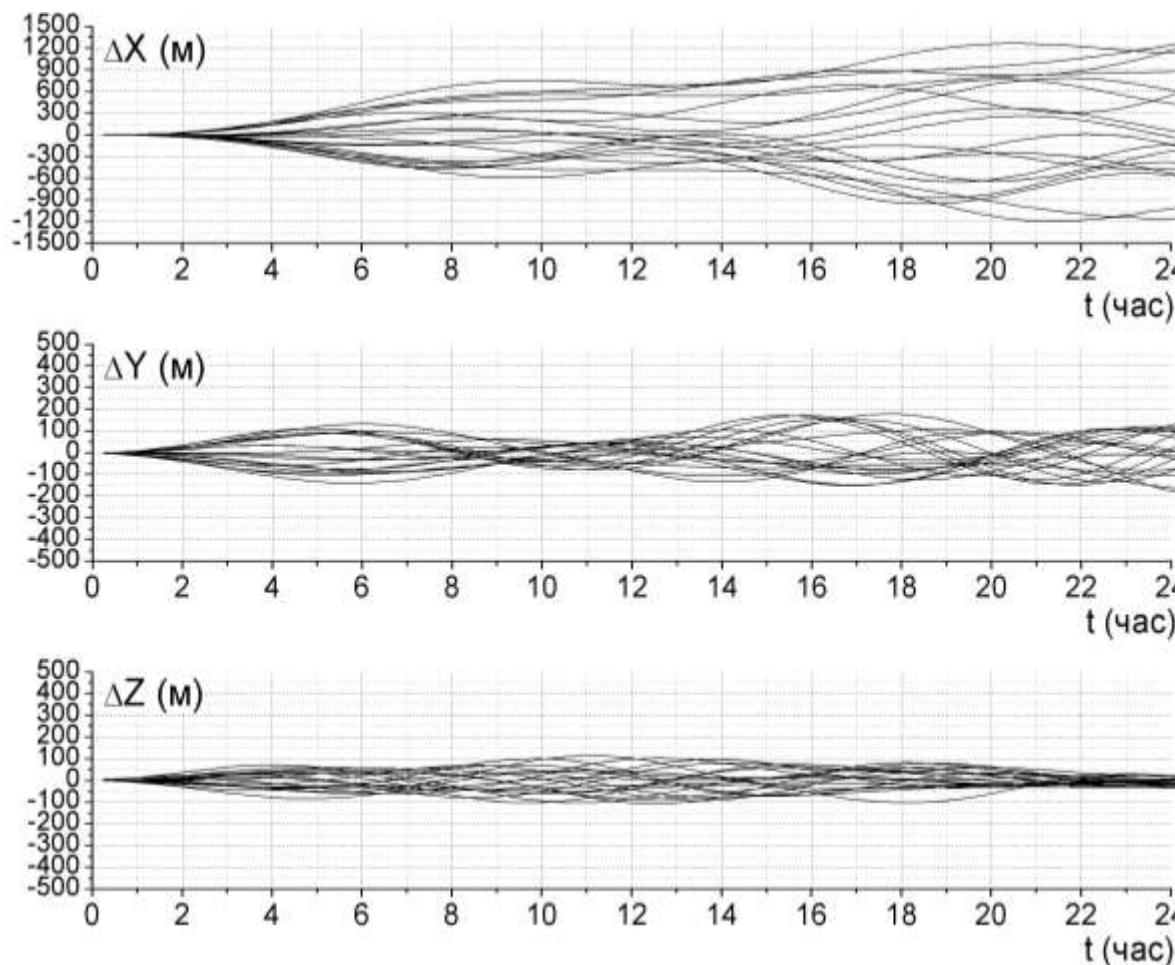


Рис. 4.17 Ошибки суточного прогноза эфемерид ГЛОНАСС.

Эти алгоритмы не учитывают или учитывают упрощенно целый ряд возмущений, существенно влияющих на орбиты НС. Например, гравитационные возмущения в этих алгоритмах учитываются упрощенно, смещение полюса Земли, прецессия и нутация оси вращения Земли или силы солнечного давления вообще не учитываются, хотя они по порядку величины совпадают с гравитационными возмущениями от Солнца. Если прогноз эфемерид делать с учетом этих возмущающих факторов, то его точность существенно возрастает. На рис. 4.18 и 4.19 приведены ошибки суточного прогноза *broadcast* – эфемерид соответственно для *GPS* и ГЛОНАСС с использованием точной модели движения КА. Из приведенных графиков видно, что через 12 час. от времени t_{0e} ошибки прогноза эфемерид *GPS* по продольной дальности составляют 100 м, по высоте – 15 м, по боковой дальности 2 м. Для ГЛОНАСС через 12 часов от времени t_b эти ошибки соответственно составили 200 м, 40 м и 5 м. То есть, для *GPS* точность 12 – часового прогноза повысилась в ~ 10 раз, для ГЛОНАСС ~ 5 раз. Оставшиеся ошибки прогноза обусловлены, в основном, начальными ошибками *broadcast* – эфемерид. Повышение точности *broadcast* – эфемерид может быть достигнуто путем их динамической фильтрации, заключающейся в том, что орбита НС с начальным вектором состояния, полученным по данным *broadcast* – эфемерид, прогнозируется с использованием рассмотренной точной модели движения, а в моменты формирования очередных *broadcast* – эфемерид корректируется по этим эфемеридам.

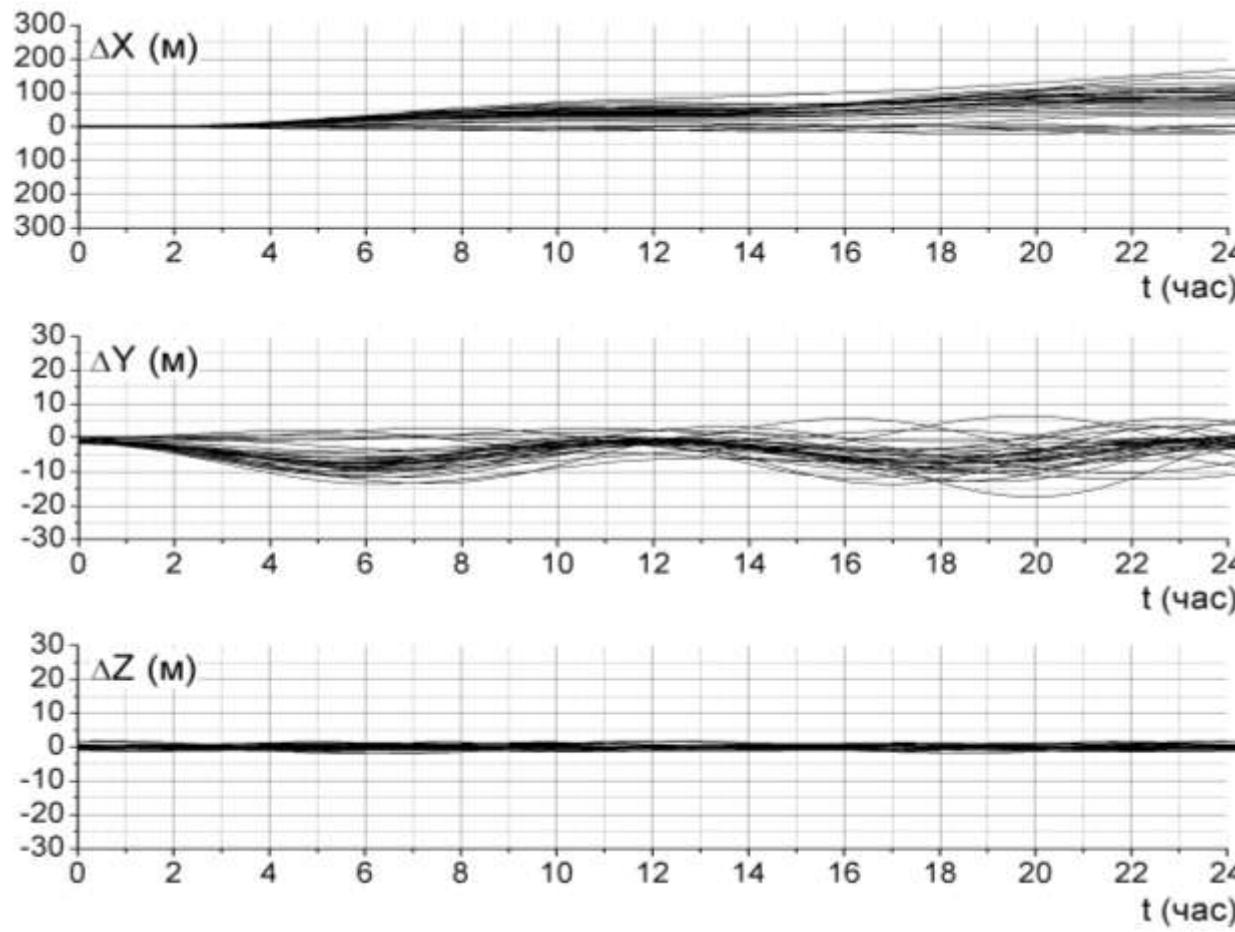


Рис. 4.18 Ошибки суточного прогноза эфемерид *GPS* с использованием точной модели движения КА.

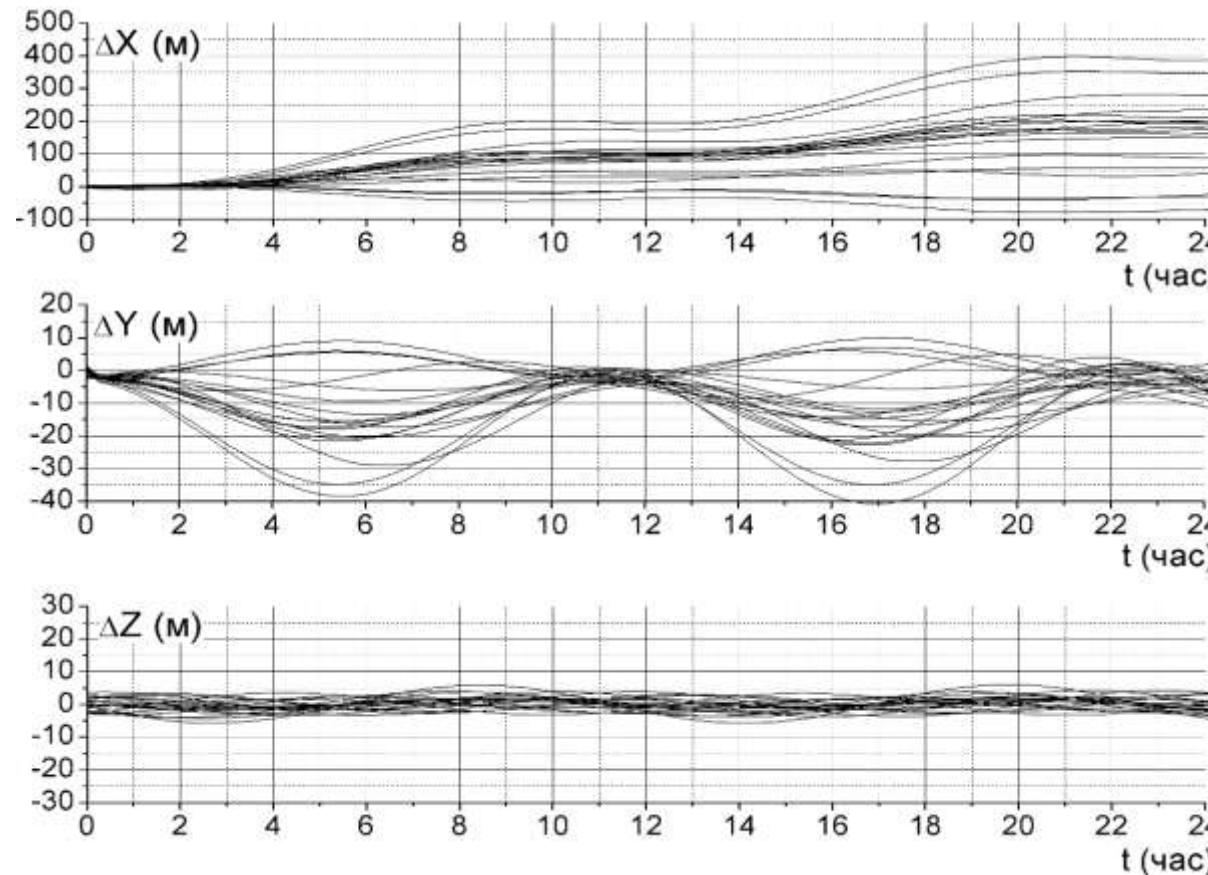


Рис. 4.19 Ошибки суточного прогноза эфемерид ГЛОНАСС с использованием точной модели движения КА.

Алгоритмы коррекции оценок эфемерид по принимаемым от НС *broadcast* – эфемеридам аналогичны алгоритмам коррекции оценки орбиты КА по измеряемым АСН векторам координат, рассмотренным в главе 7 книги 1 настоящего курса лекций. Рекуррентный алгоритм формирования вектора состояния имеет вид:

$$\begin{aligned}
 \bar{P}_{n+1} &= A^T (\bar{\xi}_{un+1} - \hat{\xi}_{n+1}^*), \\
 W_{n+1} &= \lambda^2 B_{nn+1}^{-1T} W_n B_{nn+1}^{-1} + A^T A, \\
 \Delta \bar{\xi}_{n+1}^* &= W_{n+1}^{-1} \bar{P}_{n+1}, \\
 \bar{\xi}_{n+1}^* &= \hat{\xi}_{n+1}^* + \Delta \bar{\xi}_{n+1}^*,
 \end{aligned} \tag{4.1}$$

где $\bar{\xi}_i^*$ - оценка вектора состояния НС на i -м шаге, полученная по серии из i измерений;

$\hat{\xi}_i^*$ - оценка вектора состояния, полученная из $\bar{\xi}_{i-1}^*$ путем прогноза;

W – накапливаемая матрица размерности 6×6 ;

\bar{P} - вектор размерности 6;

A – матрица вида (E, O) , где E, O – соответственно единичная и нулевая матрицы размерности 3×3 ;

$\bar{\xi}_{ui}$ - вектор измерений на i -м шаге размерности 3;

$\hat{\xi}_{ui}^*$ - оценка вектора измерений размерности 3, состоящая из первых трех компонент вектора $\hat{\xi}_i^*$;

λ - компонента $\lambda = \frac{T}{T+1}$, где T – постоянная времени фильтра;

B_{ij} – матрица преобразования ошибок с i -го шага на j -й.

Для повышения быстродействия алгоритма фильтрации целесообразно вектор состояния $\bar{\xi}_i$ представлять в приращениях, т.е.

$$\bar{\xi}_i = \begin{pmatrix} \bar{X}_i \\ \Delta \bar{X}_i \end{pmatrix}, \tag{4.2}$$

где $\Delta\bar{X}_i = \bar{X}_i - \bar{X}_{i-1}$.

В этом случае уравнения прогноза вектора состояния с i -го на $i+1$ -й шаг относительно ГСК будут иметь вид:

$$\begin{aligned}\Delta\bar{X}_{i+1} &= (E + 2\Omega + 2\Omega^2)\Delta\bar{X}_i - (E + \Omega)\Omega^2\bar{X}_i + \\ &\quad + (E + \Omega)\left(1 - \frac{1}{12}\omega_0^2 h^2\right)\bar{a}_i; \\ \bar{X}_{i+1} &= \bar{X}_i + \Delta\bar{X}_{i+1},\end{aligned}\tag{4.3}$$

где $\Omega = h \begin{pmatrix} 0 & \omega_3 & 0 \\ -\omega_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$ - матрица вращения Земли;

\bar{a}_i - суммарный вектор гравитационного и возмущающего ускорений относительно ГСК;
 h – шаг интегрирования.

Матрица B_{ii+1} равна:

$$B_{ii+1} = \begin{pmatrix} \frac{\partial\bar{X}_{i+1}}{\partial\bar{X}_i} & \frac{\partial\bar{X}_{i+1}}{\partial\Delta\bar{X}_i} \\ \frac{\partial\Delta\bar{X}_{i+1}}{\partial\bar{X}_i} & \frac{\partial\Delta\bar{X}_{i+1}}{\partial\Delta\bar{X}_i} \end{pmatrix}.\tag{4.4}$$

B_{ii+1} состоит из четырех матриц размерности 3×3 . Каждая из составляющих матрицы B_{ii+1} легко определяется из уравнения (4.3). Пренебрегая рядом малых членов, получим:

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial \Delta \bar{X}_{i+1}}{\partial \Delta \bar{X}_i} &= (E + 2\Omega), \\
 \frac{\partial \Delta \bar{X}_{i+1}}{\partial \bar{X}_i} &= -\Omega^2 - \omega_0^2 \left(E - 3 \frac{\bar{X}_i \bar{X}_i^t}{r_i^2} \right), \\
 \frac{\partial \bar{X}_{i+1}}{\partial \bar{X}_i} &= E - \Omega^2 - \omega_0^2 \left(E - 3 \frac{\bar{X}_i \bar{X}_i^t}{r_i^2} \right), \\
 \frac{\partial X_{i+1}}{\partial \Delta X_i} &= (E + 2\Omega).
 \end{aligned} \tag{4.5}$$

Для реализации алгоритма (4.1) необходимо формировать матрицу B_{ii+1}^{-1} . Вычисление обратной матрицы шестого порядка является достаточно длинной операцией. Рассмотрим упрощенный быстрый алгоритм вычисления этой матрицы. Матрица B_{ii+1} может быть представлена в виде:

$$B_{ii+1} = \begin{pmatrix} E & E \\ O & E \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\Omega^2 - \omega_0^2 \left(E - 3 \frac{\bar{X}_i \bar{X}_i^T}{r_i^2} \right) & 2\Omega \\ -\Omega^2 - \omega_0^2 \left(E - 3 \frac{\bar{X}_i \bar{X}_i^T}{r_i^2} \right) & 2\Omega \end{pmatrix} \tag{4.6}$$

Введем обозначения:

$$B = \begin{pmatrix} E & E \\ O & E \end{pmatrix}; \quad \delta B = \begin{pmatrix} -\Omega^2 - \omega_0^2 \left(E - 3 \frac{\bar{X}_i X_i^T}{r_i^2} \right) & 2\Omega \\ -\Omega^2 - \omega_0^2 \left(E - 3 \frac{\bar{X}_i \bar{X}_i^T}{r_i^2} \right) & 2\Omega \end{pmatrix} \quad (4.7)$$

Тогда матрицу B_{ii+1} можно представить в виде:

$$B_{ii+1} = (B + \delta B) = B(E + B^{-1}\delta B), \quad (4.8)$$

тогда

$$B_{ii+1}^{-1} = (E + B^{-1}\delta B)^{-1} B^{-1} = (E - B^{-1}\delta B + B^{-1}\delta B B B^{-1}\delta B) B^{-1} \quad (4.9)$$

Легко убедиться, что $B^{-1} = \begin{pmatrix} E & -E \\ O & E \end{pmatrix}$. По формуле (4.9) легко получить матрицу B_{ii+1}^{-1} без громоздких вычислений обратной матрицы по стандартным алгоритмам.

Алгоритмы (4.1) – (4.9) позволяют формировать оценку эфемерид НС *GPS* и ГЛОНАСС, корректируемую по соответствующим *broadcast* – эфемеридам. Эта коррекция осуществляется, когда происходит обновление *broadcast* – эфемерид. Для *GPS* это обновление происходит раз в 2 часа, для ГЛОНАСС – каждые 30 мин. На интервалах отсутствия обновлений эфемерид в соответствии с алгоритмом (4.1) осуществляется накопление матрицы W и прогноз вектора $\hat{\xi}_i^*$ без вычислений $\Delta\bar{\xi}_i^*$.

Выполнение динамической фильтрации эфемерид обеспечивает дополнительное повышение их точности. На рис. 4.20, 4.21 приведены графики ошибок суточного прогноза эфемерид *GPS* и ГЛОНАСС, выполняемого с использованием точной модели движения КА и предварительной фильтрацией *broadcast* – эфемерид по рассмотренным выше алгоритмам

динамической фильтрации. Из приведенных графиков видно значительное повышение точности прогноза НС по сравнению с прогнозом, выполненным без предварительной динамической фильтрации *broadcast* – эфемерид

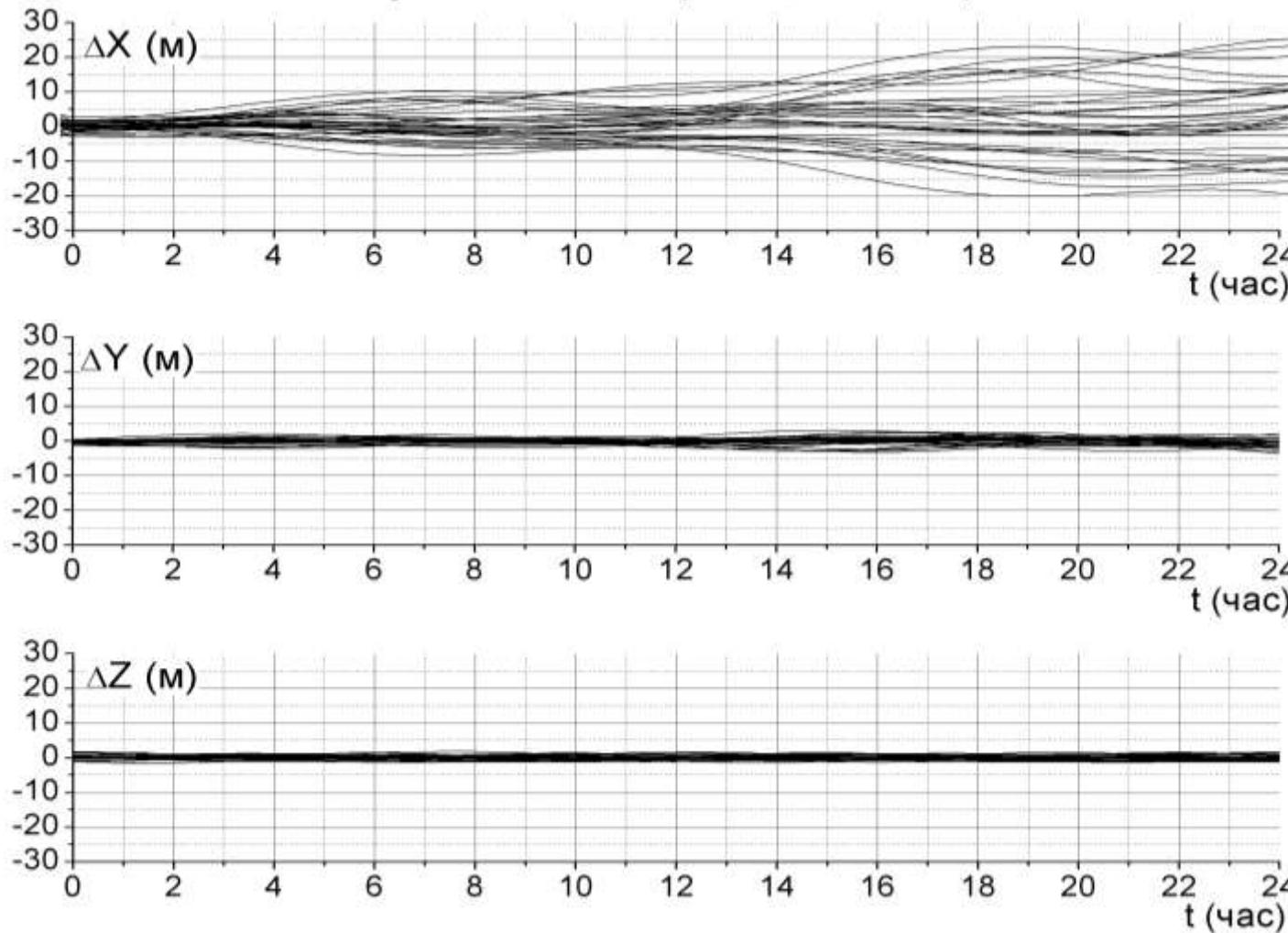


Рис. 4.20 Суточный прогноз эфемерид GPS с использованием точной модели движения КА и предварительной фильтрацией *broadcast* эфемерид.

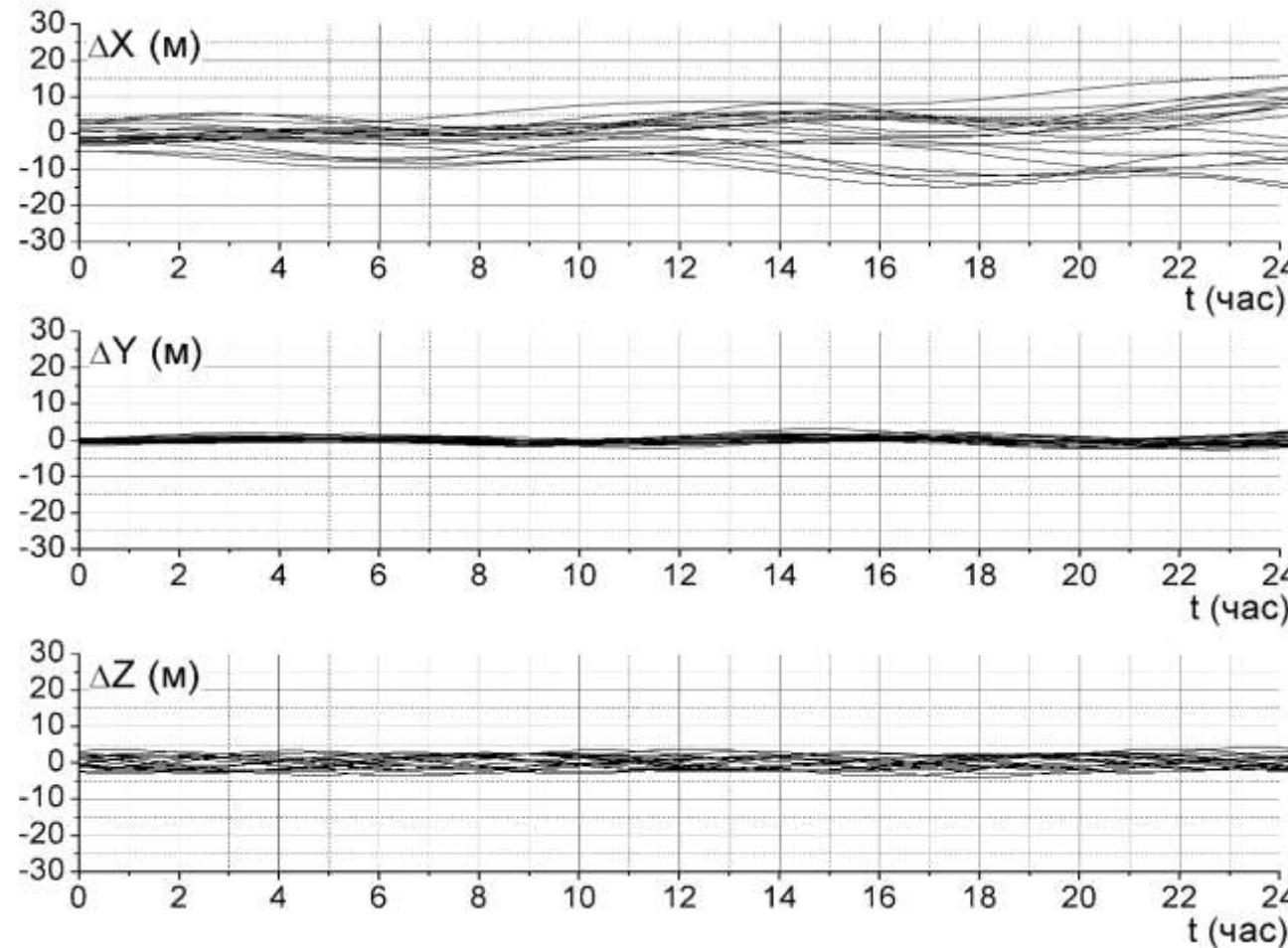


Рис. 4.21 Суточный прогноз эфемерид ГЛОНАСС с использованием точной модели движения КА и предварительной фильтрацией *broadcast* эфемерид.

Для *GPS* точность по продольной дальности повысилась с 160 м до 30 м, по вертикали – с 15 до 10 м. Для ГЛОНАСС по продольной дальности точность повысилась с 400м до 25м, по вертикали – с 40 м до 10 м.

Для формирования высокоточных эфемерид путем динамической фильтрации *broadcast* – эфемерид требуется время. Однако, как правило, спуск кораблей «Союз» и «Прогресс» начинает

выполняться сразу после отстыковки от МКС. Времени нахождения КА в свободном полете недостаточно для формирования точных эфемерид. Поэтому динамическую фильтрацию эфемерид необходимо начинать еще до отстыковки от МКС, когда КА находится в составе станции.

4.5 Уточнение ориентации СА по измерениям АСН

Основой системы управления спуском СА является БИНС, включающая систему датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометров. Интегрирование кинематических уравнений с использованием измерений ДУС обеспечивает знание ориентации СА в процессе спуска, а интегрирование уравнений движения центра масс СА с учетом измерений акселерометров обеспечивает формирование оценки вектора состояния СА – векторов координат и скорости центра масс СА относительно ГСК. Ошибки измерений ДУС и акселерометров обуславливают соответствующие составляющие ошибок вектора состояния. Однако основными составляющими формируемой оценки вектора состояния СА являются ошибки, обусловленные начальной привязкой осей БИНС по ориентации и начальными ошибками вектора состояния.

Начальная привязка осей БИНС по ориентации определяется точностью знания ориентации СА в момент начала работы БИНС. На кораблях «Союз» и «Прогресс» ориентация определяется с помощью датчика вертикали с точностью $\sim 1^\circ$. Из-за уходов ДУС эта точность ухудшается со временем, и к моменту входа СА в атмосферу ошибки ориентации могут достигать величины $\sim 1,5^\circ$. Именно эта ошибка ориентации вносит основной вклад в ошибку точки приземления СА.

Другой составляющей ошибки оценки вектора состояния СА, существенно влияющей на точность посадки, является ошибка знания орбиты СА перед спуском. Начальная ошибка вектора состояния СА в процессе интегрирования уравнений движения возрастает и, в конечном итоге, приводит к значительному промаху в момент приземления.

Введение АСН в систему управления спуском (СУС) практически сводит к нулю начальную ошибку вектора состояния за счет точного измерения текущих векторов координат и скорости. Уточнение текущего вектора состояния по измерениям АСН непрерывно продолжается до входа СА в «зону плазмы», когда измерения АСН прерываются. В «зоне плазмы» текущий вектор состояния СА оценивается только по измерениям БИНС. При этом начальная ошибка вектора состояния перед входом в «зону плазмы» практически равна нулю благодаря измерениям АСН. Основным источником ошибок формируемого в «зоне плазмы» вектора состояния остается ошибка ориентации БИНС. При большой начальной ошибке ориентации к моменту выхода СА из «зоны плазмы» накапливается значительная ошибка оценки вектора состояния. Выше мы отмечали, что после выхода СА из «зоны плазмы» и уточнения текущего вектора состояния по измерениям АСН остается незначительный запас управления СА, позволяющий скомпенсировать промах по координатам точки посадки величиной ~6 км. Это означает, что для обеспечения точной посадки необходимо, чтобы накопленная в «зоне плазмы» ошибка вектора состояния по координатам не превышала запас управления СУС после выхода из «зоны плазмы». Оценка влияния ошибок ориентации БИНС перед входом СА в атмосферу на точность оценки вектора состояния к моменту завершения спуска была проведена в работе [83]. Зависимость ошибок оценки по координатам к моменту завершения спуска от угловых ошибок БИНС к моменту входа СА в атмосферу приведена в таблице 4.1.

Таблица 4.1

	Продольный промах ΔL_k , км/град	Боковой промах Δl_k , км/град	Ошибка по высоте ΔH_k , км/град
Крен	0,35	15,4	0,72
Тангаж	2,32	0,15	25,5
Рысканье	0,35	19,8	0,1

Из приведенной таблицы, например, следует, что начальная ошибка БИНС по тангажу величиной 1° приводит к ошибке оценки высоты к моменту завершения спуска величиной 25 км, а ошибка 1° по рысканию – к ошибке по боковой дальности 20 км. Основная часть этих ошибок накапливается в «зоне плазмы». Чтобы эта ошибка могла быть скомпенсирована после выхода из «плазмы», необходимо, чтобы ее величина была уменьшена по крайней мере, в несколько раз. Для этого необходимо повысить точность знания ориентации БИНС перед входом в «зону плазмы». Такая возможность обеспечивается совместными измерениями БИНС и АСН. Рассмотрим принцип уточнения ориентации по упомянутым измерениям.

До входа в «зону плазмы» из-за торможения СА в атмосфере накапливается вектор кажущейся скорости (интеграл от аэродинамического ускорения, измеряемого акселерометрами) величиной $25 - 40$ м/с. БИНС формирует оценку вектора кажущейся скорости \bar{V}_k относительно ГСК. Ошибка этой оценки $\Delta \bar{V}_k$ в основном определяется ошибкой ориентации БИНС $\Delta \bar{\varphi}$. Порядок величины ошибки оценки кажущейся скорости определяется по формуле:

$$(\Delta \bar{V}_k) \approx |\bar{V}_k| |\Delta \bar{\varphi}| \quad (4.10)$$

Для величин $|\bar{V}_k| = 25$ м, $(\Delta \bar{\varphi}) = 1^\circ$ ошибка вектора кажущейся скорости будет составлять $\sim 0,5$ м/с.

С другой стороны, вектор кажущейся скорости относительно ГСК, обусловленный аэродинамическим торможением, может быть оценен по измерениям АСН, как разница вектора скорости КСВ и вектора скорости СА, полученного путем интегрирования уравнений движения СА в гравитационном поле Земли без учета аэродинамического торможения. Точность такой оценки составляет ~ 5 см/с, что на порядок меньше ошибки, обусловленной ошибкой ориентации. Это означает, что ошибка ориентации перед входом в «зону плазмы» может быть оценена по измерениям АСН с точностью $\sim 0,1^\circ$. При такой точности ошибки оценки вектора состояния СА после выхода из плазмы будут заведомо меньше запаса управления и могут быть скомпенсированы на конечном участке спуска. Рассмотрим алгоритмы оценки ошибки ориентации СА на участке спуска перед входом в «зону плазмы».

Уравнения движения центра масс СА в атмосфере относительно ИСК, например, относительно системы координат j2000, имеют вид:

$$\begin{aligned}\dot{\bar{X}} &= \bar{V} \\ \dot{\bar{V}} &= \bar{a}_e(\bar{X}) + \bar{a}_a(t)\end{aligned}\tag{4.11}$$

где \bar{X}, \bar{V} – векторы координат и скорости СА относительно ИСК;

$\bar{a}_e(\bar{X})$ – вектор ускорения КА от гравитационного поля Земли;

$\bar{a}_a(t)$ – вектор аэродинамического торможения.

Будем предполагать, что перед входом СА в атмосферу на условной высоте 100 км текущие векторы \bar{X}, \bar{V} были измерены с помощью АСН с достаточно высокой точностью. С высоты 100 км начинается заметное аэродинамическое торможение, которое может быть измерено

акселлерометрами БИНС. Предположим, что измерения БИНС выполняются абсолютно точно, и вектор $\bar{a}_a(t)$ известен. Введём векторы $\bar{X}_1, \bar{V}_1, \bar{X}_2, \bar{V}_2$, определяемые из следующих уравнений:

$$\dot{\bar{X}}_1 = \bar{V}_1, \quad \dot{\bar{V}}_1 = \bar{a}_a(t) \quad (4.12)$$

$$\dot{\bar{X}}_2 = \bar{V}_2, \quad \dot{\bar{V}}_2 = \bar{a}_e(\bar{X}_1 + \bar{X}_2) \quad (4.13)$$

Сложив уравнения (4.12) и (4.13) друг с другом, получим:

$$(\dot{\bar{X}}_1 + \dot{\bar{X}}_2) = (\bar{V}_1 + \bar{V}_2) \quad (4.14)$$

$$(\dot{\bar{V}}_1 + \dot{\bar{V}}_2) = \bar{a}_e(\bar{X}_1 + \bar{X}_2) + \bar{a}_a(t)$$

Сравнив уравнение (4.14) и (4.11) можно констатировать, что

$$\begin{aligned} \bar{X} &= \bar{X}_1 + \bar{X}_2 \\ \bar{V} &= \bar{V}_1 + \bar{V}_2 \end{aligned} \quad (4.15)$$

Интегрирование уравнений (4.12) позволяет независимо формировать векторы \bar{X}_1 и \bar{V}_1 , после чего интегрированием уравнений (4.13) обеспечивается формирование векторов \bar{X}_2, \bar{V}_2 , и, соответственно, векторов \bar{X}, \bar{V} .

Для решения уравнений (4.12) необходимо определить вектор аэродинамического торможения относительно ИСК. Эту задачу решает БИНС. В идеале БИНС измеряет в реальном времени торможение СА относительно ССК, а также осуществляет формирование матрицы перехода от некоторой инерциальной системы координат, называемой ИСК БИНС, к ССК. ИСК БИНС представляет собой инерциальную систему координат, совпадавшую с ССК в момент t_0 начала интегрирования уравнений углового движения. Для того, чтобы определить матрицу перехода от ССК к какой-либо общепринятой системе координат, например, к ИСК $j2000$, в

момент t_0 обеспечивают ориентацию КА, в которой известен переход от ИСК $j2000$ к ИСК БИНС. Например, в момент t_0 обеспечивается орбитальная ориентация СА. При известных параметрах орбиты на момент t_0 можно рассчитать матрицу перехода от ОСК к ИСК $j2000$, тем самым определив переход от ИСК $j2000$ к ИСК БИНС. Тогда матрица перехода от ИСК $j2000$ к ССК будет равна:

$$A_{j2000-\text{ССК}} = A_{\text{БИНС-ССК}} A_{j2000-\text{БИНС}} \quad (4.16)$$

При этом $A_{j2000-\text{БИНС}}$ является постоянной матрицей, а $A_{\text{БИНС-ССК}}$ – переменная матрица, формируемая БИНС. Изменяется она по мере углового вращения СА. В реальности обе матрицы $A_{j2000-\text{БИНС}}$ и $A_{\text{БИНС-ССК}}$ формируются с некоторыми ошибками. Ошибки матрицы $A_{\text{БИНС-ССК}}$ обусловлены ошибками измерений угловой скорости СА датчиками угловой скорости и ошибками интегрирования кинематических уравнений. Однако учитывая, что длительность прохождения интересующего нас участка спуска в «зоне плазмы», где отсутствуют измерения АСН, является достаточно короткой и составляет ~ 300 с, эти ошибки измерений не успевают накапливаться и являются малыми. Например, при угловом дрейфе БИНС $0,3^\circ/\text{час}$, за 300 с ошибка угла, обусловленная дрейфом, не превысит величины $0,03^\circ$. Учитывая, что нашей целью является уточнение углового положения БИНС с точностью $\sim 0,1^\circ$, будем считать, что измерения БИНС идеальны, а её угловую ошибку определяет ошибка матрицы начального углового положения БИНС $A_{j2000-\text{БИНС}}$. Ошибка этой матрицы определяется с точностью начальной привязки ИСК БИНС к ИСК $j2000$ и величиной дрейфа БИНС за время от момента привязки до входа СА в атмосферу на условной высоте 100 км.

Как отмечалось выше, точность начальной привязки ИСК БИНС на кораблях типа «Союз» и «Прогресс» составляет $\sim 1^\circ$. После выполнения привязки ориентация СА определяется по измерениям БИНС. Длительность интервала от момента привязки БИНС до входа в атмосферу

может составлять $0,5 \div 1$ час. За это время точность привязки ИСК БИНС может заметно ухудшиться, и угловая ошибка может достигать величины $\sim 1,5^\circ$. С учетом этой ошибки равенство (4.16) может быть представлено в виде:

$$A_{j2000-ССК} = A_{БИНС-ССК} \Delta A_{БИНС} A_{j2000-БИНС} \quad (4.17)$$

где $\Delta A_{БИНС}$ – неизвестная матрица малого поворота ошибки привязки ИСК БИНС к ИСК $j2000$ в момент t_0 входа СА в атмосферу.

Именно эту матрицу необходимо определить по измерениям АСН на начальном участке спуска СА в атмосфере. Измерения должны проводиться вплоть до входа СА в «зону плазмы». После определения матрицы $\Delta A_{БИНС}$ дальнейший прогноз движения СА в «зоне плазмы» осуществляется с учетом этой матрицы.

Матрица $A_{j2000-ССК}$ дает возможность преобразовать измеряемый БИНС в осях ССК вектор ускорения $\bar{a}_{ССК}$ в ИСК $j2000$:

$$\bar{a}_a = A_{j2000-БИНС}^T \Delta A_{БИНС}^T A_{БИНС-ССК}^T \bar{a}_{ССК} \quad (4.18)$$

Из уравнения (4.12) и равенства (4.18) можно получить составляющую вектора скорости \bar{V}_1 :

$$\bar{V}_1 = A_{j2000-БИНС}^T \Delta A_{БИНС}^T \int_{t_0}^t A_{БИНС-ССК}^T \bar{a}_{ССК} dt \quad (4.19)$$

В равенстве (4.19) матрица $\Delta A_{БИНС}$ является неизвестной. Для формирования составляющей вектора скорости \bar{V}_2 необходимо решить систему уравнений (4.12), (4.13). Можно сказать, что это решение практически не зависит от матрицы малого разворота $\Delta A_{БИНС}$. Поэтому при формировании вектора $\bar{a}_a (\bar{X}_1 + \bar{X}_2)$ этой матрицей можно пренебречь. Тогда:

$$\begin{aligned}\bar{V}_1 &= A_{j2000-\text{БИНС}}^T \int_{t_0}^t A_{\text{БИНС-ССК}} \bar{a}_{\text{ССК}} dt \\ \bar{X}_1 &= \int_{t_0}^t \bar{V}_1 dt\end{aligned}\tag{4.20}$$

Далее, с учетом вектора \bar{X}_1 , интегрируется система уравнений (4.13), описывающая движение КА в гравитационном поле Земли без учета аэродинамики, влияние которой описывает вектор \bar{X}_1 . После формирования вектора \bar{V}_2 формируется вектор скорости СА относительно ИСС $j2000$:

$$\bar{V} = \bar{V}_1 + \bar{V}_2, \tag{4.21}$$

где \bar{V}_1 определяется соотношением (4.19) и содержит неизвестную матрицу малого поворота $\Delta A_{\text{БИНС}}$.

Для определения матрицы $\Delta A_{\text{БИНС}}$ полученный вектор \bar{V} сравнивается с измеренным АСН вектором скорости, преобразованным в ИСК $j2000$:

$$\bar{V}_H = A_{j2000-\Gamma CC}^T \left[\bar{V}_{ACH} + [\bar{\omega}_3 \times \bar{X}_{ACH}] \right] \tag{4.22}$$

Введем обозначения:

$$\begin{aligned}\bar{V}_{\text{БИНС}} &= \int_0^t A_{\text{БИНС-ССК}}^T \bar{a}_{\text{ССК}} dt \text{ - вектор кажущейся скорости в осях ИСК БИНС;} \\ \delta A &= \Delta A_{\text{БИНС}} - E = \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix} \text{ - матрица вращения на углы } \varphi_x, \varphi_y, \varphi_z\end{aligned}\tag{4.23}$$

Тогда из равенств (4.19) \div (4.23) получим уравнение для определения матрицы δA :

$$\delta A \cdot \bar{V}_{\text{БИНС}} = A_{j2000-\text{БИНС}} (\bar{V}_I - \bar{V}_1 - \bar{V}_2) \quad (4.24)$$

Обозначим:

$\Delta \bar{V}_a = A_{j2000-\text{БИНС}} (\bar{V}_I - \bar{V}_1 - \bar{V}_2)$ - вектор ошибки кажущейся скорости.

Вектор ошибки кажущейся скорости обусловлен неточностью начальной угловой установки БИНС. Уравнение (4.24) позволяет определить составляющую проекции вектора разворота, нормальную вектору $\Delta \bar{V}_a$. Ошибка вектора угловой установки БИНС вдоль вектора $\Delta \bar{V}_a$ не определяется из-за того, что на участке измерений траектория СА практически прямолинейная. Если бы участок измерений был более длинным и составлял заметную часть дуги, то возможно было бы определить все три угловых поправки. Компоненты искомого вектора разворота определяются из уравнения (4.24):

$$\bar{\varphi}^* = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix} = [\bar{V}_{\text{БИНС}} \times \Delta \bar{V}_a] \frac{|\Delta \bar{V}_a|}{|\bar{V}_{\text{БИНС}}|} \quad (4.25)$$

Решение (4.25) обеспечивает наилучшее приближение оценки угловой поправки ориентации БИНС к истинному значению ошибки ориентации. Найденное решение обеспечивает нулевое значение вектора $\Delta \bar{V}_a$ в момент окончания участка измерений перед входом в «зону плазмы».

По компонентам найденного вектора поправки ориентации БИНС формируется матрица δA и $\Delta A_{\text{БИНС}}$, корректируется матрица начальной установки БИНС по алгоритму:

$$A_{j2000-\text{БИНС}} = \Delta A_{\text{БИНС}} A_{j2000-\text{БИНС}} \quad (4.26)$$

После коррекции матрицы $A_{j2000-\text{БИНС}}$ интегрирование уравнений движения в «зоне плазмы» осуществляется по измерениям БИНС без измерений АЧН. После выхода СА из «зоны плазмы»

прогнозируемый вектор состояния СА передается в АСН в качестве навигационной поддержки для реализации «горячего» старта АСН и обеспечения навигации на завершающем участке спуска.

Рассмотренный выше алгоритм угловой коррекции БИНС по измерениям АСН демонстрирует идеологию реализуемого метода, но на практике даёт значительные ошибки в определении угловых поправок, так как не учитывает дискретность работы АСН и БИНС. Действительно, при реализации алгоритма мы использовали вектор измерений скорости $\Delta\bar{V}_{ACN}$, вектор ускорений \bar{a}_{CCN} , непрерывно изменяющуюся матрицу $A_{БИНС-ССК}$. В реальности АСН измеряет приращения координат за такт работы АСН относительно ГСК, БИНС измеряет приращение кажущейся скорости за такт работы ЦВМ, а матрица $A_{БИНС-ССК}$ дискретно меняется в соответствии с приращениями измерений ДУС за такт работы ЦВМ. Для определения угловых поправок БИНС с высокой точностью необходимо учитывать дискретность формирования указанных параметров, по крайней мере при выполнении их вычислений в ЦВМ КА. Моделирование же движения КА, как линейного, так и углового на наземных стендах может выполняться путем интегрирования уравнений (4.12) и (4.13), например методом Рунге-Кутты четвертого порядка, обеспечивающего высокую точность интегрирования. Сравнивая результаты такого точного моделирования с моделированием работы ЦВМ КА, выполняющей интегрирование уравнений движения СА с учетом дискретности работы АСН и БИНС, можно обеспечивать оценку точности модели ЦВМ КА при реализации различных параметров дискретного интегрирования.

4.5.1 Алгоритмы интегрирования измерений БИНС с учетом дискретности

Как отмечалось выше, уточнение ориентации БИНС по измерения АСН осуществляется путем сравнения вектора скорости СА, полученного интегрированием уравнений движения СА, с вектором скорости, измеренным АСН. Уравнения движения СА включают две компоненты: моделируемое движение под действием гравитационных сил и движение под действием аэродинамических сил измеряемых датчиковой аппаратурой БИНС. В предположении, что основная составляющая ошибки вектора состояния СА, полученного путём интегрирования уравнений движения, обусловлена ошибкой ориентации БИНС перед входом в атмосферу, разность между измеренным и моделируемым векторами состояния позволяет оценить эту ошибку. Для этого интегрирование уравнений движения с учетом дискретности измерений БИНС должно обеспечивать необходимую точность формирования оцениваемых параметров, а сами алгоритмы интегрирования должны требовать минимальные вычислительные ресурсы по быстродействию для обеспечения возможности решения задачи в реальном времени на бортовых вычислительных средствах. В главе 3 Книги 1 настоящего курса лекций был рассмотрен метод интегрирования уравнений движения КА в приращениях с учетом дискретных измерений БИНС. Особенностью этого метода с одной стороны является высокая точность интегрирования, сопоставимая с методом Рунге-Кутты четвертого порядка, при быстродействии, сопоставимым с быстродействием метода Эйлера. С другой стороны – формируемый этим методом вектор состояния КА совпадает с измеряемыми параметрами АСН – вектором координат относительно ГСК и вектором приращения координат за такт измерений. Такое совпадение также ускоряет решение задачи, исключая необходимость дополнительных преобразований сравниваемых параметров. Приведем алгоритмы преобразования вектора состояния КА за шаг интегрирования. В качестве вектора состояния будем рассматривать вектор координат \bar{X}_G относительно ГСК и

его приращение $\Delta\bar{X}_G$ за такт интегрирования. Пусть в момент t_i известен вектор состояния \bar{X}_{Gi} и $\Delta\bar{X}_{Gi}$ на i -м шаге. Согласно формуле (3.65) главы 3 Книги 1 настоящего курса лекций, на $i+1$ шаге вектор состояния будет равен:

$$\Delta\bar{X}_{Gi+1} = \left(E + 2\Omega + \Omega^2 + \frac{4}{3}\Omega^3 \right) \Delta\bar{X}_{Gi} - \left(E + \Omega + \frac{1}{2}\Omega^2 \right) \Omega^2 \bar{X}_{Gi} + \left(E + \Omega + \frac{1}{2}\Omega^2 \right) A_{II-G} \bar{a}, \quad (4.27)$$

$$\bar{X}_{Gi+1} = \bar{X}_{Gi} + \Delta\bar{X}_{Gi+1}$$

где $\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & 0 \\ -\omega_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \Delta t$ – матрица поворота Земли за такт Δt ;

ω_z – скорость вращения Земли.

Вектор \bar{a} , входящий в правую часть равенства (4.27), равен:

$$\bar{a}_i = \bar{a}_{\Gamma i} \Delta t^2 + \bar{a}_{II i} \Delta t^2 + \frac{1}{12} \ddot{\bar{a}}_{\Gamma i} \Delta t^4 + \frac{1}{12} \ddot{\bar{a}}_{II i} \Delta t^4, \quad (4.28)$$

Δt – шаг интегрирования;

$\bar{a}_{\Gamma i}$ – вектор гравитационных сил в момент t_i относительно ИСК;

$\bar{a}_{II i}$ – вектор инерциальных сил (аэродинамических) в момент t_i относительно ИСК;

A_{II-G} – матрица перехода из ИСК в ГСК.

Алгоритм (4.27) позволяет осуществлять интегрирование уравнений движения относительно ГСК с высокой точностью на значительных интервалах времени. Учитывая, что время спуска СА в атмосфере составляет всего 10-15 мин, можно пренебречь малыми членами и привести этот алгоритм к виду:

$$\begin{aligned}\Delta \bar{X}_{Gi+1} &= (E + 2\Omega + \Omega^2) \Delta \bar{X}_{Gi} - (E + \Omega) \Omega^2 \bar{X}_{Gi} + (E + \Omega) A_{i-G} \bar{a}_i \\ \bar{X}_{Gi+1} &= \bar{X}_{Gi} + \Delta \bar{X}_{Gi+1}\end{aligned}\quad (4.29)$$

Для интегрирования уравнения (4.29) необходимо на каждом шаге вычислять вектор A_{i-G} \bar{a}_i . Рассмотрим составляющие вектора \bar{a}_i , относящиеся к гравитационным силам. Вектор гравитационных ускорений \bar{a}_G после умножения на матрицу A_{i-G} будет представлять собой вектор гравитационных ускорений относительно ГСК. Вектор второй производной гравитационных ускорений $\ddot{\bar{a}}_G$, входящий в вектор \bar{a}_i , для околокруговых орбит может быть приближенно представлен в виде:

$$\ddot{\bar{a}}_G = -\omega_0^2 \bar{a}_G, \quad (4.30)$$

$$\text{где } \omega_0^2 = \frac{\mu}{|\bar{X}_G|^3}$$

После умножения на матрицу A_{i-G} эта составляющая будет равна:

$$A_{i-G} \ddot{\bar{a}}_G = -\omega_0^2 A_{i-G} \bar{a}_G. \quad (4.31)$$

Вектор $A_{i-G} \bar{a}_G$ представляет собой вектор гравитационных ускорений относительно ГСК.

Если орбита не является круговой, то вектор $A_{i-G} \ddot{\bar{a}}_G$ необходимо формировать с учетом эллиптичности орбиты по алгоритму:

$$A_{i-G} \ddot{\bar{a}}_G = \omega_0^2 \left(3 \frac{\dot{\bar{X}}_{G0}^2}{r^2} - 2\omega_0^2 - \frac{15\dot{r}^2}{r^2} \right) \bar{X}_G + 6\omega_0^2 \frac{\dot{r}}{r} \dot{\bar{X}}_{G0} \quad (4.32)$$

где \bar{X}_G – вектор текущих координат в ГСК;

$\dot{\bar{X}}_{G0}$ – вектор полной скорости КА в проекциях на ГСК,

равный $\dot{\bar{X}}_{G0} = \dot{\bar{X}}_G + [\bar{\omega}_3 \times \bar{X}_G];$

$$\omega_0^2 = \frac{\mu}{r^3}; \quad r = |\bar{X}_G|; \quad \dot{r} = \frac{\dot{\bar{X}}_G \cdot \bar{X}_G}{r};$$

$\dot{\bar{X}}_G$ – вектор скорости относительно ГСК.

Вектор скорости $\dot{\bar{X}}_G$ может быть выражен через приращение $\Delta\bar{X}_G$ в соответствии с формулой:

$$\dot{\bar{X}}_G = \Delta\bar{X}_G + 0.5 \bar{a}_{GR} \quad (4.33)$$

Составляющие инерциальных сил относительно ИСК БИНС \bar{a}_{IIi} и $\ddot{\bar{a}}_{IIi}$, как было показано в Главе 3 Книги 1 настоящего курса лекций, могут быть выражены через приращения векторов кажущейся скорости $\Delta\bar{V}_i$ относительно ИСК БИНС или ИСК j2000:

$$\begin{aligned} \bar{a}_{IIi}\Delta t &= \frac{\Delta\bar{V}_{i+1} + \Delta\bar{V}_i}{2} - \frac{1}{6}\ddot{\bar{a}}_{IIi}\Delta t^3 \\ \ddot{\bar{a}}_{IIi}\Delta t^3 &= \Delta\bar{V}_{i+1} - 2\Delta\bar{V}_i + \Delta\bar{V}_{i-1}, \end{aligned} \quad (4.34)$$

Откуда:

$$A_{II-Gi} \left(\bar{a}_{IIi} + \frac{1}{12}\ddot{\bar{a}}_{IIi} \right) = A_{II-Gi} \frac{5\Delta\bar{V}_{i+1} + 8\Delta\bar{V}_i - \Delta\bar{V}_{i-1}}{12}, \quad (4.35)$$

где $\Delta\bar{V}_i$ – приращения кажущейся скорости за i -й такт работы АСН в осях ИСК БИНС.

Суммируя сказанное, для начального участка полёта СА в атмосфере, когда угол наклона траектории мал, уравнения движения СА относительно ГСК с учетом измерений БИНС будут иметь вид:

$$\begin{aligned}\Delta \bar{X}_{Gi+1} = & \left(E + 2\Omega + \Omega^2 \right) \Delta \bar{X}_{Gi} - (E + \Omega) \Omega^2 \bar{X}_{Gi} + \\ & + (E + \Omega) \left[\left(1 - \frac{1}{12} \omega_0^2 \Delta t^2 \right) \bar{a}_{\Gamma_i} \Delta t^2 + A_{i-\Gamma} \frac{5\Delta \bar{V}_{ii+1} + 8\Delta \bar{V}_{ii} - \Delta \bar{V}_{ii-1}}{12} \Delta t \right]; \\ \bar{X}_{Gi+1} = & \bar{X}_{Gi} + \Delta \bar{X}_{Gi+1},\end{aligned}\quad (4.36)$$

где $\Delta \bar{V}_{ii}$ – вектор приращения кажущейся скорости СА за i -й такт работы АСН в осях ИСК $j2000$;

$A_{i-\Gamma}$ – матрица перехода от ИСК $j2000$ к ГСК.

Вектор приращений кажущейся скорости $\Delta \bar{V}_{ii}$ формируется по измерениям БИНС, которые, как правило, для повышения точности выполняются с другим более мелким шагом. Например, в ЦВМ КА «Союз» и «Прогресс» эти измерения выполняются с шагом 200 мс, тогда как измерения АСН выполняются с шагом 1 Гц. Измерения в БИНС выполняются двух типов:

- измерения датчиков угловой скорости (ДУС);
- измерения акселерометров.

ДУСы измеряют интегралы от проекции абсолютной угловой скорости КА на ось чувствительности ДУС за такт измерений. Оси чувствительности ДУС могут быть по-разному расположены по отношению к осям ССК. Однако, зная компоновку ДУС, можно привести эти измерения к осям ССК. Поэтому будем предполагать, что на каждом j такте в БИНС выполняются измерения приращений углов $\varphi_{xj}, \varphi_{yj}, \varphi_{zj}$ равных:

$$\varphi_{xj} = \int_{t_{j-1}}^{t_j} \omega_x dt \quad \varphi_{yj} = \int_{t_{j-1}}^{t_j} \omega_y dt \quad \varphi_{zj} = \int_{t_{j-1}}^{t_j} \omega_z dt , \quad (4.37)$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекция абсолютной угловой скорости СА на оси ССК.

Введем матрицу поворота СА за такт БИНС:

$$\varphi_j = \begin{pmatrix} 0 & \varphi_{zj} & -\varphi_{yj} \\ -\varphi_{zj} & 0 & \varphi_{xj} \\ \varphi_{yj} & -\varphi_{xj} & 0 \end{pmatrix} \quad (4.38)$$

Пусть также $A_{И-Ci}$ – матрица перехода от ИСК БИНС к ССК в момент t_i . В момент t_0 начала работы БИНС эта матрица равна единичной, а ИСК БИНС совпадает с ССК. Из-за вращения КА на каждом такте матрица $A_{И-C}$ изменяется. В Главе 3 книги 1 настоящего курса лекций получена рекуррентная формула формирования матрицы $A_{И-C}$:

$$A_{И-C_{j+1}} = \left(E + \varphi_{j+1} + \frac{1}{2} \varphi_{j+1}^2 \right) A_{И-C_j} \quad (4.39)$$

Акселерометры БИНС измеряют интегралы от проекции ускорения КА, вызванного аэродинамическими силами, на оси чувствительности соответствующих акселерометров за такт измерений БИНС. Зная компоновку акселерометров относительно ССК, можно привести эти измерения к осям ССК. Поэтому будем предполагать, что на каждом j -м такте измерений БИНС выполняются измерения приращений кажущейся скорости, равные интегралу за время такта от ускорения КА в осях ССК:

$$\Delta \bar{V}_{Ci} = \int_{t_{i-1}}^{f_i} \bar{a}_C(t) dt \quad (4.40)$$

Однако для интегрирования уравнений движения КА, например, в осях ИСК БИНС интерес представляет приращение кажущейся скорости за время такта в осях ИСК БИНС. В Главе 3 книги 1 настоящего курса лекций был получен рекуррентный алгоритм формирования вектора

приращения кажущейся скорости $\Delta\bar{V}_{Ij+1}$ в осях ИСК БИНС за $j+1$ -й такт через приращения кажущейся скорости в осях ИСК БИНС за j -й такт, матрицу A_{II-Cj} на j -м шаге, измерения приращений кажущейся скорости БИНС и измерения матрицы углов поворота φ_j :

$$\Delta\bar{V}_{Ij+1} = \Delta\bar{V}_{Ij} + A_{II-Cj}^T \left[\Delta\bar{V}_{Cj+1} - \Delta\bar{V}_{Cj} - \frac{(\varphi_j + \varphi_{j+1})(\Delta\bar{V}_{Cj+1} + \Delta\bar{V}_{Cj})}{4} \right], \quad (4.41)$$

где матрица A_{II-Cj} вычисляется в соответствии с алгоритмом (4.39).

Векторы $\Delta\bar{V}_{Cj}$ непосредственно меряются акселерометрами БИНС с частотой измерений БИНС. Формула (4.41) определяет вектор приращения кажущейся скорости в ИСК БИНС за такт измерений БИНС. Для интегрирования уравнений движения КА в соответствии с алгоритмом (4.36), необходимо определить вектор приращений кажущейся скорости в осях ИСК за время такта измерений АСН, включающего, например k тактов БИНС. В этом случае, просуммировав значения векторов приращений $\Delta\bar{V}_{Ij}$ на малых тактах БИНС от 1 до k , получим значение приращения вектора кажущейся скорости за время такта Δt интегрирования уравнений движения СА:

$$\Delta\bar{V}_I = \sum_{j=1}^k \Delta\bar{V}_{Ij} \quad (4.42)$$

Таким образом, по формулам (4.39, 4.41, 4.42) определяется вектор приращений кажущейся скорости $\Delta\bar{V}_I$ в осях ИСК БИНС. Он входит в правую часть уравнений движения (4.36).

4.5.2 Алгоритмы уточнения ориентации по измерениям БИНС с учетом дискретности измерений

Формируемые по алгоритмам (4.41), (4.42) векторы приращений кажущейся скорости на момент t_i i -го такта измерений АСН относятся к ИСК БИНС. Матрица $A_{II-\Gamma}$, входящая в правую часть первого уравнения (4.36), преобразует векторы приращений кажущейся скорости к осям ГСК. Эта матрица может быть представлена в виде:

$$A_{II-\Gamma} = A_{j2000-\Gamma} A_{II-j2000} \quad (4.43)$$

$A_{II-j2000}$ – матрица перехода от ИСК БИНС к ИСК $j2000$;

$A_{j2000-\Gamma}$ – матрица перехода от ИСК $j2000$ к ГСК.

Алгоритмы расчета матрицы $A_{j2000-\Gamma}$ детально рассматривался в Главе 1 книги 1 настоящего курса лекций. Было показано, что эта матрица может быть определена с высокой точностью, превышающей 1''. Матрица $A_{II-j2000}$ должна быть измерена с использованием датчиков системы ориентации КА. Из-за ошибок измерений эта матрица определяется с ошибками и в соответствии с (4.17) может быть представлена в виде:

$$A_{II-j2000} = A_{j2000-\text{БИНС}}^T \Delta A_{\text{БИНС}}^T, \quad (4.44)$$

где $A_{II-j2000}$ – измеренная матрица;

$\Delta A_{\text{БИНС}}$ – ошибка матрицы $A_{j2000-\text{БИНС}}$.

Матрицу $\Delta A_{\text{БИНС}}$ представим в виде:

$$\Delta A_{\text{БИНС}} = E + \delta A_{\text{БИНС}}, \quad (4.45)$$

$$\text{где } \delta A_{\text{БИНС}} = \begin{pmatrix} 0 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 0 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{pmatrix},$$

$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – искомые ошибки ориентации матрицы $A_{j2000\text{-БИНС}}$.

Введем обозначения:

$$\begin{aligned} \bar{a}_i &= \left(1 - \frac{1}{12}\omega_0^2\Delta t^2\right)\bar{a}_{\Gamma i} \\ \Delta \bar{V}_i &= \frac{5\Delta \bar{V}_{ii+1} + 8\Delta \bar{V}_{ii} - \Delta \bar{V}_{ii-1}}{12} \end{aligned} \quad (4.46)$$

Тогда первое уравнение системы (4.36) может быть представлено в виде:

$$(E - \Omega + \Omega^2)\Delta \bar{X}_{Gi+1} - (E + \Omega)\Delta \bar{X}_{Gi} + \Omega^2 \bar{X}_{Gi} - \bar{a}_i \Delta t^2 = A_{i\text{-Г}} \Delta \bar{V}_i \Delta t \quad (4.47)$$

Подставив значение матрицы $A_{i\text{-Г}}$ из выражений (4.43), (4.44), после преобразования получим:

$$A_{j2000\text{-БИНС}} A_{j2000\text{-Г}}^T \left[(E - \Omega + \Omega^2)\Delta \bar{X}_{Gi+1} - (E + \Omega)\Delta \bar{X}_{Gi} + \Omega^2 \bar{X}_{Gi} - \bar{a}_i \Delta t^2 \right] - \Delta \bar{V}_i \Delta t = \delta A_{\text{БИНС}}^T \Delta \bar{V}_i \Delta t \quad (4.48)$$

Уравнение (4.48) представляет собой уравнение i -го измерения системы уравнений для определения искомой матрицы $\delta A_{\text{БИНС}}$. Все остальные величины, входящие в уравнение (4.48), являются либо заведомо известными, либо измеряются АСН или датчиками БИНС. Например, матрица $A_{j2000\text{-Г}}$ рассчитывается на каждый i -й момент времени по известным алгоритмам. Матрица $A_{j2000\text{-БИНС}}$ определяется до входа в атмосферу по измерениям системы ориентации. Матрица Ω – известная матрица вращения Земли. Векторы $\Delta \bar{X}_{Gi}$ и \bar{X}_{Gi} измеряются АСН на

каждом i -м шаге. Вектор $\Delta\bar{V}_i$ определяется по измерениям БИНС в соответствии с проведенными выше алгоритмами.

Введем обозначения:

$$\bar{u}_i = A_{j2000-\text{бинс}} A_{j2000-\Gamma}^T \left[(E - \Omega + \Omega^2) \Delta\bar{X}_{Gi+1} - (E + \Omega) \Delta\bar{X}_{Gi} + \Omega^2 \bar{X}_{Gi} - \bar{a}_i \Delta t^2 \right] - \Delta\bar{V}_i \Delta t \quad \text{трехмерный}$$

вектор i измерения.

Тогда уравнение (4.48) запишется в виде:

$$\bar{u}_i = \delta A_{\text{бинс}}^T \Delta\bar{V}_i \Delta t \quad (4.49)$$

Для серии из n измерений можно записать систему уравнений:

$$\begin{aligned} \bar{u}_i &= \delta A_{\text{бинс}}^T \Delta\bar{V}_i \Delta t \\ &\cdots \\ \bar{u}_n &= \delta A_{\text{бинс}}^T \Delta\bar{V}_n \Delta t \end{aligned} \quad (4.50)$$

Вектор $\Delta\bar{V}_i$ в правой части уравнений (4.50) представляет собой вектор приращения кажущейся скорости на i -м шаге измерений относительно ИСК БИНС. На коротком начальном участке спуска до входа в «зону плазмы» (длительностью ~ 100 с) все эти векторы практически параллельны друг другу. В этом случае не могут быть определены все составляющие матрицы δA , а только составляющая вектора разворота нормальная вектору $\Delta\bar{V}_i$. Для определения этой составляющей просуммируем все уравнения системы (4.50). Получим уравнение:

$$\bar{U} = \delta A_{\text{бинс}}^T \Delta\bar{V}, \quad (4.51)$$

$$\bar{U} = \sum_{i=1}^n \bar{u}_i$$

где

$$\Delta \bar{V} = \sum_{i=1}^n \Delta \bar{V}_i \Delta t$$

Матрица $\delta A_{\text{бинс}}^T$ представляет собой матрицу вращения вектора $\Delta \bar{V}$ с вектором разворота

$$\bar{\varphi} = \begin{pmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{pmatrix}.$$

Уравнение (4.51) позволяет определить составляющую этого вектора на плоскость, нормальную вектору $\Delta \bar{V}$. Матрица $\delta A_{\text{бинс}}^T$ представляет собой матрицу малого поворота вектора $\Delta \bar{V}$, преобразуя вектор $\Delta \bar{V}$ в малый вектор \bar{U} , нормальный вектору $\Delta \bar{V}$. Вектор \bar{U} получен суммированием векторов \bar{u}_i , каждый из которых измерен с некоторой ошибкой. В результате полученный путем суммирования векторов \bar{u}_i вектор \bar{U} может оказаться ненормальным по отношению к вектору $\Delta \bar{V}$. При этом проекция вектора \bar{U} на вектор $\Delta \bar{V}$ является очевидной ошибкой измерения.

Для повышения точности вектора \bar{U} исключим эту ошибку, выделив из вектора \bar{U} составляющую, нормальную вектору $\Delta \bar{V}$:

$$\bar{U}^* = \bar{U} - \frac{\Delta \bar{V}}{|\Delta \bar{V}|} \cdot \frac{\bar{U} \cdot \Delta \bar{V}}{|\Delta \bar{V}|} \quad (4.52)$$

Составляющая вектора разворота $\bar{\varphi}^*$ на плоскость, нормальную вектору $\Delta \bar{V}$ будет равна:

$$\bar{\varphi}^* = \frac{[\Delta\bar{V} \times \bar{U}^*]}{|\Delta\bar{V}| \cdot |\bar{U}^*|} \quad (4.53)$$

Получив вектор $\bar{\varphi}^*$, составляем соответственно матрицы $\delta A_{\text{бинс}}$ и $\Delta A_{\text{бинс}}$ и уточняем матрицу $A_{j2000\text{-бинс}}$ по формуле:

$$A_{j2000\text{-бинс}} = \Delta A_{\text{бинс}} A_{j2000\text{-бинс}} \quad (4.54)$$

После уточнения матрицы $A_{j2000\text{-бинс}}$ дальнейшее интегрирование уравнений движения в «зоне плазмы» выполняется с использованием уточненной матрицы. Так как рассмотренный метод определения матрицы $\Delta A_{\text{бинс}}$ не обеспечил определение составляющей вектора ошибки ориентации параллельной вектору кажущейся скорости $\Delta\bar{V}$, нескомпенсированная составляющая ошибки ориентации приведет к ошибке прогноза вектора состояния СА по измерениям БИНС в «зоне плазмы». Исследование этого вопроса проведено ниже в разделе (4.6) путём моделирования.

4.5.3 Алгоритмы уточнения полной матрицы ориентации перед входом в «зону плазмы»

Ошибка начальной ориентации может быть скомпенсирована полностью, если на начальном участке спуска перед «зоной плазмы» векторы приращения кажущейся скорости $\Delta\bar{V}_i$ были заведомо не параллельны и меняли свое направление в пространстве. Такая ситуация могла бы быть реализована путем закрутки СА по крену. В этом случае векторы $\bar{V}_i\Delta t$ описывали бы некоторый конус вокруг вектора скорости СА. В этом случае для решения системы уравнений (4.50) введем обозначения:

$$\Delta \bar{V}_i \Delta t = \begin{pmatrix} \vartheta_{xi} \\ \vartheta_{yi} \\ \vartheta_{zi} \end{pmatrix}$$

$$\vartheta_i = \begin{pmatrix} 0 & \vartheta_{zi} & -\vartheta_{yi} \\ -\vartheta_{zi} & 0 & \vartheta_{xi} \\ \vartheta_{yi} & -\vartheta_{xi} & 0 \end{pmatrix} \quad (4.55)$$

Легко убедиться в справедливости равенства:

$$\delta A_{\text{БИНС}}^T \Delta \bar{V}_i \Delta t = \vartheta_i \bar{\varphi} \quad (4.56)$$

С учетом равенства (4.56) систему уравнений (4.50) можно представить в виде:

$$\begin{aligned} \bar{u}_1 &= \vartheta_1 \Delta \bar{\varphi} \\ &\cdots \\ \bar{u}_n &= \vartheta_n \Delta \bar{\varphi} \end{aligned} \quad (4.57)$$

Введем обозначения:

$$\bar{U} = \begin{pmatrix} \bar{u}_1 \\ \vdots \\ \bar{u}_n \end{pmatrix} \text{ – вектор размерности } 3 \cdot n;$$

$$\vartheta = \begin{pmatrix} \vartheta_1 \\ \vdots \\ \vartheta_n \end{pmatrix} \text{ – матрица размерности } 3n \times 3.$$

В принятых обозначениях система уравнений (4.50) примет вид:

$$\bar{U} = \mathcal{G}\Delta\bar{\varphi} \quad (4.58)$$

Оптимальная оценка искомого вектора $\Delta\bar{\varphi}$, минимизирующая модуль вектора невязки, имеет вид:

$$\Delta\bar{\varphi}^* = (\mathcal{G}^T \mathcal{G})^{-1} \mathcal{G}^T \bar{U} = \left(\sum_{i=1}^n \mathcal{G}_i^T \mathcal{G}_i \right)^{-1} \sum_{i=1}^n \mathcal{G}_i^T \bar{U}_i \quad (4.59)$$

Матрица $\sum_{i=1}^n \mathcal{G}_i^T \mathcal{G}_i$ будет обратаемой, если векторы $\Delta\bar{V}_i$ на рассматриваемом участке траектории не будут параллельны друг другу, что обеспечивается, например, путем закрутки СА по крену. Исследование точности определения полного вектора $\Delta\bar{\varphi}$ при полёте СА с закруткой на начальном участке спуска проведено путем моделирования в разделе 4.6.

4.5.4 Алгоритмы коррекции вектора состояния по измерениям АСН

Формируемая в процессе спуска по алгоритму (4.36) оценка вектора состояния СА в приращениях из-за ошибок прогноза, начального вектора состояния, начальной ориентации, а также ошибок измерений БИНС накапливает ошибки, возрастающие по мере спуска. Наличие в контуре навигации аппаратуры спутниковой навигации позволяет корректировать вектор состояния по измерениям АСН. Учитывая, что вектор состояния СА состоит из вектора текущих координат СА относительно ГСК и приращений этого вектора за такт измерений АСН, а АСН меряет именно эти векторы, то можно предложить простые алгоритмы коррекции вектора состояния, обеспечивающие его приведение к истинному значению с точностью до ошибок измерений АСН.

Ошибки измерений АСН по координатам составляют величину 10 – 20 м, по скорости – от 3 до 5 см/с. Формирование оценки вектора состояния с указанной точностью позволяет обеспечить

управляемый спуск СА до точки раскрытия парашюта с точностью по порядку величины близкой к указанной.

Коррекция вектора состояния может быть обеспечена, например, добавлением к правым частям алгоритма (4.36) корректирующих членов, содержащих измеряемые АСН векторы координат \bar{X}_u и $\Delta\bar{X}_u$:

$$\begin{aligned} \Delta\hat{X}_{Gi+1} &= (E + 2\Omega + \Omega^2)\Delta\bar{X}_{Gi} - (E + \Omega)\Omega^2\bar{X}_{Gi} + \\ &+ (E + \Omega)\left[\left(1 - \frac{1}{12}\omega_0^2\Delta t^2\right)\bar{a}_{\Gamma_i}\Delta t^2 + A_{\text{И-Г}}\frac{5\Delta\bar{V}_{Hi+1} + 8\Delta\bar{V}_{Hi} - \Delta\bar{V}_{Hi-1}}{12}\Delta t\right]; \\ \Delta\bar{X}_{Gi+1} &= \Delta\hat{X}_{Gi+1} + \frac{1}{T}(\Delta\bar{X}_{Hi+1} - \Delta\bar{X}_{Gi+1}); \\ \bar{X}_{Gi+1} &= \bar{X}_{Gi+1} + \Delta\hat{X}_{Gi+1} + \frac{1}{T}(\bar{X}_{Hi+1} - \bar{X}_{Gi+1}), \end{aligned} \quad (4.60)$$

где Т – постоянная времени коррекции.

Алгоритм (4.60) содержит в правой части, формируемой на $i+1$ -м такте, вектор состояния, что создаёт определённые неудобства при реализации алгоритма. Поэтому представим этот алгоритм в более удобном виде:

$$\begin{aligned}
 \Delta\hat{X}_{Gi+1} = & (E + 2\Omega + \Omega^2)\Delta\bar{X}_{Gi} - (E + \Omega)\Omega^2\bar{X}_{Gi} + \\
 & + (E + \Omega) \left[\left(1 - \frac{1}{12}\omega_0^2\Delta t^2 \right) \bar{a}_{\Gamma i}\Delta t^2 + A_{\text{и-г}} \frac{5\Delta\bar{V}_{Ui+1} + 8\Delta\bar{V}_{Ui} - \Delta\bar{V}_{Ui-1}}{12} \Delta t \right]; \\
 \Delta\bar{X}_{Gi+1} = & \frac{T}{T+1}\Delta\hat{X}_{Gi+1} + \frac{1}{T+1}\Delta\bar{X}_{Ui+1}; \\
 \bar{X}_{Gi+1} = & \frac{T}{T+1}(\bar{X}_{Gi} + \Delta\hat{X}_{Gi}) + \frac{1}{T+1}\bar{X}_{Ui+1}.
 \end{aligned} \tag{4.61}$$

Входящая в правую часть алгоритма (4.61) постоянная времени T представляет собой характеристическое время, за которое обеспечивается коррекция ошибки вектора состояния. Для спуска СА в атмосфере величина этой постоянной времени должна лежать в диапазоне $20 \div 30$ с.

4.6 Подготовка летного эксперимента на спускаемом аппарате корабля «Союз» с использованием навигационного модуля АСН-К

На участке спуска штатно АСН предполагается использовать на разрабатываемых перспективных транспортных кораблях нового поколения. Однако наземная отработка такой системы представляет собой сложную проблему ввиду невозможности имитации на Земле летной обстановки, близкой к реальным летным условиям. Поэтому одним из этапов отработки такой системы является проведение летных экспериментов на спускаемых аппаратах (СА) двух кораблей «Союз», которые запланированы на 2018 год. Проведение таких экспериментов требует решения целого ряда технических проблем. Кроме установки навигационного модуля АСН-К в СА и обеспечения интерфейсных связей с ЦВМ КА необходимо установить на внешней поверхности СА антенну с усилителем для приема сигналов НС ГЛОНАСС и *GPS*. Возможность установки новой антенны была полностью исключена, так как она требует доработки герметичного корпуса и теплоизоляции СА. К счастью, на СА (на крышке переходного люка) установлена антenna ГЛОНАСС-*GPS* с устройством усилительным системы «Рассвет-3Б», обеспечивающей поиск экипажа после приземления. В схему системы «Рассвет-3Б» после УУ введен делитель сигнала ДС АСН-К, формирующий из входного СВЧ-сигнала, поступающего от УУ, два одинаковых СВЧ-сигнала, один из которых поступает в систему «Рассвет», а второй в НМ АСН-К. Структурная схема аппаратуры, участвующей в эксперименте во время спуска, приведена на рис. 4.22.

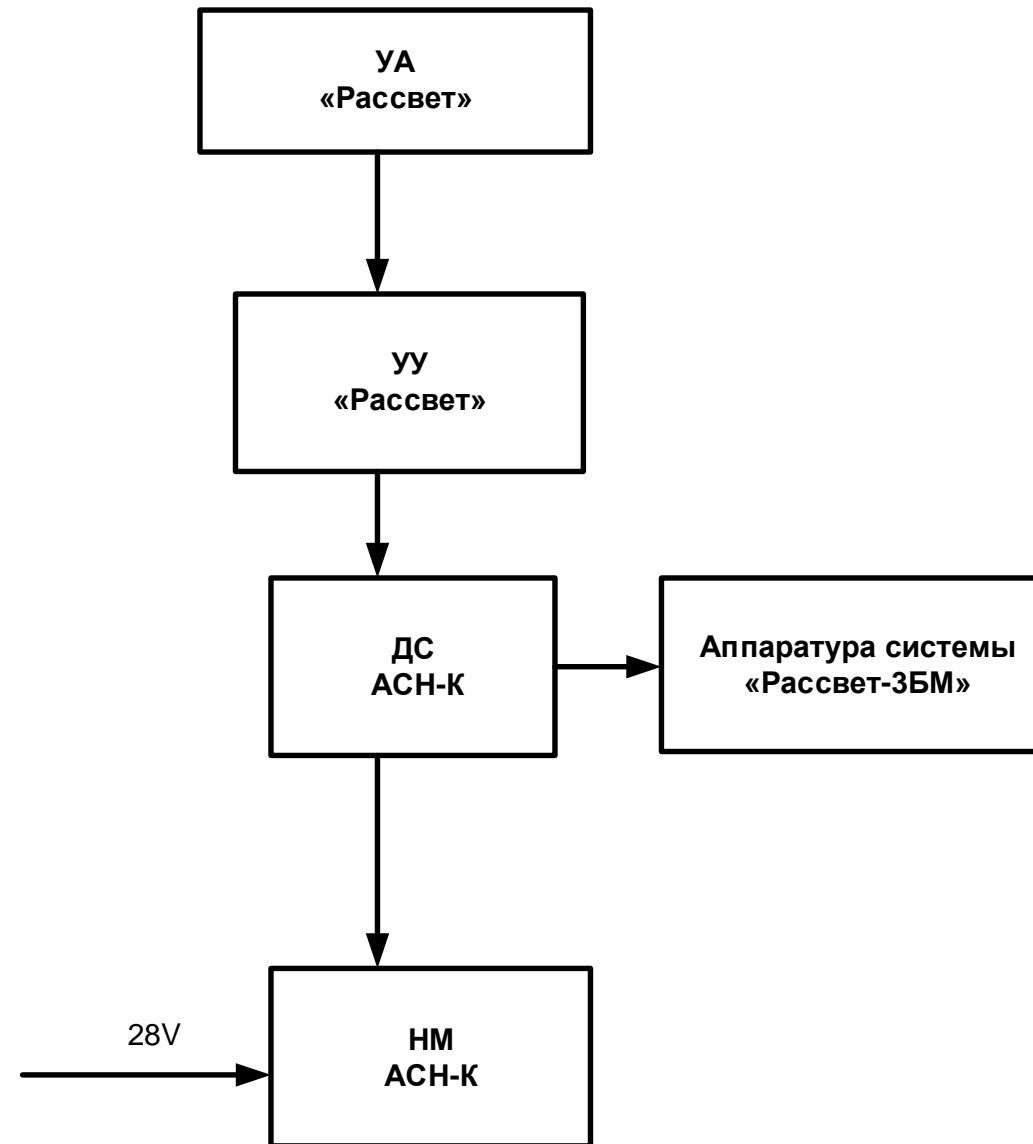


Рис. 4.22 Структурная схема эксперимента в процессе спуска

Выше отмечалось, что для обеспечения работы АСН-К на участке спуска требуется обеспечить возможность реализации «горячего» старта АСН на участках входа в атмосферу и выхода из «зоны плазмы». Для этого должны быть подготовлены эфемериды всех НС ГЛОНАСС и *GPS* с временем существования $0,5 \div 1$ сутки и траектория СА на участке спуска, представляющая собой массив с шагом 1с по времени от момента отделения СА от корабля до раскрытия парашюта оценок векторов координат, скорости и ускорения СА. Наличие в памяти процессора НМ эфемерид всех НС позволяет системе не тратить время на прием эфемерид от НС во время спуска, а наличие массива данных о номинальной траектории позволяет реализовать навигационную поддержку АСН-К для реализации «горячего» старта.

Подготовка эфемерид с повышенным временем существования реализуется в ПО НМ по broadcast-эфемеридам, передаваемым от НС. Подготовка эфемерид должна начинаться за несколько часов до спуска, корабль может находиться еще в составе МКС. *Broadcast*-эфемериды должны приниматься АСН-К, установленной в бытовом отсеке корабля, и передаваться в НМ, установленный в СА, по интерфейсу *MIL-1553* через ЦВМ корабля.

Подготовка номинальной спусковой траектории (массива данных) осуществляется баллистиками ЦУП при планировании спуска. Перед отстыковкой КА от МКС этот массив закладывается в ЦВМ корабля и по интерфейсу *MIL-1553* передается в НМ СА. Аппаратная блок-схема системы, обеспечивающая подготовку данных к спуску, приведена на рис. 4.23.

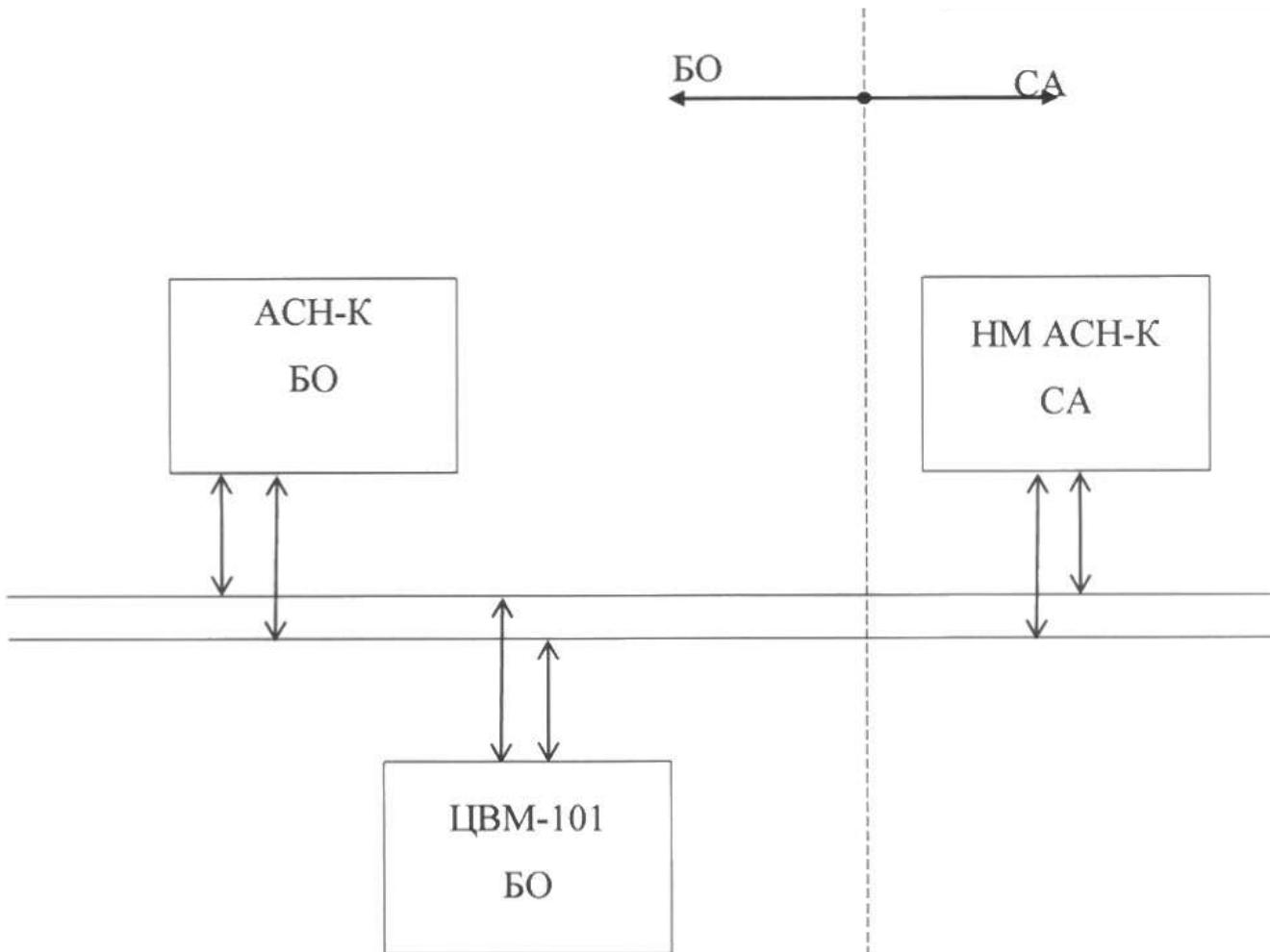


Рис. 4.23 Аппаратная блок-схема системы, обеспечивающая подготовку данных к спуску.

Перед отстыковкой корабля от МКС с Земли в ЦВМ-101 закладывается массив номинальной спусковой траектории объемом ~10 кБайт. Из ЦВМ-101 этот массив передается в НМ АЧ-К СА. В процессе спуска по этому массиву готовится вектор состояния СА,

необходимый для реализации «горячего» старта АСН, т.е. поиска и захвата сигналов НС за 5-10 с.

Как отмечалось выше, подготовка эфемерид может начинаться до отделения корабля от МКС. Но в составе станции антенны АСН-К сильно затенены элементами конструкции МКС, что мешает приему *broadcast*-эфемерид от НС. Более надежно осуществлять подготовку эфемерид после отделения от МКС в течение 2-3 витков в орбитальной ориентации корабля. Принимаемые АСН-К (БО) *broadcast*-эфемериды через ЦВМ корабля передаются в НМ АСН-К (СА), где с помощью специального ПО формируются эфемериды НС с более длительным временем существования для обеспечения работы АСН-К (СА) во время спуска.

4.6.1 Работа НМ АСН-К (СА) во время спуска

После разделения отсеков НМ АСН-К (СА) начинает поиск сигналов НС. При этом из данных траектории спуска определяется текущий вектор состояния СА. Поиск НС осуществляется в области возможной видимости спутников при произвольных углах крена СА. Назначения НС на каналы НМ осуществляются с заданием «горячего» старта. Для вычисления текущего вектора состояния используются заранее сформированные эфемериды.

Вся информация, формируемая НМ, записывается в ПЗУ НМ до завершения спуска. Обработка записанной информации осуществляется после возвращения НМ.

Информация, которая должна быть получена в процессе эксперимента, представляет собой огромный интерес. Она должна показывать, в каком диапазоне высот «плазма» блокирует или ослабляет сигналы НС, прекращается ли полностью связь с НС, на сколько эффективно работает «горячий» старт. В конечном счете эксперимент позволит оценить точность оценки орбиты СА на различных участках спуска. После проведения эксперимента данный раздел будет дополнен полученными результатами.

4.7 Контрольные вопросы по материалам главы

- 1 Какой принцип управления спуском реализован на КА «Союз»?
- 2 Каковы особенности обеспечения видимости НС при спуске СА в атмосфере в различных режимах работы АСН?
- 3 Что такое холодный, теплый и горячие старты АСН?
- 4 Чем обусловлена необходимость обеспечения «горячего» старта АСН на всем участке спуска?
- 5 Как можно уточнить ориентацию СА на начальном участке спуска по измерениям АСН?

Глава 5 Навигация средств выводения

К средствам выводения космических аппаратов относятся ракеты-носители (РН) и разгонные блоки (РБ). Сегодня эти средства хорошо отработаны и обеспечивают выполнение своей целевой задачи – выводение одного или нескольких КА на заданные орбиты. При этом РН обеспечивает выводение полезного груза на предварительную околокруговую орбиту. Как правило, это низкая орбита высотой ~200 км. После отделения от РН полезный груз обеспечивает довыведение «себя» на заданную орбиту. В состав полезного груза может быть включен РБ, обеспечивающий выводение целевой нагрузки на заданную (или заданные) орбиты. Целевая нагрузка может представлять собой один или несколько спутников, заданные орбиты которых могут быть низкие около круговые высотой $\approx 400 \div 1000$ км, среднекруговые, высотой ~20000 км, геостационарные (ГСО), высотой ~36000 км, высокоэллиптические (ВЭО) с апогеем ~40000 – 50000 км и супер высокоэллиптические (СВЭО) с апогеем ~350000 км.

Основой систем управления РН и РБ являются гиростабилизированные платформы высокой точности с установленными на них акселерометрами. Точность выводения РН и РБ определяется, в основном, точностью начального наведения платформы, её угловым дрейфом и точностью акселерометров. Зная эти характеристики средств выводения, можно оценить точность выводения целевой нагрузки на ту или иную заданную орбиту. Как правило, спутники, представляющие собой целевую нагрузку, после отделения от РБ в точке выводения самостоятельно обеспечивают приведение «себя» на заданную орбиту. То есть, целевая нагрузка разрабатывается под характеристики средств выводения и должна обеспечивать с помощью собственной системы управления компенсацию ошибок выводения, присущих соответствующим

средствам выведения. Часто это приводит к усложнению систем управления целевой нагрузки и, соответственно, к повышению её веса и стоимости всего проекта.

Установка АСН на средства выведения может существенно повысить точность выведения, что даст возможность упростить выводимую целевую аппаратуру, а в перспективе упростить и системы управления самих средств выведения заменой сложных и дорогостоящих гиростабилизированных платформ высокой точности на относительно простую и дешёвую БИНС средней точности.

В настоящее время системы навигации большинства средств выведения включают в свой состав АСН. Однако на большинстве РН и РБ эта аппаратура работает в телеметрическом режиме, обеспечивая «Землю» в реальном времени информацией о текущем векторе состояния объекта. Сегодня только система управления РН «Фрегат» использует информацию АСН в контуре управления [40о], благодаря чему обеспечивается повышение точности выведения в десятки раз.

Исходя из сказанного, АСН средств выведения можно разделить на две группы в плане объекта применения – РН и РБ, а также на две группы по решаемой задаче – работа в телеметрическом режиме и работа в контуре управления. Каждая из упомянутых групп аппаратуры имеет свои особенности, которые необходимо учитывать при её проектировании.

5.1 АСН РН и РБ для обеспечения телеметрического режима

Работая на РН в телеметрическом режиме, АСН решает важную задачу формирования и передачи в ЦУП текущего вектора состояния, что позволяет группе управления оперативно оценивать процесс выведения и по его завершении выдавать заключение о точности выведения. Оперативность оценки функционирования системы и выдачи такого заключения может сыграть важную роль в реализации всей миссии, так как в некоторых случаях даже при значительных ошибках выведения своевременное получение информации о промахе может позволить реализовать довыведение средствами полезной нагрузки и, тем самым, предотвратить её потерю. Но для этого информация о текущем векторе состояния должна формироваться достоверно и непрерывно в течение всего процесса выведения.

Рассмотрим особенности работы АСН на РН. По сравнению с обычными наземными объектами можно выделить две основные особенности. Это высокая динамичность углового маневрирования ракеты и кратковременность всего процесса выведения.

Перед стартом РН установлена вертикально. После старта в течение одной, двух минут он совершает разворот по тангажу на угол $\sim 90^\circ$, а в некоторых случаях и по крену на угол до 180° . При этом полностью меняется картина видимости НС антеннами АСН, и имеется мало времени на новый захват сигналов НС. В таких условиях желательно, чтобы суммарное поле зрения всех антенн АСН на РН было близко к полной сфере, а до старта в АСН от НС были получены альманахи и эфемериды всех видимых спутников в районе старта. После старта желательно, чтобы в АСН от СУ РН непрерывно поступала информация об угловом положении РН. Перечисленные требования не являются слишком жесткими и достаточно просто могут быть реализованы. Например, если на РН установить АСН аналогичную АСН-К кораблей «Союз» и

«Прогресс», имеющей четыре антенны, сигналы от которых одновременно поступают в МПВ АСН, то, расположив четыре антенны перпендикулярно друг другу и продольной оси РН, получим суммарное поле зрения близкое к сфере. При любом угловом положении РН в этом поле зрения всегда будет находиться достаточно большое число НС, обеспечивающих хорошее навигационное решение. Если АСН будет включена за ~30 мин. до старта, то в холодном старте будут захвачены сигналы всех НС, находящихся над местным горизонтом. От этих НС в АСН принимаются альманахи всей группировки НС и эфемериды всех видимых НС. В процессе полёта, если от СУ РН в АСН будет поступать информация об ориентации РН, АСН будет определять, какие НС находятся в поле зрения каждой из антенн, и обеспечивать тёплый старт АСН для обеспечения захвата сигналов этих НС. В результате АСН будет обеспечивать непрерывное формирование текущего вектора состояния РН с достаточно высокой точностью.

При получении вектора состояния важно быть уверенным в его достоверности. Такую уверенность обеспечивает избыточность измерений АСН.

5.2 Обеспечение достоверности измерений АСН

Обеспечение достоверности измерений является одной из важнейших задач любой системы управления. Для космической техники, а особенно для РН эта задача приобретает особую важность. Ошибочные измерения, принятые за достоверные, могут привести к тяжелым последствиям вплоть до срыва миссии. Поэтому во всех измерительных системах космической техники важное место отводится проблеме обеспечения достоверности получаемых измерений. Часто для этого используют дополнительные контрольные измерители. Аппаратура спутниковой навигации в этом смысле является уникальной. Она может формировать признак достоверности

измерений, обеспечивая практически стопроцентную гарантию этой достоверности за счет избыточности измерений. Минимальное число НС, по сигналам которых могут быть определены КСВ, равно четырём. В этом случае избыточности нет, и достоверность сформированных КСВ не может быть определена. Но при пяти и более НС достоверность гарантировано определяется и, более того, можно выявить НС, измерения по сигналам которого недостоверны, исключить этот НС из состава мерного созвездия и вновь подтвердить достоверность КСВ, сформированных по оставшимся измерениям, если число НС более четырёх. Рассмотрим алгоритмы определения достоверности КСВ, выявления и отбраковки НС с ошибочными измерениями и последующей проверки достоверности.

Пусть получены измерения псевдодальностей PR_i для n НС. По этим измерениям сформирован вектор координат \bar{X}_{KCB} и определено смещение часов АСН τ_{KCB} . Для полученного решения КСВ могут быть определены оценки псевдодальностей:

$$PR_i^* = \sqrt{(\bar{X}_i - \bar{X}_{KCB})^T (\bar{X}_i - \bar{X}_{KCB})} - \tau c, \quad (5.1)$$

где \bar{X}_i – вектор координат i -го НС в моменты излучения сигналов, принятых АСН в текущий момент t .

Измеренные псевдодальности, откорректированные по данным эфемерид в части смещения часов НС, в идеале, должны совпадать с их оценкой с точностью до ошибок измерений, в нормальных случаях не превышающих 10-20 м. Составим вектор:

$$\Delta \bar{P}\bar{R} = \begin{pmatrix} PR_{u1} - PR_1^* \\ \cdots \\ PR_{un} - PR_n^* \end{pmatrix} \quad (5.2)$$

Выбираем максимальную по модулю компоненту ΔPR_k вектора $\Delta \bar{P} \bar{R}$. Если $|\Delta PR_k| < \varepsilon$, то измерения достоверны, иначе исключаем из созвездия k -й НС и повторяем определение КСВ по оставшимся измерениям, после чего вновь выполняем проверку новых КСВ на достоверность. В результате после отбраковки всех недостоверных измерений формируются КСВ, для которых невязки по всем измерениям становятся меньше ε .

Приведенный выше алгоритм определения достоверности измерений АСН был отработан при разработке аппаратуры АСН-К кораблей «Союз» и «Прогресс» и в дальнейшем используется во всех последующих разработках АСН в РКК «Энергия».

На рис. 5.1 приведены графики ошибок КСВ по координатам и скорости, полученные при моделировании измерений АСН с большими ошибками псевдодальностей одного или нескольких НС на всём интервале моделирования. Ошибки псевдодальности достигали сотен километров. Такая ситуация возможна, когда в измерение попадает, например, сигнал спутника ГЛОНАСС, являющегося антиподом одного из НС текущего созвездия. В первой части моделирования (до ~ 40000 с) работал алгоритм диагностики и отбраковки измерений НС с повышенными ошибками. Ошибки КСВ на этом участке составляют ~ 10 м по координатам и ~ 10 см/с по скорости, что соответствует обычному уровню ошибок.

После отключения алгоритма диагностики и отбраковки после 40000 секунды ошибки КСВ многократно возросли. При этом уровень $GDOP$ (нижний график) в процессе всего моделирования в основном не превышал 3, что соответствует с точки зрения геометрии расположения НС высокой точности решения навигационной задачи. Приведённый график демонстрирует возможность оценки достоверности измерений КСВ за счёт избыточности измерений без использования для такой оценки других дополнительных измерительных средств.

Ошибки КСВ и уровень $GDOP$ для участка моделирования с большими ошибками измерений с включенным и выключенным алгоритмом диагностики и отбраковки ошибочных измерений.

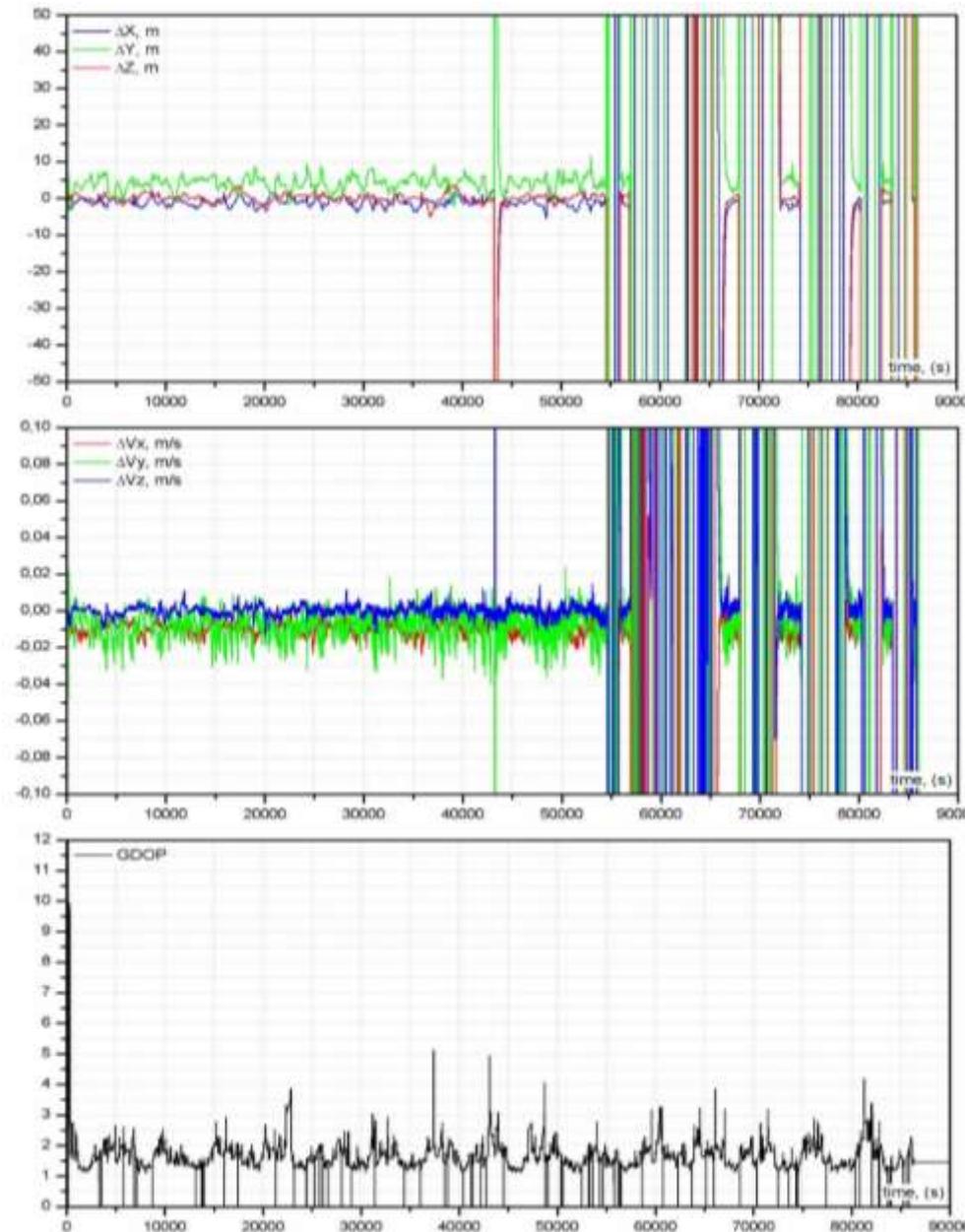


Рис. 5.1 графики ошибок КСВ по координатам и скорости, полученные при моделировании измерений АСН с большими ошибками псевдодальностей одного или нескольких НС на всём интервале моделирования.

5.3 Использование АСН в контуре управления РН

Задачей РН является обеспечение в заданный момент t_k заданного вектора состояния \bar{X}_k и \bar{V}_k . Эту задачу решает система управления РН. Существуют два метода решения этой задачи:

- метод номинальной траектории;
- решение краевой задачи с заданным конечным вектором состояния.

Суть обоих методов демонстрирует рис. 5.2. В методе номинальной траектории для заданных характеристик РН (по массе, количеству ступеней, характеристике двигательной установки каждой ступени и т.п.), заданной точки старта и заданного конечного вектора состояния заблаговременно формируется некоторая номинальная траектория $\bar{X}_H(t), \bar{V}_H(t)$ у которой в момент t_0 $\bar{X}_H(t_0) = \bar{X}_0$ (точка старта), $\bar{V}_H(t_0) = 0$, $\bar{X}_H(t_k) = \bar{X}_k, \bar{V}_H(t_k) = \bar{V}_k$. Таких траекторий, вообще говоря, может быть бесконечное множество. Из этого множества выбирается траектория, для которой минимизируется некоторый функционал оптимальности, обеспечивающий, например, выведение в точку \bar{X}_k максимальный по массе полезный груз.

Так как для каждого пуска РН определена точка старта и азимут стрельбы, то выбор оптимальной траектории, как правило, заключается в программе изменения угла тангажа φ_t от начального положения, соответствующего вертикали в точке старта, до конечного положения, близкого к горизонтальному. Существуют различные методы решения краевой задачи, обеспечивающей выбор номинальной траектории, которые выходят за рамки настоящего курса лекций. Конечным продуктом этого решения является формирование функций $\bar{X}_H(t)$ и $\bar{V}_H(t)$, определяющих номинальную траекторию выведения РН. В методе номинальной траектории система навигации РН определяет в реальном времени текущий вектор состояния $\bar{X}(t), \bar{V}(t)$ и

рассогласование между реальной и номинальной траекторией. По этому рассогласованию система управления движением РН обеспечивает движение по номинальной траектории. В результате реальное движение РН происходит в окрестности номинальной траектории, что демонстрирует рис. 5.2а

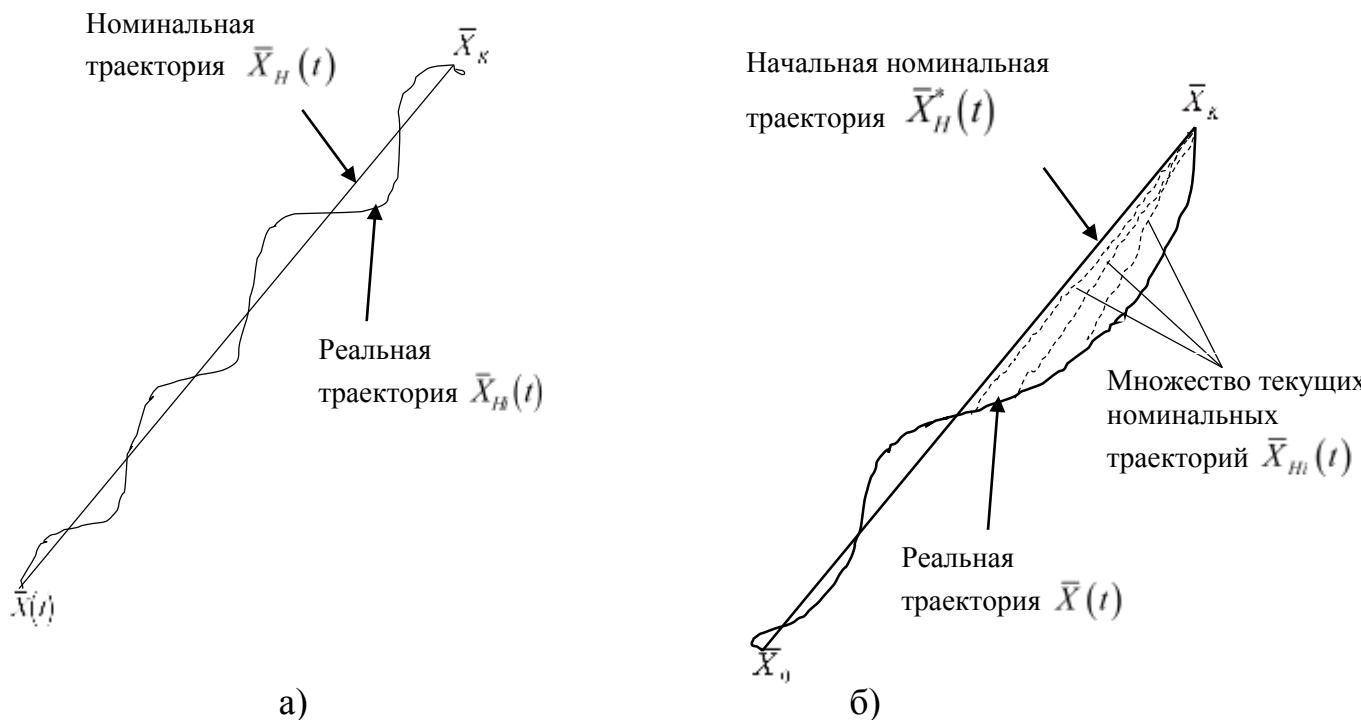


Рис. 5.2
Формирование
реальной траектории
 $\bar{X}(t)$ в методе
номинальной
траектории а) и в
методе решения
краевой задачи б).

При отклонении реальной траектории от номинальной система управления изменяет реальную траекторию, обеспечивая её приближение к номинальной траектории.

В методе решения краевой задачи в случае отклонения реальной траектории от номинальной определяется новая номинальная траектория, началом которой является текущий вектор состояния, а концом – заданный конечный вектор состояния. С точки зрения выбранного критерия оптимальности новая номинальная траектория является более оптимальной, чем старая. Она не требует, например, затрат топлива для возвращения РН на старую оптимальную траекторию, а обеспечивает полёт по новой более экономичной траектории. При последующем отклонении реальной траектории от новой номинальной рассчитывается очередная номинальная траектория, обеспечивающая приведение реального вектора состояния оптимальным образом к заданному конечному вектору состояния. Таким образом, при решении задачи выведения методом решения краевой задачи осуществляется с определённой дискретностью перерасчет номинальной траектории. Система управления движением РН обеспечивает движение по новой номинальной траектории. В результате выведение оказывается более экономичным по сравнению с методом номинальной траектории. Эта экономия оказывается тем больше, чем большие отклонения от номинальной траектории допускает система управления. Если реальное движение реализуется по номинальной траектории, то оба метода совпадают, и текущие номинальные траектории совпадают с начальной номинальной траекторией. При малых отклонениях оба метода также близки. Поэтому в дальнейшем будем предполагать, что выведение выполняется по методу номинальной траектории. По измерениям гироскопов и акселерометров формируются оценки номинальной и текущей траекторий. Будем предполагать, что, система управления движением обеспечивает практически точное движение РН по номинальной траектории. В результате реальное движение РН будет выполняться по оценке номинальной траектории. На рис. 5.3 показана номинальная тректория $X_H(t)$, обеспечивающая

оптимальное выведение РН в точку \bar{X}_k , и оценка этой номинальной траектории, формируемая в ЦВМ РН в реальном времени по измерениям гироскопов и акселерометров.

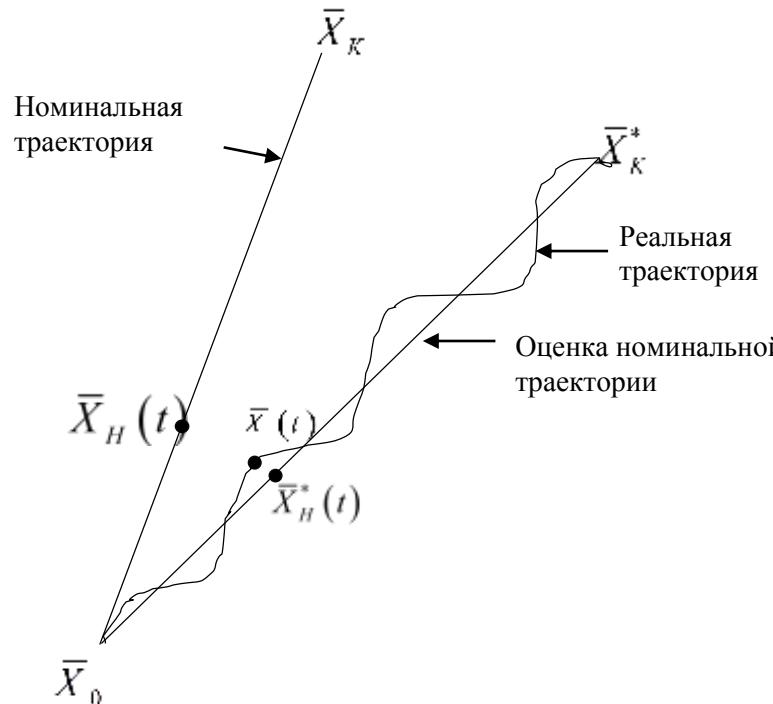


Рис. 5.3 Номинальная траектория $X_H(t)$, обеспечивающая оптимальное выведение РН в точку \bar{X}_k , и оценка этой номинальной траектории, формируемая в ЦВМ РН в реальном времени по измерениям гироскопов и акселерометров.

Из-за ошибок начальной привязки вектора состояния РН и ГСК и ошибок измерений гироскопов и акселерометров оценка номинальной траектории расходится с самой номинальной траекторией, а система управления РН ведёт изделие по оценке номинальной траектории. В результате этих ошибок выведение завершится не в точке \bar{X}_k , а в точке \bar{X}_k^* , соответствующей концу оценки номинальной траектории.

Включение АСН в контур управления РН позволит непрерывно измерять рассогласования между текущим вектором состояния и номинальным. Зная эти рассогласования система

управления РН может обеспечить движение РН по траектории, сближающейся с номинальной траекторией. В результате к концу выведения будет обеспечено максимальное приближение конечного вектора состояния $\bar{X}_k(t)$ к заданному номинальному вектору состояния \bar{X}_k . Обеспечение сближения реальной траектории РН с номинальной по измерениям АСН может выполняться по различным алгоритмам. Рассмотрим один из таких алгоритмов.

Введём следующие системы координат:

- ИСК – инерциальная система координат, в момент старта t_0 совпадающая с ГСК;
- ССК – связанная система координат РН, в которой ось x – продольная ось, y – ось рысканья, z – ось тангажа.

Тогда ИСК с ГСК связана соотношением:

$$A_{I-G} = \begin{pmatrix} \cos \omega_3 t & -\sin \omega_3 t & 0 \\ \sin \omega_3 t & \cos \omega_3 t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (5.3),$$

где A_{I-G} – матрица перехода из ИСК в ГСК;
 ω_3 – скорость вращения Земли;
 t – время от момента t_0 .

Матрица перехода A_{I-C} от ИСК к ССК непрерывно формируется в ЦВМ РН путём интегрирования кинематических уравнений

$$\dot{A}_{I-C} = \Omega A_{I-C} \quad (5.4),$$

где $\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix}$ матрица вращения РН;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости на оси ССК.

Выше мы предположили, что реальное движение РН выполняется по оценке номинальной траектории, которая отклонена от номинальной траектории из-за начальных ошибок установки гироплатформы и ошибок измерений гироскопов и акселерометров. На рис. 5.4 изображены отрезки номинальной траектории и её оценки в ИСК, на которых отмечены векторы координат и скорости РН для одного и того же времени.

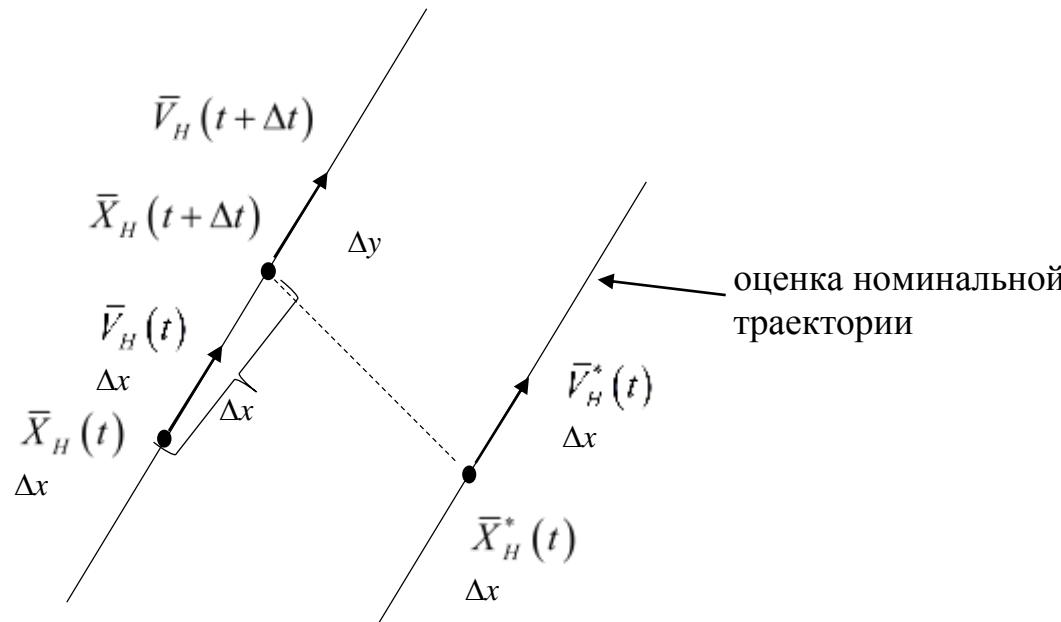


Рис. 5.4 Отрезки номинальной траектории и её оценки в ИСК, на которых отмечены векторы координат и скорости РН для одного и того же времени.

Если мы пренебрегаем отклонением реальной траектории от оценки номинальной траектории и считаем, что РН движется по оценке номинальной траектории, то $\bar{X}_H(t), \bar{V}_H(t)$ – это реальные векторы координат и скорости в момент t . Для простоты будем предполагать, что

оценка номинальной траектории отклонена от самой номинальной траектории в плоскости тангажа ССК (в плоскости xy). Для этого случая на рис. 5.4 показаны отклонения реального вектора координат $\bar{X}_H^*(t)$ от номинального $\bar{X}_H(t)$:

Δx – отклонение по продольной дальности;

Δy – отклонение в плоскости тангажа.

Но вектор \bar{X}_H^* относительно ИСК определяется по измерениям АСН:

$$\bar{X}_H^* = A_{II-G}^T \bar{X}_U(t) \quad (5.5),$$

где $\bar{X}_U(t)$ – измеренный АСН вектор координат в момент t относительно ГСК.

Вектор номинальной траектории $\bar{X}_H(t)$ известен и имеется в памяти ЦВМ РН. Вектор рассогласования между \bar{X}_H^* и \bar{X}_H относительно ССК будет равен:

$$\Delta\bar{x} = A_{II-C} A_{II-G}^T (\bar{X}_U(t) - \bar{X}_H(t)) \quad (5.6)$$

Компоненты этого вектора Δx , Δy , Δz определяют отклонение в ССК реального текущего вектора координат РН от номинального. Продифференцировав вектор $\Delta\bar{x}$ в выражении (5.6), получим выражение для разности векторов скорости реальной и номинальной в момент t относительно ССК:

$$\Delta\bar{v} = A_{II-C} A_{II-G}^T (\bar{V}_U(t) - \bar{V}_H(t)) + \Omega \Delta\bar{x} - A_{II-C} A_{II-G}^T \Omega_3 (\bar{X}_U - \bar{X}_H) \quad (5.7)$$

Ω – матрица вращения ССК РН;

Ω_3 – матрица вращения Земли.

Таким образом, измерения координат и скорости АСН относительно ГСК по формулам (5.6) и (5.7) могут быть преобразованы в прямые отклонения векторов координат и скорости РН от их номинальных значений относительно ССК:

$$\begin{aligned}\Delta\bar{x} &= (\Delta x, \Delta y, \Delta z) \\ \Delta\bar{v} &= (\Delta v_x, \Delta v_y, \Delta v_z)\end{aligned}\quad (5.8)$$

где Δx и Δv_x – продольные составляющие отклонений;

Δy , Δv_y – отклонения по тангажу;

Δz , Δv_z – отклонения по рысканию.

Задачей системы управления РН является устранение этих отклонений к концу работы двигателя. Устранение боковых и продольных отклонений обеспечивается разными методами. Для устранения боковых отклонений необходимо совершить угловой «подворот» РН, чтобы появилась проекция тяги двигателя в сторону устранения боковых рассогласований. Устранение продольных рассогласований могло бы быть легко обеспечено при регулируемой тяге двигателей РН. Однако, как правило, тяга двигателей не регулируема, и в этом случае обеспечить обнуление рассогласований одновременно по продольной дальности и продольной скорости к моменту t_k невозможно. Управление этими параметрами может быть обеспечено за счет варьирования времени выключения двигателя. Осуществляя выключение раньше или позже момента t_k , можно обеспечить по крайней мере, устранение одного из параметров Δx или Δv_x . Как правило, для обеспечения расчетной энергетики выведения варьированием момента выключения двигателя, обеспечивают обнуление Δv_x в момент t_k . Ошибка по продольной дальности Δx в момент t_k может быть не обнулена. Рассмотрим более детально управление боковыми и продольными смещениями.

5.3.1 Управление боковыми смещениями

Рисунок 5.3 демонстрирует причину возникновения боковых рассогласований по координатам и скорости. Из-за ошибки начальной привязки осей платформы к осям ИСК, а также из-за последующих ошибок измерений гироскопов и акселерометров возникает нарастающее рассогласование между рассчитанной заранее номинальной траекторией и её оценкой, формируемой по измерениям гироплатформы в ЦВМ РН. Далее контур стабилизации РН «ведёт» ракету по оценке номинальной траектории, в результате чего возникают нарастающие рассогласования между реальной и номинальной траекторией, обеспечивающей выведение РН в заданную точку по координатам и скорости.

Если известны рассогласования между номинальной траекторией и её оценкой, ЦВМ РН может обеспечить управление оценкой номинальной траекторией путём медленной угловой коррекции гироплатформы по тангажу и рысканию, приводящей к устраниению боковых рассогласований. Сказанное демонстрирует рис. 5.5, на котором изображены номинальная траектория и её оценка. На первом этапе выведения обе оценки расходятся также, как это изображено на рис. 5.3. Начиная с некоторого момента по измерениям АСН определяются боковые рассогласования по координатам $\Delta\bar{x}$ и скорости $\Delta\bar{v}$ в соответствии с алгоритмами (5.6) и (5.7). По компонентам этих векторов корректируется угловое положение гироплатформы, обеспечивается приведение оценки номинальной траектории к самой номинальной траектории.

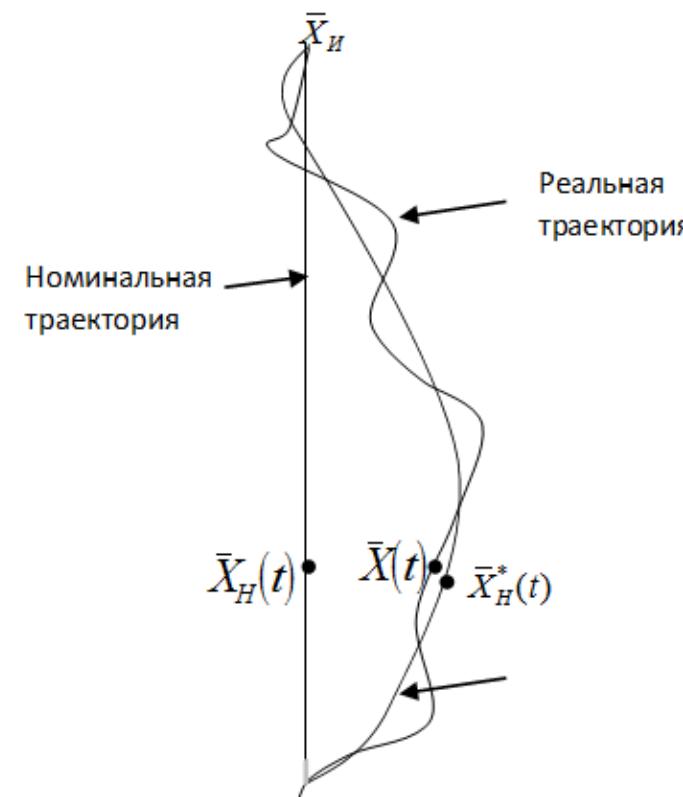


Рис. 5.5 Приведение к номинальной траектории её оценки

Контур стабилизации РН обеспечивает движение реальной траектории около оценки номинальной траектории. Приведение оценки номинальной траектории к номинальной траектории обеспечивает и приведение реальной траектории к номинальной. В результате боковые смещения реальной траектории по координатам и скорости относительно номинальной траектории оказываются существенно меньше, чем в случае отсутствия коррекции оценки номинальной траектории по измерениям АСН. Рассмотрим алгоритмы коррекции оценки

номинальной траектории, которая заключается в медленном развороте ω_z , ω_y по тангажу и рысканию системы координат РН относительно ИСК.

Пусть φ_y , φ_z – малые углы отклонения оценки номинальной траектории от самой номинальной траектории в момент времени t . Тогда для проекции вектора рассогласования скорости $\Delta\bar{v}$ на оси тангажа и рыскания можно записать равенство:

$$\begin{aligned}\Delta v_y &= v \varphi_z, \\ \Delta v_z &= -v \varphi_y,\end{aligned}\tag{5.9}$$

где v – текущая скорость РН, направленная по оценке номинальной тректории

Для рассогласований по координатам можно записать:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{y} &= \Delta v_y \\ \Delta \dot{z} &= \Delta v_z\end{aligned}\tag{5.10}$$

Но компоненты векторов рассогласований $\Delta\bar{x}, \Delta\bar{v}$ определяются по измерениям АСН в соответствии с выражениями (5.9) и (5.10). По этим измерениям будем формировать скорости дополнительных поворотов ИСК гироплатформы в соответствии с алгоритмами:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi}_z &= -K_1 \Delta y - K_2 \Delta v_y \\ \dot{\varphi}_y &= K_{z1} \Delta z + K_{z2} \Delta v_z,\end{aligned}\tag{5.11}$$

где K_{y1} , K_{y2} , K_{z1} , K_{z2} – некоторые константы

Из уравнений (5.9), (5.10), (5.11) получим динамическую систему уравнений, описывающую поведение боковых рассогласований по координатам.

$$\begin{aligned} \Delta \ddot{y} + \left(vK_{y2} - \frac{\dot{v}}{v} \right) \Delta \dot{y} + vK_{y1}\Delta y &= 0 \\ \Delta \ddot{z} + \left(vK_{z2} + \frac{\dot{v}}{v} \right) \Delta \dot{z} + vK_{z1}\Delta z &= 0 \end{aligned}, \quad (5.12)$$

Представим коэффициенты K_{y1} , K_{y2} , K_{z1} , K_{z2} в виде:

$$\begin{aligned} K_{y1} &= \frac{1}{v} \omega^2 \\ K_{y2} &= \frac{1}{v} \left(2\omega + \frac{\dot{v}}{v} \right) \\ K_{z1} &= \frac{1}{v} \omega^2 \\ K_{z2} &= \frac{1}{v} \left(-2\omega - \frac{\dot{v}}{v} \right), \end{aligned} \quad (5.13)$$

где ω – собственная частота контура управления боковым смещением.

Подставив значения коэффициентов K_{ij} в уравнения (5.13) получим систему двух независимых линейных уравнений с постоянными коэффициентами, каждое из которых представляет собой апериодику второго порядка:

$$\begin{aligned} \Delta \ddot{y} + 2\omega \Delta \dot{y} + \omega^2 \Delta y &= 0 \\ \Delta \ddot{z} + 2\omega \Delta \dot{z} + \omega^2 \Delta z &= 0 \end{aligned} \quad (5.14)$$

Решение этих уравнений сходится к нулю с постоянной времени $T = \frac{1}{\omega}$. Постоянная времени T контура управления боковым смещением представляет собой примерное время приведения боковых смещений к нулю. Она должна выбираться равной половине времени

работы двигателя. Собственная частота ω должна быть существенно ниже всех собственных частот контура стабилизации РН, которые обычно лежат в диапазоне от нескольких Герц до десятых Герца.

При выводе уравнений (5.14) предполагалось, что измерения боковых смещений и боковой скорости РН относительно номинальной траектории выполняются идеально точно. Поэтому правая часть уравнений (5.14) равна 0. В этом случае боковые смещения сходятся практически к нулю. В реальности измерения координат и скорости АСН выполняет с определёнными ошибками. Поэтому каждое из уравнений (5.14) может быть приведено к виду:

$$\Delta\ddot{y} + 2\omega\Delta\dot{y} + \omega^2\Delta y = 2\omega\Delta v_{yu} + \omega^2\Delta y_u, \quad (5.15)$$

где $\Delta y_u, \Delta v_{yu}$ – ошибки измерений координат и скорости АСН РН в проекциях на ось тангажа.

На рис. 5.6 приведены графики приведения координат и скорости РН к номинальной траектории для постоянной времени контура управления боковым смещением $T=300$ с при наличии типовых ошибок измерений АСН по координатам и скорости.

Из приведённых графиков видно, что начальные отклонения оценки номинальной траектории приводятся к 0 за время ~ 600 с ($2T$), и в дальнейшем обеспечивается движением по номинальной траектории с ошибками, обусловленными ошибками измерений АСН. Ошибки по боковым координатам не превышают 15 м, по боковой скорости – 2 см/с. Можно оценить необходимую угловую точность гироплатформы для обеспечения указанной боковой точности выведения.

Обычно приращения кажущейся скорости РН на участке выведения от старта до низкой околокруговой орбиты составляет ~ 10 км/с. Для обеспечения ошибки боковой скорости 0,02 м/с необходимо обеспечить точность стабилизации гироплатформы по тангажу и по рысканию:

$$\Delta\varphi = \frac{0.02 \text{ м} / \text{с}}{10000 \text{ м} / \text{с}} = 0,4'' \quad (5.16)$$

Реально достижимая точность угловой стабилизации гироплатформы как минимум на два порядка хуже. Соответственно на два порядка хуже и точность выведения РН.

Таким образом использование АСН в контуре управления РН позволяет существенно (*на порядки!!!*) повысить точность выведения. При этом нет необходимости устанавливать в системе управления РН громоздкую и дорогостоящую высокоточную гиростабилизированную платформу. Вместо неё в контуре управления может использоваться значительно более дешевая и более легкая бесплатформенная инерциальная навигационная система БИНС. Такие системы широко используются в системах управления космических аппаратов.

5.3.2 Контуры управления продольной дальностью

Номинальная траектория выведения РН формируется исходя из номинальной тяги двигательной установки, номинального начального веса РН и номинального расхода топлива в процессе выведения. Достижение конечной точки номинальной траектории \bar{X}_k, \bar{V}_k является целью системного управления РН. Выше мы показали, как могут быть устранины боковые ошибки как по координатам, так и по скорости. В результате обеспечено движение РН непосредственно по заданной траектории выведения. Но двигаясь по этой траектории, РН может иметь для каждого момента времени t продольную координату и продольную скорость, отличную от номинальных значений для этого момента t . Выше мы отмечали, что из-за нерегулируемости тяги двигателя РН невозможно обеспечить это совпадение, но выбором момента выключения двигателя можно обеспечить в точке \bar{X}_k значение скорости \bar{V}_k . При этом момент выключения двигателя не

обязательно должен совпадать с временем t_k . Выключение может выполняться до достижения точки \bar{X}_k или после её прохождения, но в момент выключения РН должен иметь вектор состояния, который при прогнозе в точку \bar{X}_k будет иметь скорость \bar{V}_k . Это означает, что РН выведен на заданную орбиту, хотя при этом прогнозируемое время t^* достижения точки \bar{X}_k может отличаться от t_k .

Рассмотрим алгоритм формирования этой поправки. Предположим, номинальная траектория задана массивом \bar{X}_{Hi} координат в относительно стартовой ИСК, совпадавшей с ГСК в момент старта t_0 .

Пусть также векторы \bar{X}_{Hi} рассчитаны с шагом 1с для целых секунд системного времени, в котором работает АСН РН. АСН РН в соответствующие моменты времени t_i измеряет координаты РН $\bar{X}_{\Gamma i}$ и приращения координат за такт $\Delta \bar{X}_{\Gamma i}$ относительно ГСК. Для начала будем пренебрегать ошибками измерений и считать, что $\bar{X}_{\Gamma i}$ и $\Delta \bar{X}_{\Gamma i}$ – это истинные значения вектора координат РН и его приращения относительно ГСК на момент измерения t_i . Будем считать также, что контур управления боковыми смещениями обеспечивает движение РН по траектории близкой к номинальной, хотя для одного и того же времени может иметься смещение относительно реальной траектории по продольной дальности и по величине скорости РН. Для определения поправки τ_b к моменту выключения двигателя РН необходимо на каждом шаге измерений осуществлять преобразования измерений векторов состояния $\bar{X}_{\Gamma i}$ и $\Delta \bar{X}_{\Gamma i}$ к ИСК. Вектор координат $\bar{X}_{\Gamma i}$ переводится в ИСК по алгоритму:

$$\bar{X}_{Hi} = A_{H-\Gamma}^T \bar{X}_{\Gamma i}, \quad (5.17)$$

где $A_{H-\Gamma}$ – матрица перехода из ИСК в ГСК, формируемая по алгоритму (5.3)

Аналогичное равенство можно записать для момента t_{i-1} :

$$\bar{X}_{Ii-1} = A_{II-\Gamma i-1}^T \bar{X}_{\Gamma i-1} \quad (5.18)$$

Вычтя равенство (5.18) из равенства (5.17), получим:

$$\Delta \bar{X}_{IIi} = A_{II-\Gamma i}^T \bar{X}_{\Gamma i} - A_{II-\Gamma i-1}^T (\bar{X}_{\Gamma i-1} - \Delta \bar{X}_{\Gamma i}) \quad (5.19)$$

Из (5.19), получим:

$$\Delta \bar{X}_{IIi} = (A_{II-\Gamma i}^T - A_{II-\Gamma i-1}^T) \bar{X}_{\Gamma i} + A_{II-\Gamma i-1}^T \Delta \bar{X}_{\Gamma i} \quad (5.20)$$

Связь между матрицами $A_{II-\Gamma i}$ и $A_{II-\Gamma i-1}$ определяется кинематическим уравнением, аналогичным уравнению (5.4), которое в приращениях имеет вид:

$$A_{II-\Gamma i} - A_{II-\Gamma i-1} = \frac{1}{2} \Omega (A_{II-\Gamma i} + A_{II-\Gamma i-1}), \quad (5.21)$$

где Ω – матрица вращения Земли.

Из равенства (5.21) получим:

$$\left(E - \frac{1}{2} \Omega \right) A_{II-\Gamma i} = \left(E + \frac{1}{2} \Omega \right) A_{II-\Gamma i-1}, \quad (5.22)$$

откуда получим:

$$A_{II-\Gamma i-1} = \left(E - \Omega + \frac{1}{2} \Omega^2 \right) A_{II-\Gamma i} \quad (5.23)$$

Подставив значение матрицы $A_{II-\Gamma i-1}$ из равенства (5.23) в равенство (5.19), получим:

$$\Delta \bar{X}_{IIi} = -A_{II-\Gamma i}^T \left(\Omega + \frac{1}{2} \Omega^2 \right) \bar{X}_{\Gamma i} + A_{II-\Gamma i}^T (E + \Omega) \Delta \bar{X}_{\Gamma i} \quad (5.24)$$

где матрица $A_{II-\Gamma}$ определяется равенством (5.3).

Таким образом в процессе полёта измеренные значения координат РН и их приращений относительно ГСК по алгоритмам (5.17) и (5.24) преобразуются к ИСК.

Пусть РН движется по некоторой реальной траектории $\bar{X}(t)$ относительно ИСК, близкой к номинальной траектории $\bar{X}_H(t)$ (см. рис. 5.6).

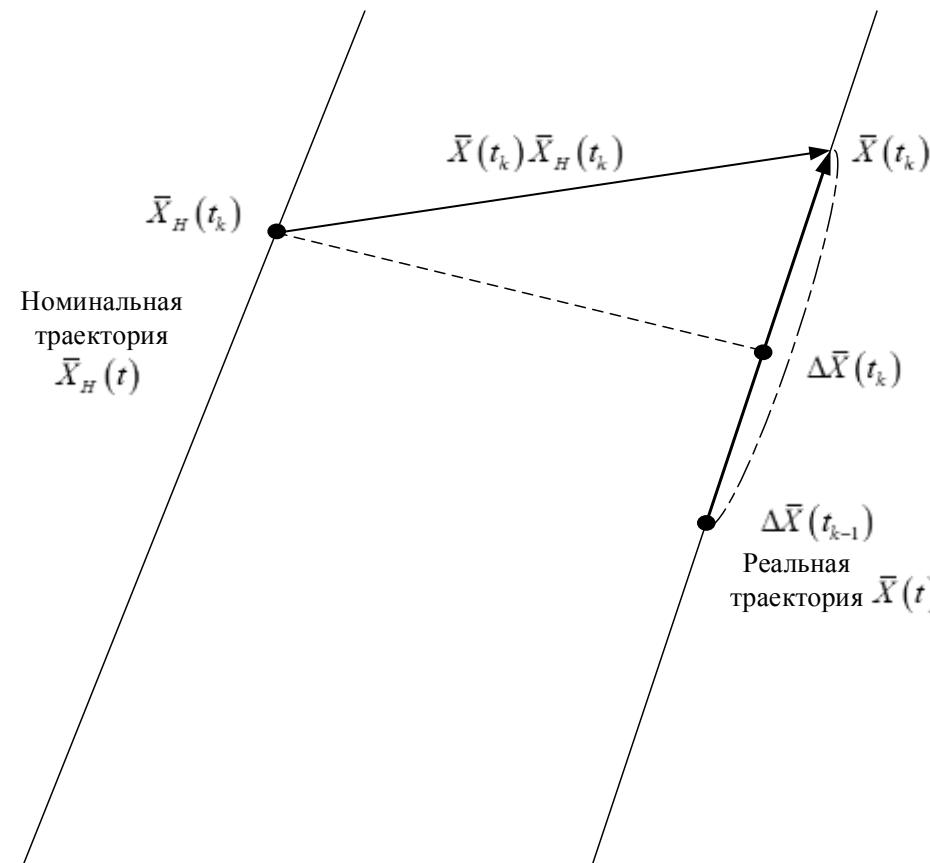


Рис. 5.6 Номинальная $\bar{X}_H(t)$ и реальная $\bar{X}(t)$ траектории РН в окрестности $\bar{X}_K(t_k)$.

Разность реального и номинального векторов в момент t_k будет равна $\bar{X}_K - \bar{X}_{HK}$. Проекция этого вектора на направление движения представляет собой запаздывание реальной траектории по координатам относительной номинальной траектории и равна:

$$\delta_x = \frac{(\bar{X}_K - \bar{X}_{HK}) \cdot \Delta\bar{X}_K}{|\Delta\bar{X}_K|} \quad (5.25)$$

Векторы приращений координат $\Delta\bar{X}_{HK}$ и $\Delta\bar{X}_K$ для момента t_k также могут отличаться по величине. Проекция разности этих векторов на направление движения будет равна:

$$\delta\Delta x = \frac{(\Delta\bar{X}_K - \Delta\bar{X}_{HK}) \Delta\bar{X}_K}{|\Delta\bar{X}_K|} \quad (5.26)$$

Определим моменты времени, когда продольная дальность РН была равна конечной номинальной продольной дальности, и когда реальная скорость была равна конечной номинальной скорости РН. Для этого рассмотрим уравнения движения КА в приращениях относительно ИСК, приведенные в главе 3 Книги 1 настоящего курса лекций:

$$\begin{aligned} \Delta\bar{X}_{i+1} &= \Delta\bar{X}_i + \bar{a}_{\Gamma i} \Delta t^2 + \bar{a}_{II i} \Delta t^2 + \frac{1}{12} \ddot{\bar{a}}_{\Gamma i} \Delta t^4 + \frac{1}{12} \ddot{\bar{a}}_{II i} \Delta t^4, \\ \bar{X}_{i+1} &= \bar{X}_i + \Delta\bar{X}_{i+1} \end{aligned} \quad (5.27)$$

где Δt – шаг интегрирования;

$\bar{a}_{\Gamma i}$ – вектор внешних гравитационных ускорений КА в момент t_i ;

$\bar{a}_{II i}$ – вектор инерциальных ускорений в момент t_i .

Под инерциальными ускорениями понимаются ускорения, чувствительные для инерциальных измерителей. В данном случае при рассмотрении движения РН это ускорения от двигателей и аэродинамические ускорения.

В правой части первого уравнения (5.27) присутствуют вторые производные от ускорений \bar{a}_Γ и \bar{a}_{II} . Эти векторы по величине пренебрежимо малы по сравнению с самими векторами ускорения, поэтому при прогнозе движения на доли или единицы секунд ими можно пренебречь. Тогда уравнение (5.27) можно представить в виде:

$$\begin{aligned}\Delta \bar{X}_{i+1} &= \Delta \bar{X}_i + \bar{a}_i \\ \bar{X}_{i+1} &= \bar{X}_i + \Delta \bar{X}_i,\end{aligned}\tag{5.28}$$

где $\bar{a}_i = \bar{a}_{\Gamma i} \Delta t^2 + \bar{a}_{II i} \Delta t^2$.

Если с помощью АСН проводятся измерения \bar{X}_i и $\Delta \bar{X}_i$, то легко на момент t_i определить скорость РН \bar{V}_i и ускорение \bar{a}_i из следующей системы уравнений:

$$\begin{aligned}\bar{X}_{i+1} &= \bar{X}_i + \bar{V}_i \Delta t + \frac{1}{2} \bar{a}_i \\ \bar{X}_{i-1} &= \bar{X}_i - \bar{V}_i \Delta t + \frac{1}{2} \bar{a}_i\end{aligned}\tag{5.29}$$

Из системы уравнений (5.29) получим:

$$\bar{V}_i = \frac{\Delta \bar{X}_i + \Delta \bar{X}_{i-1}}{2 \Delta t}\tag{5.30}$$

$$\bar{a}_i = \Delta \bar{X}_{i+1} - \Delta \bar{X}_i$$

Зная векторы координат $X(t_k)$, скорости $\bar{V}(t_k)$ и ускорения $\bar{a}(t_k)$ легко определить момент времени $t_k + \tau_x$, когда реальная продольная дальность РН была или будет равна конечной продольной дальности $\bar{X}_K(t_k)$. Для этого составим уравнение:

$$\frac{[\bar{X}(t_k + \tau_x) - \bar{X}(t_k)]}{|\Delta \bar{X}|} = \delta x_k, \quad (5.31)$$

откуда получим:

$$\frac{\left[-\bar{V}(t_k) \tau_x + \frac{1}{2} \bar{a}(t_k) \tau_x^2 \right] \Delta \bar{X}_K}{|\Delta \bar{X}_K|} = \delta x_k$$

Учитывая, что векторы $\bar{V}(t_k)$ и $\Delta \bar{X}_K$ практически параллельны, определим запаздывание по продольной дальности:

$$\tau_x = -\frac{\delta x_k}{|\bar{V}_k|} \quad (5.32)$$

Полученное значение запаздывания τ_x показывает, что требуемая конечная дальность будет достигнута в момент времени $t_k + \tau_x$. Для найденного момента времени $t_k + \tau_x$ можно определить величину скорости РН.

$$\bar{V}(t_k - \tau_x) = \bar{V}(t_k) + \tau_x \bar{a}_k, \quad (5.33)$$

где \bar{V}_K – скорость РН в момент t_k ;

\bar{a}_k – ускорение РН в момент t_k .

Векторы \bar{V}_K и \bar{a}_k определяются по формулам (5.30). «Недобор» скорости на момент достижения заданной конечной дальности (вектора \bar{X}_K) будет равен:

$$\delta\bar{V}_K = \bar{V}_{HK} - \bar{V}(t_k + \tau_x) = \bar{V}_{HK} - \bar{V}(t_k) + \tau_x \bar{a}_k, \quad (5.34)$$

Эту скорость необходимо добрать до величины \bar{V}_{HK} в виде кажущейся скорости, нарастающей с ускорением \bar{a}_{Ik} , определяемым соотношением (5.28).

$$\bar{a}_{Ik} = -\bar{a}_{\Gamma k} + \frac{\bar{a}_i}{\Delta t^2} \quad (5.35)$$

Вектор $\bar{a}_{\Gamma k}$ в первом приближении представляет собой вектор гравитационного ускорения \bar{g} , который в момент t_k равен:

$$\bar{a}_{\Gamma k} = -\frac{\mu}{|\bar{X}_K|^3} \bar{X}_K \quad (5.36)$$

Вектор ускорения \bar{a}_i определяется соотношением (5.30).

Спроектировав векторы $\delta\bar{V}_K$ и \bar{a}_{Ik} на вектор скорости $\bar{V}(t_k)$, определим требуемую задержку на выключение двигателя для обеспечения набора скорости \bar{V}_{HK} в точке \bar{X}_{HK} :

$$\tau = \frac{\delta\bar{V}_K \cdot \bar{V}(t_k)}{\bar{a}_{Ik} \cdot \bar{V}(t_k)} \quad (5.37)$$

Запаздывание τ может быть как положительным, так и отрицательным. Отрицательное значение означает, что выключение двигателя РН необходимо сделать раньше времени t_k . Рассмотренный алгоритм обеспечивает формирование запаздывания τ по измерениям, проведенным в момент t_k , когда двигатель должен быть уже выключен. Поэтому запаздывание τ

необходимо формировать и для моментов времени t_i , предшествующих t_k . Тогда формируемые для моментов t_i запаздывания τ_i будут означать на сколько раньше или позже момента t_i необходимо выключать двигатель, чтобы после выключения двигателя вектор состояния РН спрогнозированным в точку \bar{X}_{H_i} имел скорость \bar{V}_{H_i} . Учитывая, что запаздывание τ_i является медленно меняющейся величиной, можно считать, что в конечной точке t_k оно будет практически таким же как и в ближайшее к времени t_k моментом времени t_i . Тогда определив с опережением запаздывание τ_i , можно в нужный момент выключить двигатель, даже если τ_i отрицательное.

Другим недостатком рассмотренного алгоритма формирования запаздывания τ является то, что оно вычисляется по единичному измерению векторов \bar{X}_k и \bar{V}_k . В этом случае, например, случайная ошибка определения \bar{V}_k может целиком перейти в ошибку скорости РН в момент выключения двигателя. То есть, если ошибка измерения вектора \bar{V}_k составила 0,1 м/с, то соответствующая ошибка вычисления τ приведет к аналогичной ошибке продольной скорости РН. Чтобы уменьшить влияние ошибок измерений АСН на точность формирования момента выключения двигателя, целесообразно также осуществлять расчеты τ_i заблаговременно до момента t_k , и по этим измеренным значениям формировать оценку запаздывания на момент t_k , ошибка которой будет определяться осредненной серией измерений АСН. Приведем алгоритмы формирования такой оценки.

Так как для вычисления запаздывания τ_i необходимо использовать вектор измерения АСН \bar{V}_{i+1} для момента времени t_{i+1} , то вычисление τ_i выполняется с запаздыванием, по крайней мере, на 1 с после измерения \bar{V}_{i+1} . Для формирования τ_i используется следующая информация:
 $\bar{X}_{H_i}, \bar{X}_{H_{i-1}}$ – значения векторов координат номинальной траектории для моментов времени t_i и t_{i-1} ;

$\bar{X}_{i-1}, \bar{X}_i, \bar{X}_{i+1}$ – измеренные АСН вектора координат РН для моментов времени t_{i-1}, t_i, t_{i+1} , преобразованные в ИСК с использованием формул (5.3) и (5.23).

Алгоритм реализуется в следующей последовательности:

По формуле (5.25) формируется проекция разности реального и номинального векторов координат на направление движения:

$$\delta x_i = \frac{(\bar{X}_i - \bar{X}_{Hi}) \cdot (\bar{X}_i - \bar{X}_{i-1})}{|\bar{X}_i - \bar{X}_{i-1}|} \quad (5.38)$$

По формуле (5.26) формируется проекция разности реального и номинального приращения координат на исправление движения:

$$\delta \Delta x_i = \frac{(\Delta \bar{X}_i - \Delta \bar{X}_{Hi}) \cdot \Delta \bar{X}_i}{|\Delta \bar{X}_i|}, \quad (5.39)$$

где $\Delta \bar{X}_i = \bar{X}_i - \bar{X}_{i-1}$
 $\Delta \bar{X}_{Hi} = \Delta \bar{X}_{Hi} - \Delta \bar{X}_{Hi-1}$.

Векторы скорости \bar{V}_i и ускорения \bar{a}_i РН в момент t_i определяются по формуле:

$$\bar{V}_i = \frac{\Delta \bar{X}_{i+1} + \Delta \bar{X}_{i-1}}{2\Delta t}; \quad (5.40)$$

$$\bar{a}_i = \Delta \bar{X}_{i+1} - \Delta \bar{X}_{i-1}$$

где Δt – такт формирования векторов координат.

Запаздывание на приведение РН в точку \bar{X}_{Hi} будет равно:

$$\tau_{xi} = -\frac{\delta x_i}{|\bar{V}_i|} \quad (5.41)$$

«Недобор» скорости РН на момент достижения точки \bar{X}_{Hi} будет равен:

$$\delta \bar{V}_i = \bar{V}_{Hi} - \bar{V}_i + \tau_x \bar{a}_i \quad (5.42)$$

Вектор инерциального ускорения \bar{a}_{Hi} , обусловленного работой двигателей и аэродинамикой в момент t_i определяется равенством:

$$\bar{a}_{Hi} = \frac{\mu}{|\bar{X}_i|^3} \bar{X}_i + \frac{\bar{a}_i}{\Delta t_2} \quad (5.43)$$

В роли «добра» скорости РН в точке \bar{X}_{Hi} равно

$$\tau_{vi} = \frac{\delta \bar{V}_i \cdot \bar{V}(t_i)}{\bar{a}_{ni} \cdot \bar{V}(t_i)} \quad (5.44)$$

Общее запаздывание на выключение двигателя РН равно:

$$\tau_i = \tau_{xi} + \tau_{vi} \quad (5.45)$$

Сформированное в соответствии с (5.45) запаздывание на выключение двигателя определяется локальными измерениями АСН в окрестности точки t_i . Случайные значительные ошибки измерений могут привести к значительным ошибкам формируемого запаздывания и, соответственно, к значительной конечной ошибке РН по набираемой скорости. Чтобы уменьшить влияние таких ошибок на конечную скорость, целесообразно формировать оценку запаздывания по серии измерений. Кроме того, следует отметить, что формируемое запаздывание τ_i в процессе набора скорости РН, как правило, является монотонно растущей величиной. Поэтому для

выполнения прогноза τ_i с текущего момента t_i на момент t_k целесообразно также оценивать и производную этого запаздывания. Введём обозначения:

τ_i^* – оценка запаздывания на момент t_i ;

V_i^* – оценка производной запаздывания.

Будем формировать эти оценки по измерениям значения τ_i по алгоритму:

$$\begin{aligned}\tau_{i+1}^* &= \tau_i^* + V_i^* + \frac{2}{T}(\tau_i - \tau_i^*) \\ V_{i+1}^* &= V_i^* + \frac{1}{T^2}(\tau_i - \tau_i^*)\end{aligned}, \quad (5.46)$$

где Т – постоянная времени фильтра.

Характеристическое уравнение, описывающее динамику формируемой оценки запаздывания τ^* , имеет вид:

$$\ddot{\tau}_i^* + \frac{2}{T}\dot{\delta}^* + \frac{1}{T^2}\tau^* = \frac{2}{T}\dot{\tau} + \frac{1}{T^2}\tau \quad (5.47)$$

Очевидно, что левая часть уравнения (5.47) представляет собой апериодическое звено. Оно устойчиво при любых значениях постоянной времени Т. Рекомендуемое значение постоянной времени $\sim 50 \div 100$ с при длительности работы двигателя РН ~ 300 с. В этом случае можно сказать, что оценка запаздывания τ^* и её производной V^* формируется по совокупности из 50–100 измерений АСН.

За 10–15 с до расчетного момента t_k необходимо начать на каждой секунде формирование оценки времени выключения двигателя с учетом сформированного запаздывания по алгоритму:

$$t_{k+1}^* = t_k + \tau_i^* + V_i^*(t_k - t_i) \quad (5.48)$$

Время t_{ki}^* – это откорректированное время выключения двигателя t_k , учитывающее отличие реального ускорения от номинального. Время t_k – это последнее значение целой секунды номинальной траектории. Но точное значение времени завершения номинальной траектории имеет и дробную часть Δt_k .

Эту дробную часть времени двигатель РН также должен отработать. Поэтому точное время выключения двигателя представляет собой сумму:

$$t_{\text{выкл.}} = t_{ki}^* + \Delta t_k, \quad (5.49)$$

где i соответствует последнему значению момента времени t_i , при котором $t_{ki}^* > t_i$.

Таким образом, рассмотренные выше алгоритмы управления боковыми смещениями и продольной дальностью РН при выводении по измерениям АСН обеспечивают расчетный конечный вектор состояния $\bar{X}_{H_k}, \bar{V}_{H_k}$ с высокой точностью. Однако, из-за нерегулируемости тяги двигателя РН этот расчетный вектор состояния может обеспечиваться не в расчетный момент t_k , а в некоторый близкий момент времени с некоторым опережением или запаздыванием τ_x , определяемым формулой (5.41). Величина τ_x может достигать несколько секунд. Это запаздывание, как правило, не играет существенной роли для выводимого объекта. Обеспечение заданного конечного вектора состояния обеспечивает выводение объекта на орбиту с требуемыми параметрами, но с некоторым смещением объекта по фазе орбиты относительно расчетного вектора состояния. При необходимости это смещение может быть легко скомпенсировано путем коррекции параметров орбиты выводимого объекта. Какие параметры для этого должны быть скорректированы, определяется последующей баллистикой этого объекта. В качестве примера выводимого объекта рассмотрим разгонный блок (РБ), задачей

которого является выведение полезной нагрузки (спутников различного целевого назначения) на более высокие орбиты.

5.4 Использование АСН на РБ

Как правило, РБ обеспечивает выведение полезного груза с низких орбит на более высокие орбиты, например, на ГСО.

Для обеспечения такого перевода необходимо выполнение коррекции орбиты как на высоте низких орбит, так и на высоте орбит выведения. Между указанными коррекциями осуществляется движение РБ по высокоэллиптической орбите ВЭО. На всех перечисленных орbitах функционирование АСН имеет свои особенности. Поэтому рассмотрим более детально возможные схемы выведения полезной нагрузки на высокие орбиты с помощью РБ, в частности, выведение на ГСО.

5.4.1 Схемы выведения полезной нагрузки на ГСО с помощью РБ

Наиболее простой схемой выведения полезного груза на ГСО является выведение с низкой околокруговой орбиты с нулевым наклонением. Такое выведение обеспечивается двухимпульсным переходом с выдачей корректирующих импульсов в плоскости орбиты. Первый импульс ΔV , обеспечивает переход на эллиптическую орбиту с высотой перигея, равной высоте низкой орбиты, и высотой апогея, равной высоте ГСО. Определим суммарный импульс, реализуемый РБ для обеспечения двух импульсного перехода на ГСО

Предположим, что высота низкой орбиты равна $H_1=200$ км.

Высота ГСО $H_{ГСО}=35800$ км ($r = 42160$ км).

Соответственно, большая полуось орбиты равна:

$$a = \frac{35800 + 200 + 2R_3}{2} = 24370, \quad (5.50)$$

где R_3 – радиус Земли.

Круговая скорость КА определяется по формуле:

$$V_{kp} = \sqrt{\frac{\mu}{r}}, \quad (5.51)$$

где μ – гравитационная постоянная Земли;

r – радиус орбиты.

Для низкой орбиты $V_{kp1}=7.774$ м/с,

для ГСО $V_{kp2}=3.075$ м/с.

Скорости в перигее и апогее переходного эллипса определяются из уравнения:

$$V^2 - \frac{2\mu}{r} = -\frac{\mu}{a}, \quad (5.52)$$

где r – радиус соответственно перигея или апогея.

Из уравнения (5.52) легко получить значения скорости в перигее V_n и апогее V_a :

$$V_n = 10226 \text{ м/с}$$

$$V_a = 1598 \text{ м/с.}$$

Суммарный импульс для перехода на ГСО будет равен:

$$\Delta V = V_n - V_{kp1} + V_{kp2} - V_a = 3930 \text{ м/с} \quad (5.53)$$

Таким образом плоский двухимпульсный переход с низкой околокруговой орбиты на ГСО требует реализации суммарного импульса РБ, равного 3930 м/с.

Интересно сравнить суммарный импульс на выведение с экватора с суммарным импульсом 2 импульсного маневра при выведении с космодрома «Байконур». Низкая орбита после выведения имеет наклонение $51,6^\circ$. Для приведения орбиты к плоскости экватора в этом случае необходимо корректирующие импульсы выдавать при прохождении РБ плоскости экватора. При этом импульс выдается не в плоскости орбиты, а имеет составляющую по нормали к плоскости орбиты, обеспечивая поворот плоскости. Поворот плоскости при первом импульсе выполняется на угол α_1 , при втором – на угол α_2 . Суммарный разворот $\alpha_1+\alpha_2$ должен быть равен $51,6^\circ$. Сказанное иллюстрирует рис. 5.7.

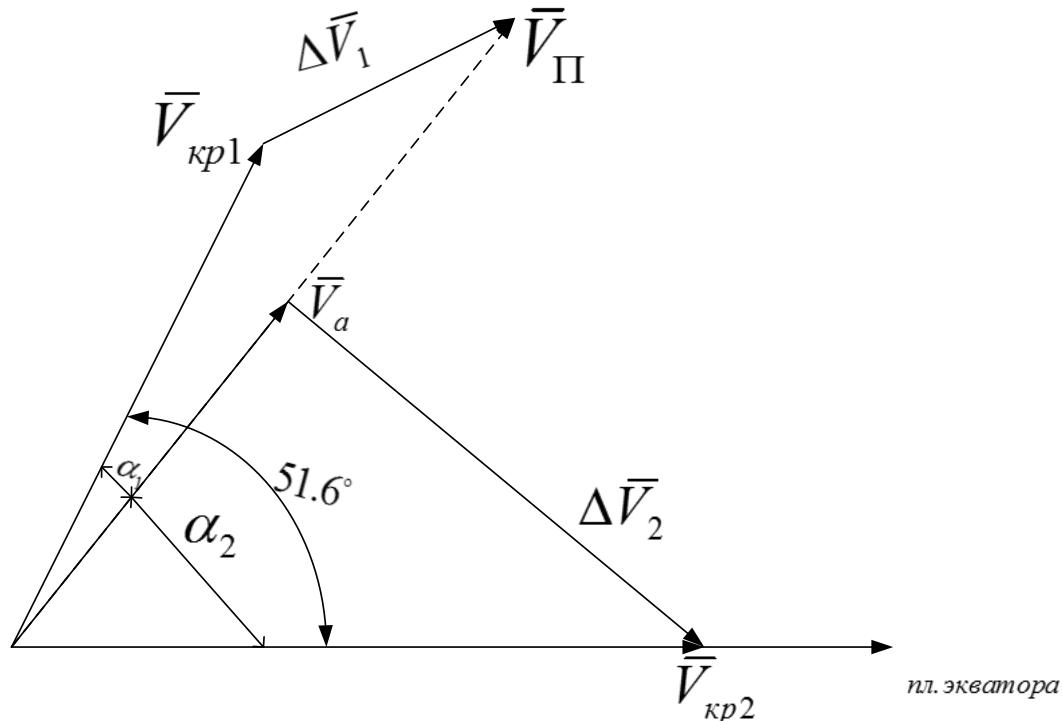


Рис. 5.7 Расположение векторов скорости РБ относительно плоскости экватора в моменты 1 и 2 коррекций.

В момент начала первой коррекции на экваторе вектор скорости РБ \bar{V}_{kp_1} повернут относительно плоскости экватора на угол $51,6^\circ$. После выдачи импульса $\Delta\bar{V}_1$ вектор скорости РБ по величине равен V_Π , и повернут относительно \bar{V}_{kp_1} на некоторый угол α_1 . Через полвитка движения РБ по эллипсу в апогее скорость по величине равна V_a , отклоненная от экватора на угол $51,6^\circ - \alpha_1$. В этой точке выдается импульс $\Delta\bar{V}_2$, обеспечивающий скорость РБ равную V_{kp2} и лежащую в плоскости экватора. Второй поворот плоскости орбиты выполняется на угол $\alpha_2=51,6^\circ-\alpha_1$. Величина угла α_1 выбирается из условия минимизации суммы $\Delta V_1+\Delta V_2$ и близка к величине $\sim 3^\circ$. Угол α_2 соответственно равен $\sim 49^\circ$.

Опуская выкладки, отметим, что суммарный импульс на выводение и одновременный разворот орбиты на $51,6^\circ$ равен:

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 \approx 4840 \text{ м/с} \quad (5.55)$$

Это означает, что при запуске с экватора выигрыш в суммарном импульсе РБ превышает 900 м/с.

Требуемая на поворот плоскости орбиты величина корректирующего импульса тем больше, чем больше скорость РБ в момент выдачи импульса. Поэтому на высоких орбитах разворот плоскости орбиты на один и тот же угол требует меньший корректирующий импульс. Оказывается, например, что двухимпульсный маневр перевода на ГСО с одновременным разворотом плоскости орбиты на $51,6^\circ$ не является оптимальным с точки зрения суммарного корректирующего импульса. Более экономичным является маневр перевода без поворота плоскости на высокоэллиптическую орбиту с высотой апогея значительно выше высоты ГСО с последующим двухимпульсным маневром перевода на ГСО и одновременным разворотом плоскости орбиты путем выдачи корректирующего импульса в апогее. За счет того, что скорость в апогее мала, затраты на разворот плоскости орбиты в этой точке оказываются минимальными. В этом случае, чем выше апогей, тем меньший суммарный импульс на выводение. Предельным случаем является ВЭО с бесконечно большой высотой апогея. Для этого случая суммарный импульс перехода на ГСО составляет 4490 м/с, что на 350 м/с меньше, чем суммарный импульс двухимпульсного перехода. Выведение на ГСО через ВЭО с бесконечно высоким апогеем представляет собой некоторую абстракцию. Такой переход требует бесконечно большого времени на выполнение маневра. Поэтому целесообразно рассмотреть более реальный пример выведения на ГСО через ВЭО, например с высотой апогея 300 тыс. км. Длительность такого

перехода составляет $\sim 7,7$ суток, а величина суммарного импульса на выведение составляет 4640 м/с, что на 200 м/с меньше, чем суммарный импульс двухимпульсного перехода.

Существенное повышение эффективности выведения полезного груза на ГСО достигается при комплексировании средств выведения РН и выводимого спутника, оснащенного электрореактивными двигателями. Дело в том, что удельная тяга электрореактивных двигателей (ЭРД) существенно выше удельной тяги химических двигателей. Поэтому на реализацию одного и того же импульса с помощью ЭРД требуется в несколько раз меньше рабочего тела по сравнению с затратами топлива химических двигателей. Однако недостатком ЭРД является малая тяга, величина которой составляет всего десятки грамм. Поэтому процесс выведения спутников с ЭРД непосредственно с низкой околокруговой орбиты на ГСО затягивается на десятки месяцев. При этом длительное время электронике спутника приходится работать в условиях повышенной радиации при прохождении через радиационные пояса. Существенное уменьшение времени выведения и снижение радиации может быть обеспечено при интегрировании средств выведения РБ и спутника с ЭРД, когда с помощью РБ обеспечивается выведение на среднюю околокруговую орбиту высотой ~ 19000 км, т.е. выше зон радиационных поясов. Круговая скорость на этой орбите равна 3644 м/с. Довыведение на ГСО с этой промежуточной орбиты обеспечивается с помощью ЭРД. При этом особенно эффективным такой метод является при выведении с орбит, имеющих большое наклонение. В этом случае РБ обеспечивает выведение на среднюю орбиту без поворота плоскости, а поворот плоскости выполняется с помощью ЭРД одновременно с подъемом орбиты. В этом случае затраты РБ будут такими же, как и при выведении с экватора. Суммарный импульс на такое выведение составляет 3330 м/с.

Суммарные импульсы РБ для разных, рассмотренных выше способов выведения, приведены в таблице 5.1. Там же приведены массы полезного груза, который мог бы быть выведен на указанную орбиту разгонным блоком ДМ-03.

Таблица 5.1 демонстрирует, что разные способы выведения полезного груза на ГСО требуют реализации двигателями РБ корректирующих импульсов разной величины. Например, выведение на ГСО низкой промежуточной экваториальной орбиты требует почти на 900 м/с меньшего суммарного импульса, чем с орбиты, имеющей наклонение 51,6°.

Таблица 5.1

№	Способ выводения	Начальная орбита	Суммарный импульс м/с	Выводимая масса полезного груза
1.	Двухимпульсный переход на ГСО	Околокруговая, экваториальная. Высота 200 км	3930	4690
2.	Двухимпульсный переход на ГСО с одновременным поворотом орбиты	Околокруговая с наклонением $51,6^\circ$ и высотой 200 км	4840	2950
3.	Трехимпульсный переход на ГСО через ВЭО и с разворотом орбиты в апогее высотой 300 тыс. км	Околокруговая с наклонением $51,6^\circ$ и высотой 200 км	4640	3300
4.	Двухимпульсный переход на среднюю круговую орбиту высотой 19000 км без разворота плоскости	Околокруговая с любым наклонением высотой 200 км	3330	6140
5.	Двухимпульсный переход на ВЭО в плоскости экватора с высотой апогея 36000 км, высотой перигея 19000 км с одновременным поворотом в апогее.	Околокруговая орбита с наклонением $51,6^\circ$ и высотой 200 км	4537	3500

6.	Двухимпульсный переход на ВЭО с высотой апогея 200000 км и высотой перигея 19000 км без поворота плоскости орбиты.	Околокруговая орбита с наклонением $51,6^\circ$ и высотой 200 км	3337	6110
7.	Двухимпульсный переход на ВЭО с высотой апогея 200000 км и высотой перигея 19000 км с одновременным поворотом плоскости орбиты на 20° в апогее.	Околокруговая орбита с наклонением $51,6^\circ$ и высотой 200 км	3374	6020
8.	Двухимпульсный переход на ВЭО с высотой апогея 100000 км и высотой перигея 19000 км с одновременным поворотом плоскости орбиты на 20°	Околокруговая орбита с наклонением $51,6^\circ$ и высотой 200 км	3545	5640
9.	Двухимпульсный переход на ВЭО с высотой апогея 60000 км и высотой перигея 19000 км с одновременным поворотом плоскости орбиты на $41,6^\circ$	Околокруговая орбита с наклонением $51,6^\circ$ и высотой 200 км	3970	4600

Приведенная таблица демонстрирует преимущества экваториального космодрома по сравнению с Байконуром. Действительно, при выведении одним и тем же РБ в первом случае сэкономленное топливо может быть заменено полезной нагрузкой. В результате выведение с

экваториального космодрома с помощью одних и тех же средств выведения (РН и РБ) дает возможность выведения существенно большей полезной нагрузки, чем выведение с широтного космодрома. Однако выведение средствами полезной нагрузки позволяет осуществлять выведение с помощью РН на разные промежуточные орбиты, позволяющие существенно уменьшить необходимый для выведения суммарный импульс. Снижение суммарного импульса позволяет уменьшить массу заправляемого топлива и увеличить вес полезной нагрузки.

Рассмотрим зависимость величины дополнительной полезной нагрузки от экономии суммарного импульса при выведении на разные промежуточные орбиты. За базу для сравнения возьмём выведение на ГСО с промежуточной низкой орбиты, имеющей наклонение $51,6^\circ$. Например, выведение на ГСО с такой орбиты обеспечивает разгонный блок ДМ-03 разработки РКК «Энергия». Его сухая масса в космосе 2350 кг, запас топлива 18700 кг, выведенная на ГСО полезная нагрузка имеет вес 2950 кг, удельная тяга двигателя составляет $R_{y\partial} \approx 330$ с. Суммарный вес РБ с полезной нагрузкой составляет $m_H = 24000$ кг. Конечный вес РБ после выведения с учетом резерва топлива составляет $m_K = 5500$ кг. Определим, какую полезную нагрузку мог бы вывести этот РБ при запуске с экватора.

Для выполнения этого запуска требуется реализовать суммарный импульс (см. Табл. 5.1) 3930 м/с. Для этого требуется меньше топлива. Вместо сэкономленного топлива можно увеличить вес полезной нагрузки m_{K2} . Определим этот вес. Для обоих запусков можно записать Формулу Циолковского:

$$V_1 = V_T \ln \frac{m_H}{m_K} \quad V_2 = V_T \ln \frac{m_H}{m_{K2}}, \quad (5.56)$$

где V_1 и V_2 – суммарные импульсы соответственно для первого и второго выведений;

V_T – скорость истечения газовой струи из двигателя РБ;

$$V_T = gR_{yo} \approx 3300 \text{ м/с.}$$

Из системы уравнений (5.56) легко определить конечный вес m_{K2} во втором запуске:

$$m_{K2} = m_K e^{\frac{V_1 - V_2}{V_T}} = 7240 \text{ кг} \quad (5.57)$$

То есть, запуск с экватора позволяет увеличить вес полезного груза на 1740 кг, т.е. в 1,6 раза по сравнению с весом полезной нагрузки, выводимой традиционным двухимпульсным маневром.

Еще больший эффект можно получить от комплексирования РБ при запуске с космодрома Байконур со средствами выведения полезной нагрузки на базе ЭРД, обеспечив с помощью РБ выведение на среднюю околокруговую орбиту высотой ≈ 19000 км без поворота плоскости орбиты, а довыведение на ГСО с одновременным поворотом орбиты обеспечивая с помощью ЭРД. Суммарный импульс РБ в этом случае составит 3330 м/с вместо импульса 4840 м/с, необходимого для выведения с низкой орбиты, имеющей наклонение $51,6^\circ$. Из соотношения (5.57) легко получить максимальный вес полезной нагрузки для рассматриваемого выведения

$$m_{K2} = m_K e^{\frac{V_1 - V_2}{V_T}} = 8690 \text{ кг} \quad (5.58)$$

То есть, допустимый вес полезной нагрузки увеличился на 3190 кг, что более чем 2 раза превышает начальный вес полезной нагрузки (2950 кг).

Далее полезная нагрузка, оснащенная ЭРД, обеспечивает собственными средствами довыведение на ГСО. Выигрыш здесь достигается как за счет высокой удельной тяги ЭРД, так и за счет того, что РБ остается на промежуточной орбите, и на затрачивается топливо на его подъем на ГСО.

5.4.2 Схемы выводения полезной нагрузки на ГСО с помощью ЭРД

Схема выводения полезной нагрузки на ГСО с помощью ЭРД зависит от параметров промежуточной орбиты. В наиболее простом случае промежуточная орбита может иметь нулевое наклонение, и ЭРД должны непрерывно давать тягу в направлении полета. Высота орбиты будет медленно повышаться, при этом орбита будет оставаться околокруговой. Оценим суммарный импульс на выводение с промежуточной околокруговой орбиты высотой 19000км и нулевым наклонением. Обозначим через C кинетический момент КА относительно центра Земли, который равен:

$$C = V \cdot r = \sqrt{\mu} \cdot r^{\frac{1}{2}}, \quad (5.59)$$

где μ – гравитационная постоянная Земли.

Производная кинетического момента равна моменту силы, создаваемому двигателями. Тогда можно записать:

$$\dot{C} = \frac{1}{2} \sqrt{\mu} \cdot r^{-\frac{1}{2}} \dot{r} = \frac{F}{m} r, \quad (5.60)$$

где F – тяга двигателей КА;

m – масса КА.

Учитывая, что ЭРД имеют высокую удельную тягу, будем пренебрегать расходом рабочего тела и считать, что масса КА постоянна. Это допущение справедливо, так как при массе КА ~ 1600 кг расход рабочего тела на подъем орбиты составляет ~ 50 кг. Тогда уравнение (5.60) можно записать в виде:

$$\frac{1}{2} \sqrt{\mu} \cdot r^{-\frac{3}{2}} dr = \frac{F}{m} dt. \quad (5.61)$$

Проинтегрировав уравнение (5.61) от r_0 до r , получим зависимость текущего радиуса орбиты от времени t , отсчитываемого от начала работы двигателей:

$$\sqrt{\mu} \left(r_0^{-\frac{1}{2}} - r^{-\frac{1}{2}} \right) = \frac{F}{m} t \quad (5.62)$$

Уравнение (5.62) удобно записать в виде:

$$V = V_0 - \frac{F}{m} t \quad (5.63)$$

где V_0 и V – соответственно круговые скорости (начальной и текущей) орбит.

Оценим необходимый импульс ЭРД для выводения КА с орбиты высотой 19000 км с круговой скоростью $V_0=3645$ м/с на ГСО с круговой скоростью $V_{\text{ГСО}}=3075$. Пусть масса КА равна $m=1500$ кг, а тяга двигателей $F=0,18$ Н. Из формулы (5.63) легко определить, что необходимый для выводения импульс скорости равен $\Delta V=570$ м/с, а время выводения составит $t=55$ суток при непрерывной работе ЭРД.

Расход рабочего тела определяется удельной тягой ЭРД, величиной реализованного импульса и массой КА:

$$m_T = \frac{\Delta V \cdot m}{g \cdot R_{y\partial}} \quad (5.64)$$

где g – ускорение свободного падения на Земле;

$R_{y\partial}$ – удельная тяга ЭРД.

Будем считать $R_{y\partial}=1550$ с. Тогда расход рабочего тела, вычисленный по формуле (5.64), будет равен $m_T=55$ кг.

Приведенные выше расчеты относятся к плоской схеме выведения, когда ЭРД обеспечивают только подъем орбиты без поворота плоскости орбиты. Однако значительный интерес представляет схема выведения на ГСО со средней промежуточной орбиты, имеющей большое наклонение ($51,6^\circ$). В этом случае ЭРД должны одновременно обеспечивать подъем орбиты и поворот ее плоскости. Для подъема орбиты необходимо формировать тягу ЭРД по вектору скорости КА. Для поворота плоскости – по нормали к плоскости орбиты в окрестности экватора. В этом случае скорость изменения наклонения определяется по формуле:

$$\dot{i} = \frac{\dot{V}}{V} = \frac{F}{mV} \quad (5.65)$$

где V – модуль текущей круговой скорости;

\dot{V} – нормальная составляющая производной вектора скорости.

Для $F=0,18$; $m=1500$ кг; $V=3645$ м/с скорость изменения угла наклонения составной

$$\dot{i} = \frac{0.18}{1500 \cdot 3645} = 3.3 \cdot 10^{-8} \text{ с}^{-1} = 2.8^{10^{-3}} \text{ рад / сутки}$$

При такой скорости для разворота на $51,6^\circ$ потребуется около года. Учитывая, что интервал полета в окрестности экватора, удобный для коррекции наклонения составляет $\sim 20\%$ от периода орбиты, то длительность приведения орбиты в плоскость экватора составит время ~ 5 лет, что конечно не допустимо. Повышение скорости изменения наклонения при той же тяге ЭРД может быть достигнуто на более высоких и вытянутых орbitах. То есть, если промежуточная орбита, выведение на которую обеспечивает РБ, является более высокой по сравнению с ГСО и

эллиптической, то затраты рабочего тела ЭРД на разворот такой орбиты оказываются существенно ниже, чем на разворот низкой околокруговой орбиты. К тому же затраты рабочего тела на разворот плоскости могут быть разделены между РБ и спутником. В конечном итоге вес полезной нагрузки, выводимой РБ на промежуточную орбиту, а также время довыведения спутника на ГСО с помощью ЭРД и затраты рабочего тела ЭРД на довыведение существенно зависят от параметров промежуточной орбиты. Например, двухимпульсное выведение на промежуточную орбиту с высотой перигея 19000 км, высотой апогея 100000 км и наклонением $31,6^\circ$ РБ при старте с околокруговой орбиты высотой 200 км и наклонением $51,6^\circ$, имеет суммарный импульс ΔV_Σ 3524 м/с, что на 1170 м/с меньше суммарного импульса при прямом переходе на ГСО с указанной начальной орбиты. Экономия такого импульса позволяет увеличивать вес полезной нагрузки с 2950 кг до 5644 кг, то есть, более чем на 90 %.

Довыведение с промежуточной орбиты на ГСО должен обеспечить сам спутник с помощью ЭРД.

Время довыведения и расход рабочего тела ЭРД зависит от величины тяги, удельной тяги двигателя, массы спутника, а также программы включений ЭРД на различных участках орбиты для обеспечения подъема перигея, спуска апогея и поворота плоскости орбиты.

Для оценки времени довыведения спутника с промежуточной орбиты на ГСО с помощью ЭРД был разработан математический стенд, моделирующий процесс довыведения. На этом стенде был реализован алгоритм включений ЭРД на различных участках орбиты и получены графики изменения апогея (R_a), перигея (R_p), наклонения орбиты (i_{nc}) и расхода рабочего тела (*fuel rate*). В модели масса спутника задавалась равной 1600 кг, тяга 0,16 кг, удельная тяга 1550 с. Для этих исходных данных на рис. 5.8 приведены графики изменения апогея и перигея (верхний график), наклонения (средний график) и расхода рабочего тела (нижний график)

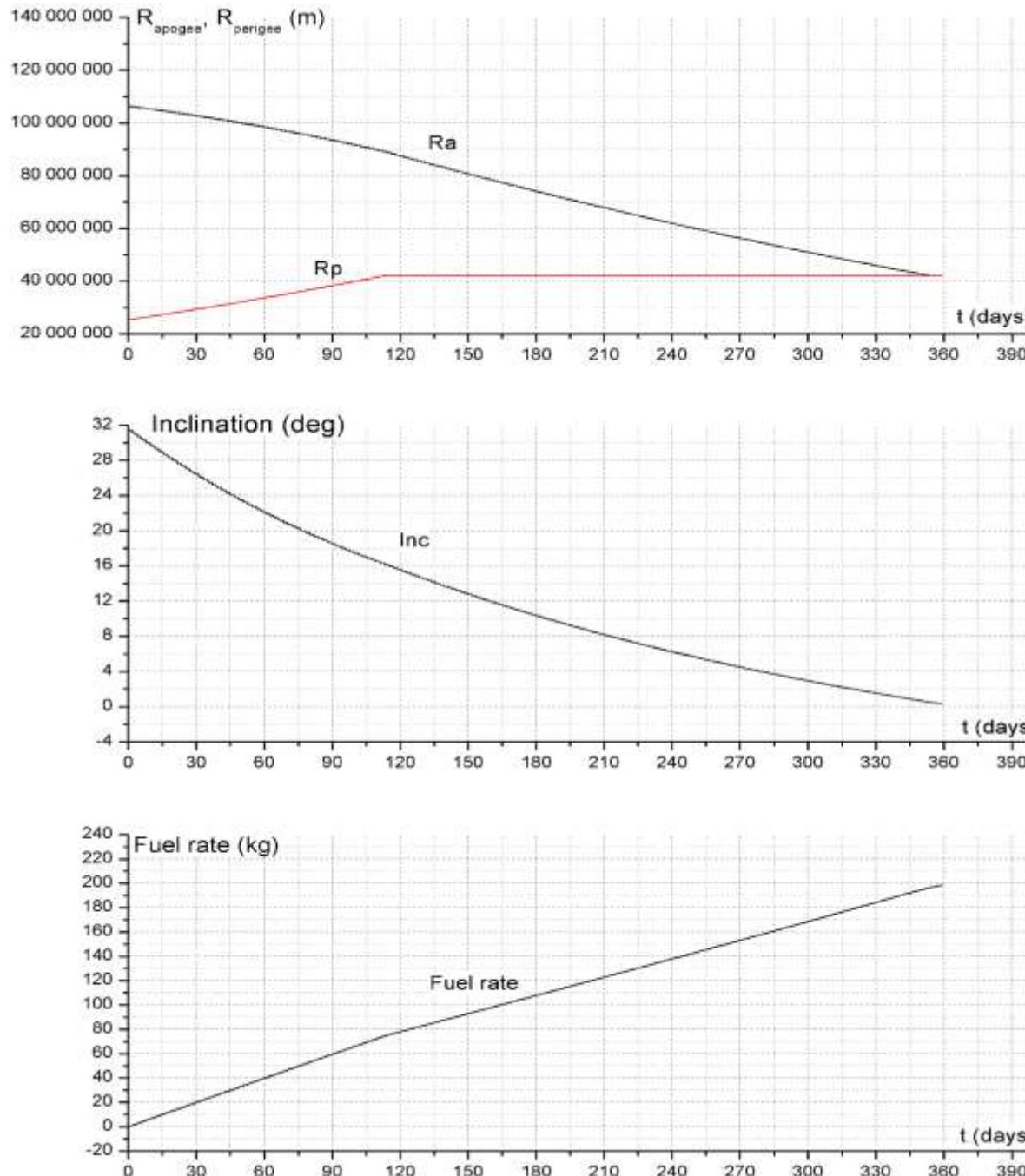


Рис. 5.8 Графики изменения высоты апогея и перигея, наклонения и расхода рабочего тела ЭРД для начальной высоты апогея 100000 км

Из приведенных графиков следует, что время довыведения составило 360 суток, а расход рабочего тела на довыведение – ~200 кг. То есть, 200 кг рабочего тела ЭРД на довыведение спутника позволили увеличить вес выводимой полезной нагрузки почти в два раза с 2950 кг до 5644 кг. Однако такой выигрыш в весе выводимой полезной нагрузки достигается за счет достаточно большого расхода рабочего тела ЭРД и длительного времени довыведения. Расход рабочего тела и время довыведения могут быть уменьшены за счет уменьшения выигрыша в весе выводимой полезной нагрузки путем выведения на другую промежуточную орбиту. Например, при выведении на орбиты с высотой перигея 19000 км, высотой апогея 60000 км и наклонением 10° суммарный импульс двухимпульсного маневра составляет 3970 м/с, что на 870 м/с меньше суммарного импульса при прямом переходе на ГСО с указанной начальной орбиты. Экономия такого импульса позволяет увеличить вес полезной нагрузки с 2950 кг до 4600 кг. Довыведение на ГСО с указанной орбиты обеспечивается средствами полезной нагрузки с помощью ЭРД. На рис. 5.9 приведены графики изменения апогея и перигея (верхний график), наклонения (средний график) и расхода рабочего тела (нижний график). Из приведенных графиков следует, что время довыведения составляет 180 суток, а расход рабочего тела ЭРД – 100 кг. При этом РБ может вывести на указанную промежуточную орбиту не два, а три спутника, каждый из которых обеспечивает собственное довыведение на ГСО.

Таким образом, довыведение спутников на ГСО с промежуточной эллиптической орбиты позволяет существенно повысить массу выводимой с Байконура полезной нагрузки. Увеличение массы полезной нагрузки зависит от параметров промежуточной орбиты. Например, вес полезной нагрузки, выводимой разгонным блоком ДМ-3 с начальной околокруговой орбиты высотой 200км и наклонением $51,6^\circ$ на ГСО составляет 2950 кг. При выведении на ВЭО с

высотой апогея 100000 км, высотой перигея 19000 км и наклонением 31,6° вес полезной нагрузки составляет 5640кг, а при выведении на ВЭО с высотой апогея 60000 кг, высотой перигея 19000 км и наклонением 10° – 4600кг.

Довыведение полезной нагрузки с помощью ЭРД с удельной тягой 1550 с, тягой 0,16 кг при массе спутника 1600 кг в первом случае обеспечивается за ~360 суток с расходом рабочего тела 200 кг, во втором случае – за 180 суток с расходом рабочего тела 100 кг.

Следует отметить также, что в первом случае вес полезной нагрузки почти на тонну превысил вес полезной нагрузки, которую лок ДМ-3 мог бы вывести с начальной экваториальной орбиты, а во втором случае вес полезной нагрузки почти равен весу полезной нагрузки, выводимой с экваториальной орбиты. Отсюда можно сделать вывод, что довыведение полезной нагрузки на ГСО уравнивает возможности космодрома Байконур с экваториальными космодромами.

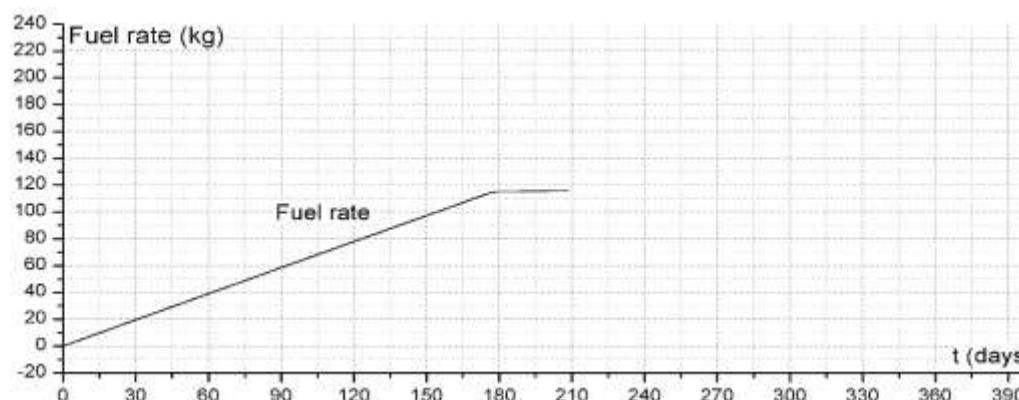
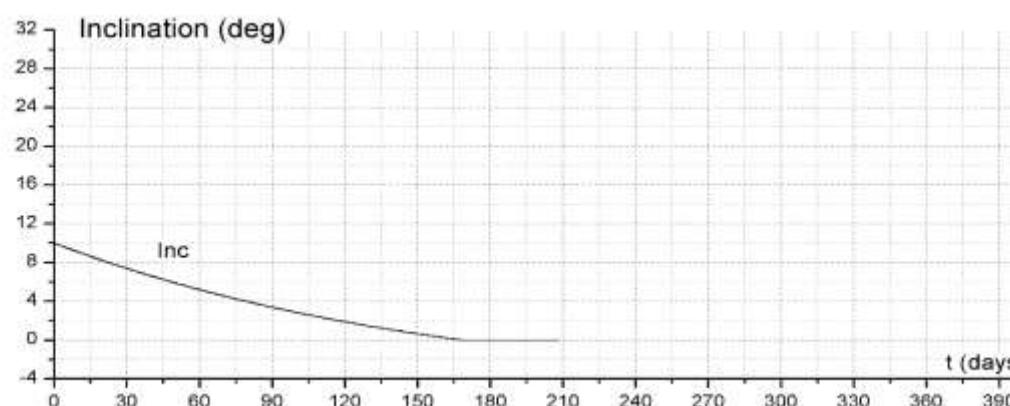
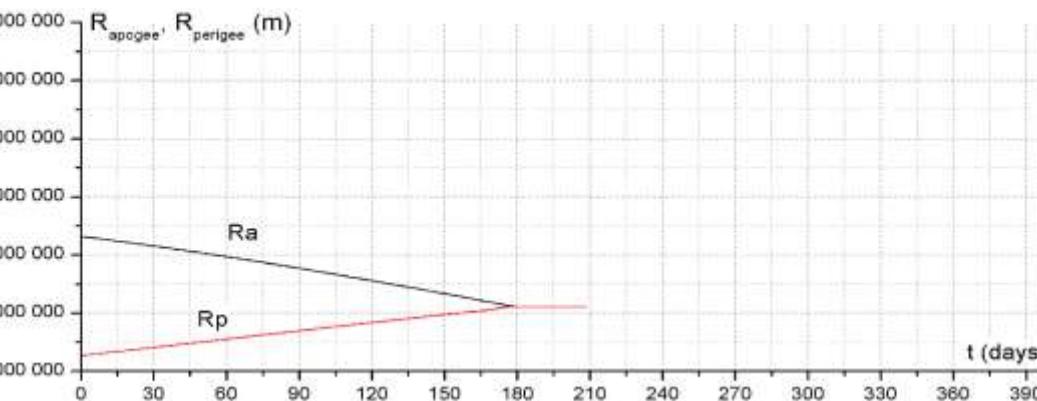


Рис. 5.9 Графики изменения высоты апогея и перигея, наклонения и расхода рабочего тела ЭРД для начальной высоты апогея 60000 км

5.4.2 Использование АСН в контуре управления РБ

Выше были рассмотрены различные схемы работы РБ при выводении полезной нагрузки на ГСО. В основном это либо непосредственно двухимпульсное выводение на ГСО, либо двухимпульсное выводение на промежуточную орбиту.

Основной по величине первый импульс (~ 2500 м/с) РБ выполняет на низкой орбите. При соответствующем расположении антенн АСН число одновременно видимых НС здесь составляет ~ 10 спутников, благодаря чему по одномоментным измерениям формируется вектор состояния \bar{X}, \bar{V} с высокой точностью. Этот измеряемый вектор состояния может использоваться в контуре управления РБ аналогично управлению РН, рассмотренному в разделе 5.3.

После реализации первого импульса осуществляется свободный полет РБ с полезным грузом в направлении апогея переходной орбиты. На этом участке АСН может формировать оценку орбиты по неполным «сырым» измерениям, как это было рассмотрено в главе 11 Книги 1 настоящего курса лекций. По полученной оценке орбиты определяется величина и направление второго импульса. Время полета от перигея до апогея может составлять 6-10 часов. За это время из-за дрейфа БИНС РН может накопиться достаточно большая ошибка по угловому наклонению, определяющая точность выдачи второго импульса. Как правило, этой точности оказывается достаточно для перевода полезного груза на заданную ГСО или ВЭО. Вопрос точности выводения снимается в случае возможности довыведения на ГСО средствами полезного груза, когда выводимые спутники имеют ЭРД. Тогда ошибки выводения определяются с помощью АСН и компенсируются в процессе довыведения. Работа АСН в процессе довыведения имеет определенную специфику, рассматриваемую ниже.

5.4.3 Динамика процесса довыведения спутника на ГСО с помощью ЭРД. Особенности работы АСН на этапе довыведения

В процессе довыведения решаются три основные задачи:

- снижение апогея до высоты ГСО;
- повышение перигея до высоты ГСО;
- поворот плоскости орбиты от начального значения i_0 до нуля.

Снижение апогея достигается выдачей импульса на торможение в окрестности перигея.

Повышение перигея – выдачей импульса на разгон в окрестности апогея. Поворот плоскости – выдачей импульсов по нормали и плоскости орбиты в узлах орбиты. Особенностью ЭРД является низкая тяга. Поэтому двигатели включаются на длительные промежутки времени и, как правило, импульсы на разгон или торможение совмещаются с процессом поворота плоскости орбиты. При этом спутники выполняют значительные развороты по рысканью, обеспечивая нужное пространственное положение вектора тяги ЭРД.

В то же время ЭРД требуют больших затрат электроэнергии, для чего солнечные батареи (СБ) должны быть направлены на Солнце. Но, как правило, на спутниках, выводимых на ГСО, СБ имеют одну степень свободы. Для обеспечения второй степени свободы, позволяющей СБ наводить на Солнце, может выполняться разворот спутника вокруг заданного вектора тяги ЭРД. Поэтому на большей части траектории спутник имеет сложную пространственную ориентацию, в которой антенны АСН могут быть повернуты от Земли и не видеть ни одного НС.

На участках орбиты, где коррекция не выполняется и двигатели выключены, спутник может восстанавливать орбитальную ориентацию, в которой антенны АСН направлены на Землю и видят НС. На этих участках орбиты АСН формирует оценку орбиты, необходимую для реализации процесса управления довыведением.

На участках работы двигателя оценка текущего вектора состояния выполняется по прогнозу. При этом корректирующий импульс ЭРД оценивается с точностью $\sim 10\%$ как по величине, так и по направлению, благодаря чему повышается точность прогноза на участках работы двигателя. В главе 11 Книги 1 настоящего курса лекций рассмотрены алгоритмы формирования оценки орбиты по неполным «сырым» измерениям АСН для КА, находящегося на ГСО. При этом измерения АСН формируются без перерывов в соответствии с видимостью НС.

Проведенное моделирование показало, что при отсутствии возмущений из-за коррекции траектории точность формируемой оценки составляет 50-100 м по координатам и 2-3 см/с (см. рис. 5.10) по скорости. При включении ЭРД ошибки по координатам достигают ~ 1500 м, по скорости $\sim 0,3$ м/с (см. рис. 5.11).

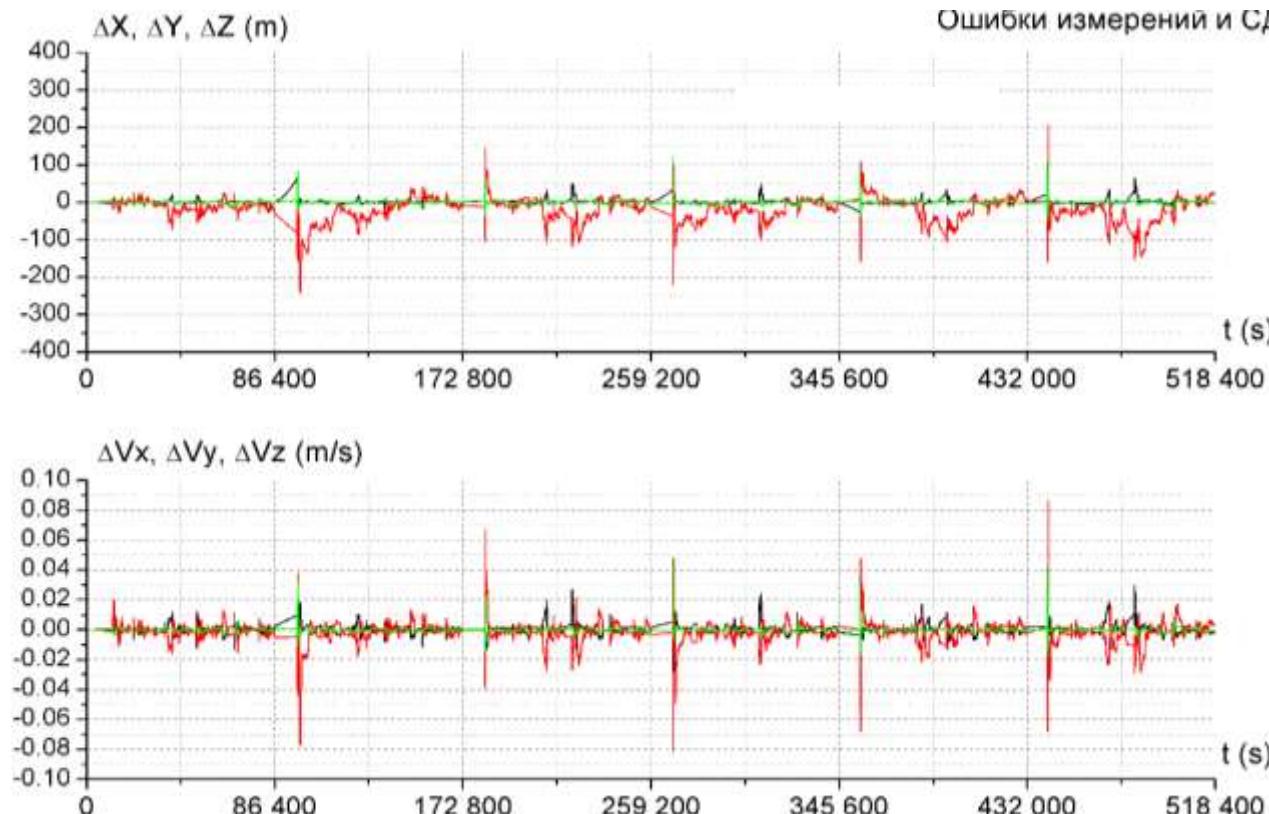
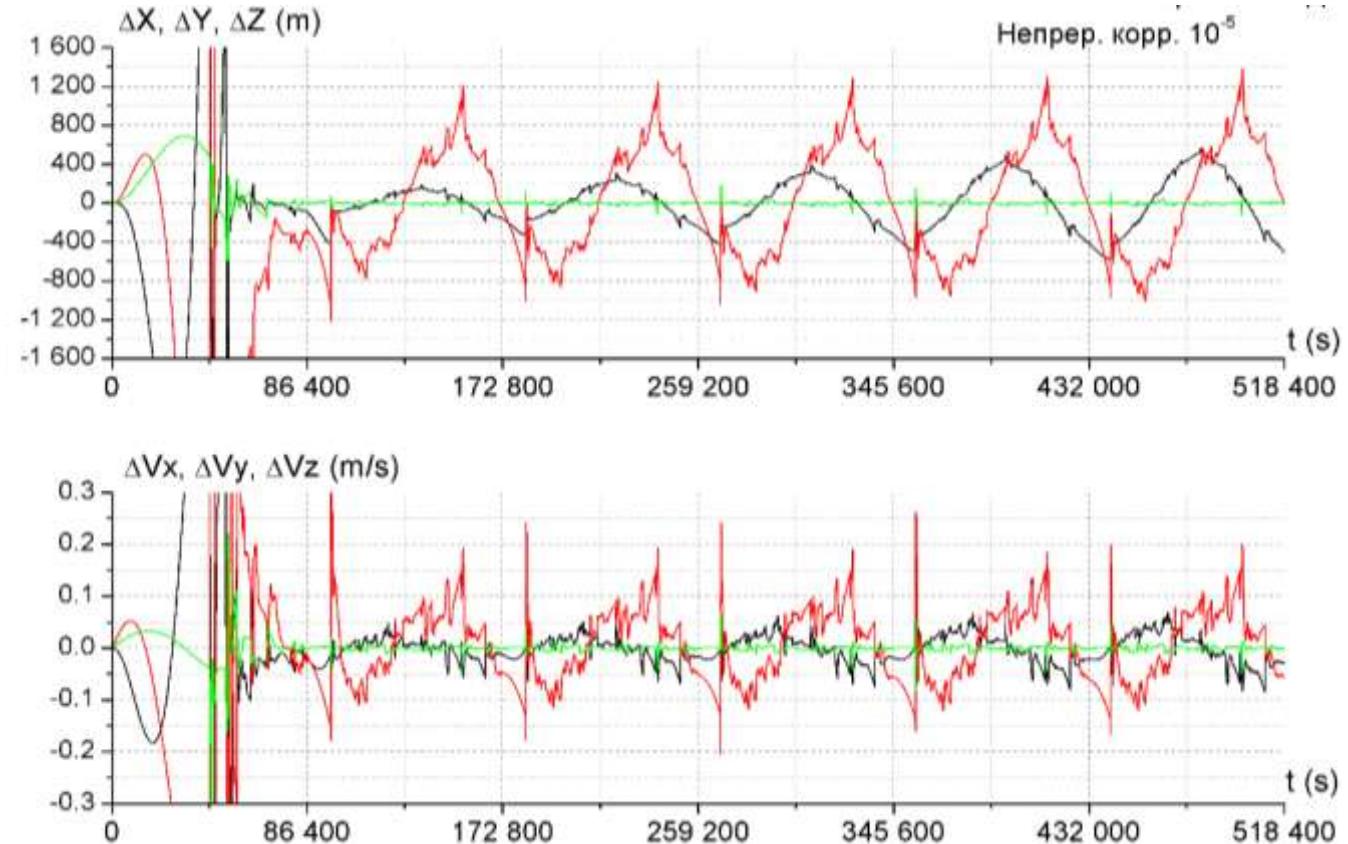


Рис. 5.10 Графики ошибок ГСО по координатам и скорости в режиме *GPS+ГЛОНАСС* при постоянной времени $T_x=10000$ с, $T_V=2000$ с. Действующие возмущения: ошибки измерений АСН и силы солнечного давления.

Рис. 5.11 Графики ошибок ГСО по координатам и скорости в режиме *GPS+ГЛОНАСС* при постоянной времени Т.

Действующие возмущения:
ошибки измерений АСН, силы
солнечного давления,
возмущения от двигателей
коррекции с ускорением 10^{-5} м/с².



Для рассматриваемого случая, когда $\sim 0,5$ периода орбиты работает ЭРД и оценка орбиты формируется на участках орбиты с выключенными двигателями, ошибки оценки координат и скорости КА для режимов ГЛОНАСС+*GPS* и ГЛОНАСС приведены на рис. 5.12 и 5.13. Из приведенных графиков следует, что в обоих режимах обеспечивается устойчивое определение текущей оценки вектора состояния. Точность формируемой оценки по координатам в режиме ГЛОНАСС+*GPS* составляет ~ 40 км, в режиме ГЛОНАСС ~ 60 км. Отметим, что такая точность достаточна для обеспечения управления коррекцией орбиты с помощью ЭРД.

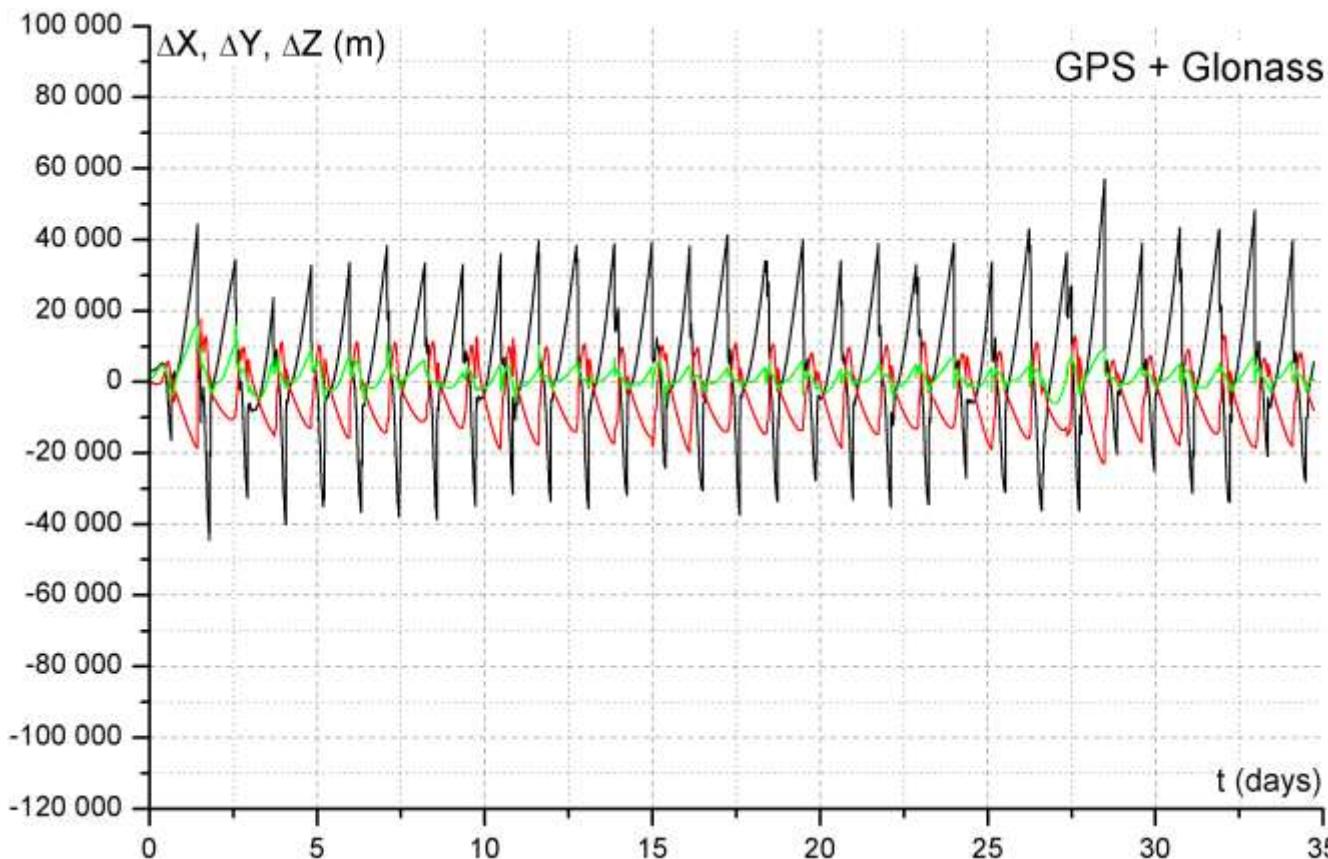
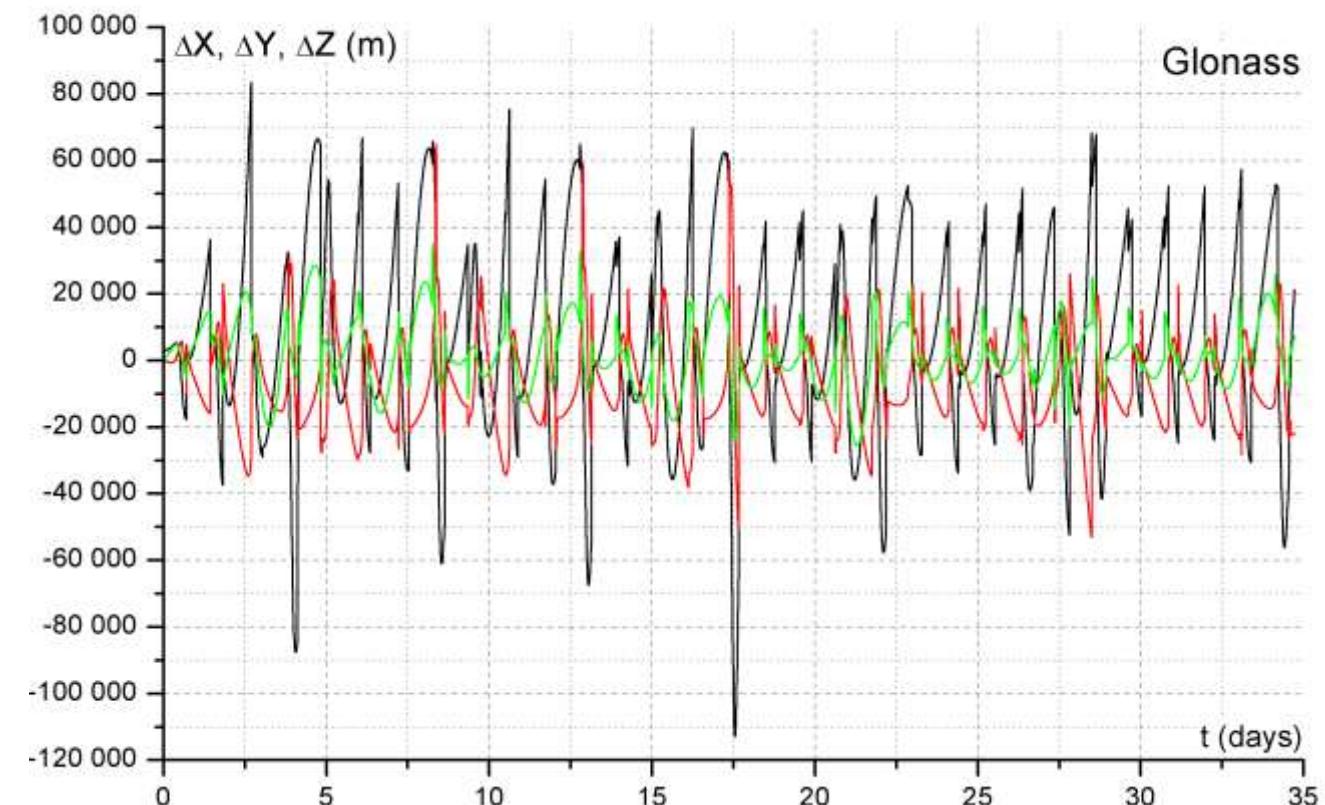


Рис. 5.12 График ошибок оценки координат в режиме ГЛОНАСС+GPS

Рис. 5.13 График ошибок оценки координат в режиме ГЛОНАСС



5.5 Контрольные вопросы по материалам главы

- 1 Что такое работа АСН РН и РБ в телеметрическом режиме и в режиме управления?
- 2 За счет чего обеспечивают достоверность измерений АСН?
- 3 В чем заключается метод управления боковыми смещениями РН по измерениям АСН?
- 4 В чем заключается метод управления продольной дальностью РН по измерениям АСН?
- 5 В чем состоит особенность работы АСН на этапе довыведения спутника на ГСО с помощью ЭРД?

Глава 6 Проектирование, разработка и наземные испытания АСН космического назначения

Особенности функционального назначения и условия эксплуатации обуславливают принципиальное отличие АСН космического назначения от аппаратуры потребителя систем *GPS* и ГЛОНАСС, предназначенной для наземных объектов.

Рассмотрим особенности АСН космического назначения и этапы её создания.

Первым этапом разработки является проектирование аппаратуры.

6.1 Проектирование АСН космического назначения

6.1.1 Требования, предъявляемые к системе АСН космического назначения в целом и к её аппаратуре

Проектирование системы заключается в формировании структурной схемы системы и её аппаратуры, формировании электрических схем аппаратуры, выбор элементной базы, реализующей разработанные электрические схемы, обеспечивающие решение заданных функциональных задач в соответствующих условиях эксплуатации. То есть, выбор структуры системы определяется в основном задачами, стоящими перед системой и условиями эксплуатации, в которых эта система работает. В главе 7 мы рассмотрели структуру первой российской АСН космического назначения, а также структуру АСН-М, работающей на МКС с 2005 г. Там отмечалось, что структура первой АСН аналогична структуре аппаратуры наземных потребителей. Задача этой АСН – формирование векторов координат и скорости с их привязкой к точному времени. Она не была резервирована, имела только одну антенну и в ней не была

реализована вторичная обработка измерений. К сожалению, сегодня на многих КА реализован аналогичный подход к построению системы со всеми рассмотренными выше характерными для этой схемы недостатками.

АСН-М МКС имеет более сложную структуру. Она включает четыре антенны, определённым образом установленные на станции, четыре навигационных приёмных модуля (НПМ), решающих первичную навигационную задачу, и два навигационных вычислительных модуля (НВМ), обеспечивающих вторичную обработку навигационных измерений. Эта схема имеет высокую степень резервирования, обеспечивает формирование высокоточной оценки орбиты независимо от числа видимых НС, может обеспечивать решение задач ориентации и относительной навигации при сближении КА с МКС. При этом АСН-М выполнена в виде шести блоков (не считая антенн), соединенных межблочными кабелями. Их суммарный вес с учетом веса кабелей составляет ~8 кг. Хотя, если бы вся электроника этих блоков была установлена в одном приборе, его вес составил бы 3-4 кг. Однако блочная структура АСН-М была реализована для обеспечения возможности её ремонта путём замены отказавших блоков. Действительно, на МКС непрерывно находится экипаж, периодически прибывают грузовые и транспортные корабли, обеспечивающие доставку на МКС грузов и необходимой аппаратуры. В этих условиях легко может быть выполнен ремонт системы путём замены её отдельных блоков. И выбранная схема себя оправдала. За 8 лет функционирования АСН-М было заменено 3 НПМ, 4 НВМ. Причины имевших место отказов блоков НПМ и НВМ будут рассмотрены ниже.

Таким образом, перед проектированием системы необходимо определить перечень решаемых функциональных задач, условия эксплуатации, сроки функционирования системы и требования по обеспечению её надёжности. Рассмотрим более детально эти требования.

Решаемыми функциональными задачами АСН могут быть:

- временное обеспечение;
- навигация;
- ориентация;
- относительная навигация при сближении.

Условия эксплуатации могут определять как функциональные требования к системе, так и эксплуатационные требования к аппаратуре. Приведём примеры функциональных требований. К ним можно отнести, например:

- требование работы АСН на участке выведения;
- требование обеспечения решения задачи на низкой орбите при произвольной ориентации и значительных угловых скоростях объекта ($\sim 10 \text{ }^{\circ}/\text{s}$);
- требование функционирования на высокоэллиптической орбите КА;
- требование функционирования на высоких околокруговых орбитах;
- требование функционирования при спуске КА в атмосфере;
- требование функционирования во время коррекции орбиты;
- требование по скорости движения КА:
 - а) на низких орbitах – до 8 км/с;
 - б) на высокоэллиптических орбитах – до 11 км/с;
 - в) на высоких околокруговых орбитах – до 3 км/с.
- требование по ускорению
 - а) на орбитальных участках орбиты – 1 g;
 - б) на участках выведения, спуска, перехода с орбиты на орбиту – до 15 g.

Эксплуатационные требования к аппаратуре включают:

- требования по минимизации веса, габаритов и стоимости системы;
- требования по номиналу питания и минимизации энергопотребления;
- требования по отказоустойчивости и резервированию;
- требования по технологичности отработки и испытаний;
- требования по температурному режиму, обеспечиваемому на изделии;
- требования по вибрации и ударам;
- требования по помехам энергопитания в электросети изделия;
- требования по помехам, создаваемым в электросети изделия самим прибором;
- требования по электромагнитной совместимости;
- требования по электростатике;
- требования по влажности;
- требования по радиации;
- требования по срокам эксплуатации.

Понятно, что стоит за большинством из перечисленных требований. Минимизация веса, габаритов, энергопотребления, стоимости, возможность функционирования в условиях, отвечающих условиям эксплуатации на соответствующем КА, относятся к любой аппаратуре, устанавливаемой на космических аппаратах. Однако одно из перечисленных требований является специфическим для разработки АСН космического назначения. Это требование по технологичности отработки и испытаний. Как отмечалось выше, АСН космического назначения должна обеспечивать решение двух существенно отличающихся задач: задачи первичной и задачи вторичной обработки сигналов НС. Задача первичной обработки заключается в приёме сигналов НС, проведении первичных измерений псевдодальностей и интегральных фаз, приёме

альманахов и эфемерид спутников. Эта задача понятна разработчикам навигационных приёмников, специализирующихся на разработке и производстве электронных модулей, решающих эту задачу. В России имеется ряд уважаемых фирм, разрабатывающих аппаратуру на базе таких модулей. Это РНИИ КП (г. Москва), РИРВ (г. Санкт-Петербург), КБ "НАВИС" (г. Москва) и др.

Задача вторичной обработки более близка разработчикам систем управления КА, так как она относится непосредственно к обеспечению решения функциональных задач конкретного КА, имеющих множество специфических нюансов, понятных только разработчикам КА. Поэтому при разработке АСН космического назначения необходимо провести четкую границу между аппаратными и программными средствами АСН, решаями эти две задачи. Эта граница хорошо обозначена в АСН-М МКС (см. рис. 7.10). Основным элементом НПМ является навигационная плата-приёмник К-161 разработки РИРВ, обеспечивающая первичные измерения в АСН-М. Остальные элементы НПМ обеспечивают возможность функционирования этой платы на КА (блок питания, блок телеметрии и т.п.). Соответственно, программное обеспечение НПМ также реализовано специалистами РИРВ. Основным элементом НВМ является процессорный модуль (ПМ), обеспечивающий решение задачи вторичной обработки измерений. Разработчиками ПО ПМ являются специалисты РКК "Энергия". Граница между ПО НПМ и ПО НВМ проходит через интерфейс *RS-232*, регламентируемый Протоколом информационного взаимодействия между НПМ и НВМ. Принципиально обе задачи первичной и вторичной обработки двумя коллективами могли бы решаться в процессоре НПМ. Однако опыт создания программного обеспечения показывает, что разработка ПО разными коллективами, имеющими разные традиции, квалификацию, разнесенные территориально и т.п., чрезвычайно затруднена. По возможности целесообразно обеспечивать четкое разделение как программных задач, так и

аппаратной части системы, как это реализовано в АСН-М, где плату-приёмник вместе с программным обеспечением разработал РИРВ. Разработка самого прибора НПМ, включающего плату-приёмник, а также разработку НВМ АСН-М и ПО НВМ выполнила РКК "Энергия". Граница между ПО НПМ и ПО НВМ проходит через интерфейс *RS-232*, по которому осуществляется обмен данными между ПО НПМ и ПО НВМ. Практика показала, что такое разделение является удобным и эффективным

Перечисленные выше эксплуатационные требования для каждого из изделий могут существенно отличаться друг от друга, и вся аппаратура, устанавливаемая на изделии, должна проходить соответствующие испытания. В некоторых случаях соответствие аппаратуры тем или иным требованиям может подтверждаться расчетным путём.

Особое внимание при разработке аппаратуры космического назначения следует уделить радиационным требованиям. Эти требования существенно зависят от орбиты КА, характеристик корпуса КА, сроков активного существования КА. Так как АСН включает в свой состав высокопроизводительную вычислительную электронику, сильно подверженную влиянию радиации, то вопрос радиационной стойкости для этой аппаратуры стоит наиболее остро. Для работы в условиях повышенной радиации разработаны специальные микросхемы повышенной радиационной стойкости. Однако оказывается, что стоимость этих микросхем в сотни и тысячи раз выше их аналогов со средней радиационной стойкостью. Например, генератор частоты с повышенной радиационной стойкостью фирмы *RACON NT300* стоит 900 тыс. руб., а его аналог со средней радиационной стойкостью *IT 3200 C/E*, широко используемый в наземной технике, стоит 1 тыс. руб., т.е. стоимость отличается в 900 раз. Примерно такое же соотношение цен между радиационно стойкими и нерадиационно стойкими аналогами имеет место и для других типов микросхем, используемых в вычислительной технике.

На МКС условия радиационной обстановки не являются такими жесткими, как, например, на высокоэллиптических КА, орбита которых регулярно пересекает радиационные пояса Земли. Поэтому АСН-М МКС выполнена на элементной базе средней радиационной стойкости. В процессе многолетней эксплуатации АСН-М был накоплен уникальный опыт в части обеспечения надежности разрабатываемой новой аппаратуры АСН космического назначения. Поэтому прежде чем перейти к рассмотрению вопросов проектирования перспективной аппаратуры АСН для космических аппаратов различного назначения, рассмотрим результаты анализа отказов АСН-М на МКС.

6.1.2 Анализ отказов аппаратуры АСН-М МКС и методы повышения надёжности системы

Как отмечалось выше, за 8 лет эксплуатации АСН на МКС произошло 3 отказа НПМ и 4 отказа НВМ, причем для каждого типа аппаратуры отказы были идентичны. В НПМ произошли фатальные сбои программного обеспечения (ПО). Все отказавшие модули НПМ доставлялись на Землю. В них было переустановлено ПО, после чего они были отправлены на МКС и успешно функционируют по настоящее время. Предполагаемой причиной сбоев ПО является радиация.

К сожалению на МКС не была предусмотрена технология перепрошивки ПО НПМ на борту. Поэтому приходилось в целях исследования причины отказа и ремонта возвращать эти модули на Землю. Однако теперь понятно, что на борту могут происходить фатальные сбои ПО аппаратуры АСН, требующие переустановки программного обеспечения. Поэтому во вновь разрабатываемой аппаратуре предусматривается возможность перепрошивки ее ПО на борту по командам с Земли.

В НВМ происходили аппаратные отказы канала обмена по интерфейсу RS-422 с НПМ. При этом после доставки на Землю во всех приборах отказ самоустранился, и они работали без замечаний. Отказы не восстанавливались при всевозможных температурных и климатических испытаниях. Вскрытие и визуальный контроль состояния всех элементов приборов также не дал результатов.

Возможными причинами отказов являлась либо радиация, влияние которой устранилось после доставки прибора на Землю, либо состояние атмосферы на МКС (приборы не были герметичными), хотя осмотр приборов как на борту, так и на Земле не выявил следов влаги, соли, плесени и т.п.

Последующие приборы, доставленные на борт взамен отказавших, были выполнены в герметичном исполнении. Замечаний к их работе в течение, по крайней мере, двух лет не было.

Следует отметить также, что в РКК "Энергия" был разработан аналог АСН-М, в котором комплектующие НПМ и НВМ были объединены в один герметичный прибор БНМ. Эта аппаратура была установлена на КА "Метеор 3", разработки ВНИИЭМ, запущенный в сентябре 2009 года. Аппаратура имела статус экспериментальной и поэтому не была резервирована.

Орбита этого КА околокруговая, высотой ~600 км. С точки зрения радиационной обстановки условия на такой орбите значительно более жесткие по сравнению с орбитами МКС и КА "Союз".

В настоящее время за аппаратурой АСН-М МКС и АСН КА "Метеор 3" ведется непрерывный контроль. Накапливаемый опыт позволяет делать вывод о возможности реализации АСН космического назначения без использования дорогостоящей элементной базы с высокой радиационной стойкостью.

6.1.3 Разработка идеологии построения АСН космического назначения

Идеология построения АСН предполагает создание аппаратной структуры системы, определения перечня программных модулей, решающих те или иные функциональные и системные задачи, распределение этих задач между вычислительными средствами системы. В своей совокупности аппаратные и программные средства должны обеспечивать решение всех задач, стоящих перед системой, включая минимизацию по весу, габаритам, энергопотреблению, надежности, стоимости и т.п. Разумеется, решение этой задачи далеко не однозначно. Так каждое из перечисленных выше требований может иметь определенный приоритет, выполнение которого может идти в ущерб выполнению других требований. Тем не менее, для определенности, рассмотрим задачу проектирования аппаратуры АСН кораблей "Союз" и "Прогресс".

Разработка этой аппаратуры (АСН-К) в настоящее время ведется в РКК "Энергия". Как отмечалось выше, проектирование начинается с определения перечня требований к системе и ее компонентам. К АСН-К относятся почти все перечисленные в разделе 6.1.1 требования, за исключением требования функционирования на высоких или высокоэллиптических орbitах. Мы также не будем рассматривать здесь эксплуатационные требования, относящиеся к любой аппаратуре, установленной на кораблях "Союз" и "Прогресс", акцентируем внимание на требованиях, специфических именно для АСН. При построении структуры системы за основу можно взять структуру АСН-М МКС, приведённую на рис. 8.10 Книги 1.

АСН-М включает четыре антенны для приёма сигналов спутников *GPS* и ГЛОНАСС со встроенными малошумящими усилителями, четыре НПМ и два НВМ, каждый из которых по интерфейсу MIL-1553 подключен к БВС МКС. Каждый из НПМ имеет два интерфейсных выхода RS-232, соответствующим образом подключаемых к одному из четырех входов RS-232 НВМ. В

АСН-М одновременно может работать один НВМ и от одного до четырех НПМ, информация от одного из которых (ведущего) поступает в работающий НВМ. При этом отключенный НВМ и отключенные НПМ находятся в холодном резерве. Включенные, но неведущие НПМ находятся в горячем резерве. При отказе ведущего НПМ работающий НВМ назначает ведущим один из резервных НПМ. Таким образом, в НВМ АСН-М одновременно может поступать информация только от одного НПМ.

Рассмотрим идеологические недостатки АСН-М, из-за которых эта система не может удовлетворить всем требованиям, предъявляемым к АСН-К кораблей "Союз" и "Прогресс".

Как отмечалось выше, навигационная аппаратура АСН-М реализована в шести модулях, соединенных кабелями. Такая приборная реализация приводит к повышению веса системы, но обеспечивает возможность ее ремонта в условиях полета на МКС. На кораблях и спутниках ремонт аппаратуры в полете не предусмотрен, поэтому для экономии веса целесообразно реализовывать аппаратуру системы в виде одного или двух модулей.

В АСН-М конечная навигационная информация формируется только по сигналам от одной антенны. Такая идеология не позволяет обеспечить определение ориентации КА и значительно сужает общее поле зрения антенн системы.

Реализация возможности обработки сигналов, принимаемых четырьмя антennами, позволяет обеспечить определение ориентации системы и значительно расширить общее поле зрения антенн системы, благодаря чему обеспечивается возможность работы системы при любой ориентации КА, в том числе при спуске КА в атмосфере и при выведении.

В АСН-М не реализована навигационная поддержка системы от ЦВМ КА. Из-за этого в АСН-М выполняется только холодный старт. В результате навигационное решение формируется только через 15-20 м. после включения аппаратуры. Целесообразно предусмотреть возможность

выдачи целеуказаний по каждой антенне с учетом видимости НС антенной. При формировании высокоточных эфемерид НС по методу, рассмотренному в Главе 5 Книги 1, поиск сигналов НС будет выполняться в "горячем" старте за 4-8 с. Это обеспечит возможность работы системы при любых угловых скоростях, при старте КА и при спуске в атмосфере.

В АСН-М каждая плата-приемник (МПВ) работает от собственного генератора частоты в собственной шкале времени, то есть, навигационные приемники в АСН-М – асинхронные. Точность определения ориентации с использованием асинхронных приемников значительно хуже, а время решения задачи в десятки раз больше, чем при использовании синхронных приемников. Поэтому целесообразно, чтобы сигналы НС, принимаемые всеми антеннами, обрабатывались в общем навигационном приёмнике, имеющем общий генератор частоты и единую шкалу времени для обрабатываемых сигналов всех НС.

В АСН-М малошумящие усилители (МШУ) СВЧ-сигналов, формируемых антеннами, встроены непосредственно в антенны. Однако МШУ имеют существенно меньший диапазон рабочих температур по сравнению с самими антеннами. Объединение их в один корпус приводило к ощутимым трудностям по обеспечению температурного режима. Целесообразно антенну и МШУ выполнять в разных корпусах, соединённых СВЧ-кабелем. Такое конструктивное решение позволяет укладывать МШУ на корпус КА под теплоизоляцию. При этом автоматически решаются проблемы обеспечения температурного режима МШУ.

В результате анализа перечисленных замечаний к АСН-М была предложена структура АСН-К, приведенная на рис. 6.1.

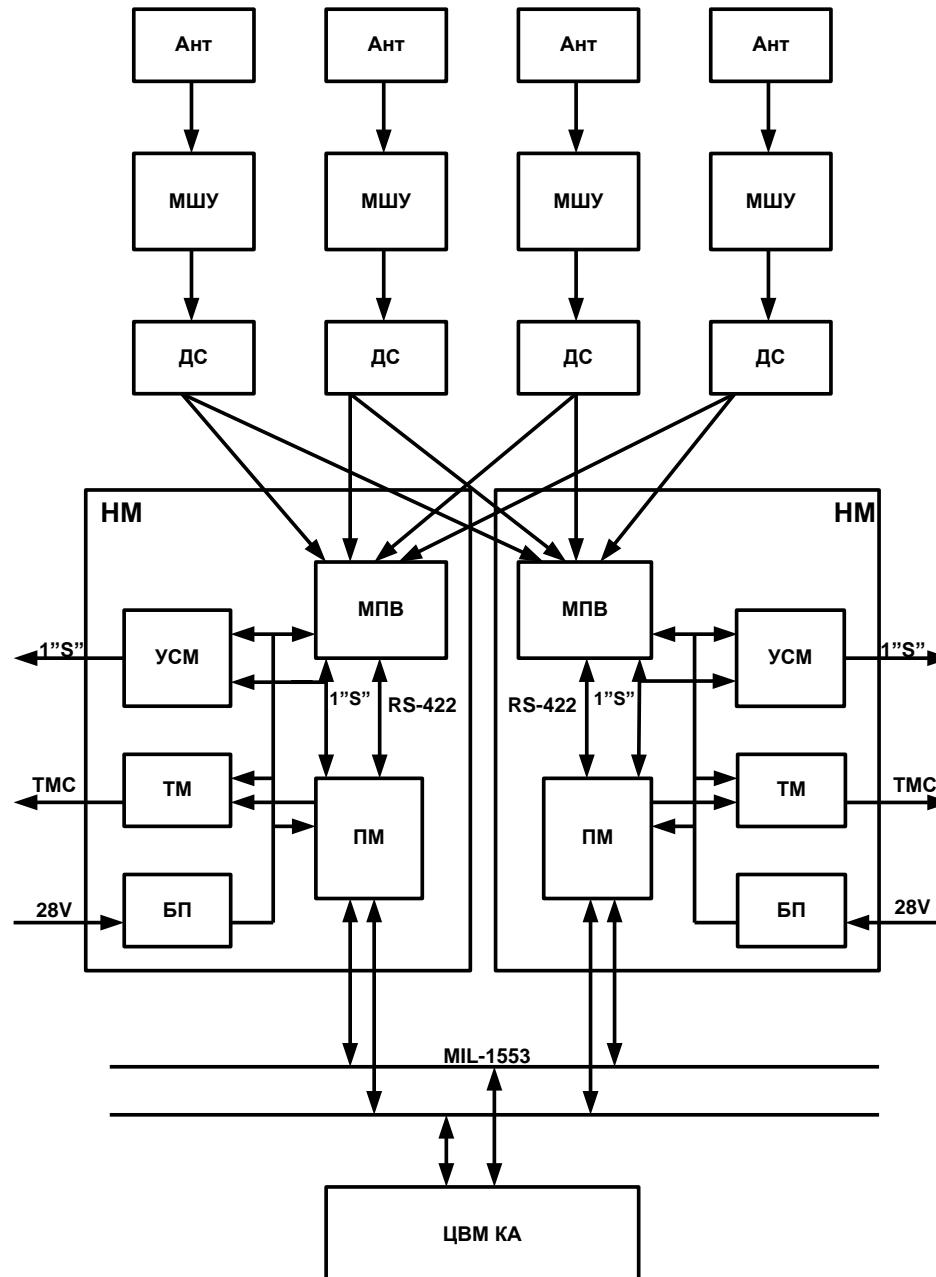


Рис. 6.1 Структурная схема и интерфейсы АЧН-К.

АСН-К включает четыре антенны, четыре МШУ, четыре делителя СВЧ-сигнала на два (ДС), два навигационных модуля (НМ).

Антенны определенным образом устанавливаются на поверхности КА и принимают сигналы спутников *GPS* и ГЛОНАСС в диапазоне *L1*. СВЧ-сигналы, формируемые антеннами, передаются в МШУ, усиливающие и фильтрующие поступающие сигналы. Антенны и МШУ соединены СВЧ - кабелями длиной не более 1 м.

МШУ устанавливаются на корпусе КА под теплоизоляцией. От МШУ по СВЧ-кабелю через герморазъёмы сигналы НС поступают на ДС, где делятся на два равных по мощности сигнала. Один из сигналов поступает на соответствующий СВЧ-вход одного НМ, второй – на вход второго НМ. Каждый НМ имеет по четыре СВЧ-входа, на каждый из которых поступает сигнал от одной из антенн. НМ могут работать как в холодном, так и в горячем резерве. Каждый из навигационных модулей осуществляет обработку СВЧ-сигналов от антенн и в результате этой обработки обеспечивает решение всех функциональных задач АСН-К. Формируемая в НМ навигационная информация передается в ЦВМ КА по интерфейсу *MIL-1553*. По этому же интерфейсу НМ получает управляющие команды и необходимую информационную поддержку. Кроме того, поциальному проводу НМ формирует импульсный сигнал "1S", с частотой 1 Гц для НМ и потребителей, требующих высокоточную синхронизацию с системным временем *GPS* или ГЛОНАСС. Внешнему потребителю сигнал "1S" передается через усилитель секундной метки (УСМ).

В телеметрическую систему КА НМ передает до 8 телеметрических сигналов типа "замкнут-разомкнут", характеризующих текущий процесс работы НМ. Питание НМ обеспечивается по фидеру питания напряжением 28 В. Подачей питания обеспечивается включение НМ.

Структурная схема каждого НМ также приведена на рис. 15.1. Основными элементами НМ являются модуль приемоизчислительный (МПВ) и процессорный модуль (ПМ).

МПВ представляет собой 24 канальную плату-приемник сигналов *GPS* и ГЛОНАСС на частоте *L1* с четырьмя антенными входами. Число каналов на каждый антенный вход задается информационным сообщением, поступающим в МПВ по интерфейсу *RS-422* от ПМ и может меняться в процессе работы. МПВ обеспечивает решение первичной навигационной задачи.

ПМ предназначен для решения вторичной навигационной задачи и представляет собой процессорную плату с интерфейсом *RS-422* для обеспечения информационного обмена с ЦВМ КА.

Вторичный блок питания (БП), входящий в НМ, обеспечивает необходимым питанием все навигационные модули, а также МШУ по внутренней жиле СВЧ-кабеля. Питание, передаваемое в МШУ по внутренней жиле СВЧ-кабеля от обоих НМ в ДС объединяется по схеме "И-ИЛИ". То есть, питание МШУ обеспечивается при включении любого НМ или обоих НМ одновременно.

МПВ и ПМ имеют свое ПО, объединенное через интерфейс *RS-422* в соответствии с Протоколом информационного взаимодействия МПВ и ПМ. Одним из важных вопросов при разработке ПО являлся вопрос разделения функций между МПВ и ПМ. Было принято решение возложить на МПВ функции только первичной обработки сигналов:

- поиск и прием сигналов НС;
- чтение информационных кадров, передача альманахов и эфемерид в ПМ;
- проведение измерений псевдодальнностей и интегральных фаз, передача измерений в ПМ;
- формирование внутренней шкалы времени МПВ, формирование сигнала "1S" и передача его в ПМ и внешнему потребителю.

Все остальные функциональные навигационные задачи, включая формирование КСВ, дрейфа и смещения часов МПВ в АСН-К возложены на ПМ. Перечислим эти задачи:

- управление режимами МПВ – задание режимов *GPS*, ГЛОНАСС, *GPS+ГЛОНАСС*;
- назначение спутников на каналы МПВ с учетом видимости НС каждой из антенн;
- выдача целеуказаний: псевдодальности, скорости и ускорения псевдодальности;
- назначение типа старта: холодный, теплый, горячий;
- прием от МПВ альманахов и *broadcast*-эфемерид НС;
- формирование КСВ, измерение смещения и дрейфа часов по измерениям НС, видимых всеми антеннами;
- формирование оценки вектора состояния по полным "сырым" измерениям НС, видимых всеми антеннами, с учетом измерений БИНС и оценкой возмущений от корректирующих двигателей;
- формирование высокоточного прогноза эфемерид всех НС с учетом возмущений от Луны и Солнца, солнечного давления, текущих параметров вращения Земли;
- определение ориентации КА по измерениям АСН с учетом измерений БИНС;
- прием от ЦВМ "сырых" измерений АСН, передаваемых по радиоканалу от МКС на КА, формирование векторов относительного положения и скорости КА;
- уточнение часов ЦВМ КА;
- формирование сообщений привязки меток "1S" к системному времени.

Методы реализации большинства из перечисленных функций рассмотрены в предыдущих главах настоящего курса лекций. Тем не менее, интерес представляют методы формирования

шкал времени в АСН-К, ЦВМ КА и в аппаратуре-пользователе меток точного времени, представленные ниже.

6.1.4 Методы формирования шкал времени в АСН-К, ЦВМ КА и в аппаратуре-пользователе меток точного времени

Задача временного обеспечения бортовых систем является одной из основных задач АСН космического назначения. Управление всеми процессами на борту осуществляется ЦВМ КА. Для этого в ЦВМ должна быть реализована достаточно точная шкала времени. Однако, как правило, генератор частоты ЦВМ КА имеет значительный дрейф, лежащий в диапазоне $10^{-5} \div 10^{-4}$ с/с. Это значит, что за сутки часы ЦВМ могут уйти на несколько секунд. Для повышения точности шкалы времени ЦВМ необходимо осуществлять ее коррекцию. Эту задачу на борту решает АСН. Но для решения этой задачи в самой АСН должна быть сформирована точная шкала времени. Внутренняя шкала времени АСН формируется генератором частоты МПВ. Обычно стабильность нетермостатированных генераторов не превышает 10^{-6} с/с. Термостатированные генераторы имеют существенно более высокую цену, габариты и энергопотребление. В АСН-К реализован оригинальный метод повышения стабильности нетермостатированного генератора частоты до величины $\sim 4 \cdot 10^{-8}$ с/с. В МПВ АСН-К установлен генератор IT3200 с/Е фирмы RACON. Его длиннопериодическая нестабильность составляет величину $2 \cdot 10^{-6}$ с/с, частота – 27 МГц. Шкала времени в МПВ формируется следующим образом.

Импульсы генератора поступают на циклический счетчик, у которого максимальное значение $N = 27 \cdot 10^6$. При достижении текущего значения счетчика величины N формируется импульс 1 с внутренних часов МПВ, после чего счетчик обнуляется и начинает новый отсчет

числа импульсов. Относительно импульса 1 с реализуются все вычислительные процессы в МПВ, в том числе формирование измерений и метки "1S". После выполнения измерений они передаются в ПМ, где определяется текущее смещение Δt и дрейф Δt часов МПВ. По этим значениям ПМ формирует сообщение в МПВ со значением изменения N на единицу по алгоритму:

$$\begin{aligned} &\text{если } \Delta t + 100\Delta t > 10^{-6} \text{ с, то } \Delta N = 1, \\ &\text{если, } \Delta t + 100\Delta t < 10^{-6} \text{ с, то } \Delta N = -1, \\ &\text{иначе } \Delta N = 0 \end{aligned} \quad (6.1)$$

В результате управления длительностью секунды часов МПВ по алгоритму (6.1) устанавливается максимальное значение величины дрейфа $4 \cdot 10^{-8}$ с/с, соответствующее одному дискрету числа N . Результат коррекции дрейфа часов МПВ АСН-К демонстрируют графики, приведенные на рис. 6.2 и 6.3. На рис. 6.2 приведен график дрейфа часов МПВ АСН-К при отсутствии управления дрейфом со стороны ПМ. Из графика видно, что на интервале 20 тыс. с средняя величина дрейфа составляет $\sim 5.8 \cdot 10^{-7}$ с/с. На рис. 6.3 приведен график дрейфа часов МПВ АСН-К при наличии управления дрейфом со стороны ПМ по алгоритму (15.1). После начала управления дрейф снижается до уровня $\pm 4 \cdot 10^{-8}$ и непрерывно остается в указанном диапазоне. При этом величина смещения часов находится в диапазоне $\pm 10^{-6}$ с, то есть, предложенный метод позволил более чем на порядок повысить точность часов МПВ, в результате чего смещение часов МПВ не превышает величины $\pm 10^{-6}$ с относительно системного времени.

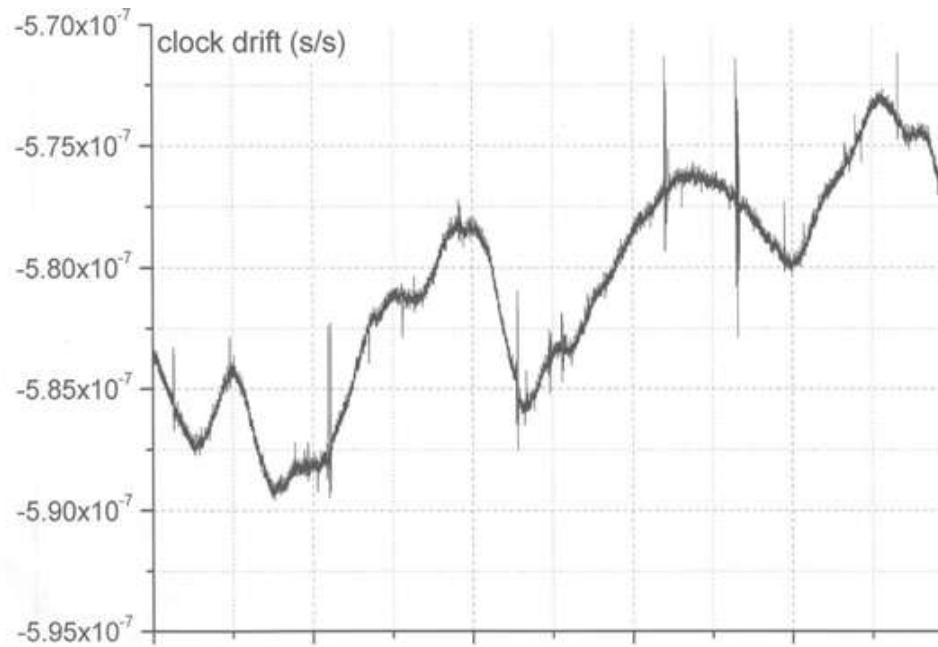


Рис. 6.3 Смещение и дрейф часов МПВ при управлении дрейфом со стороны ПМ.

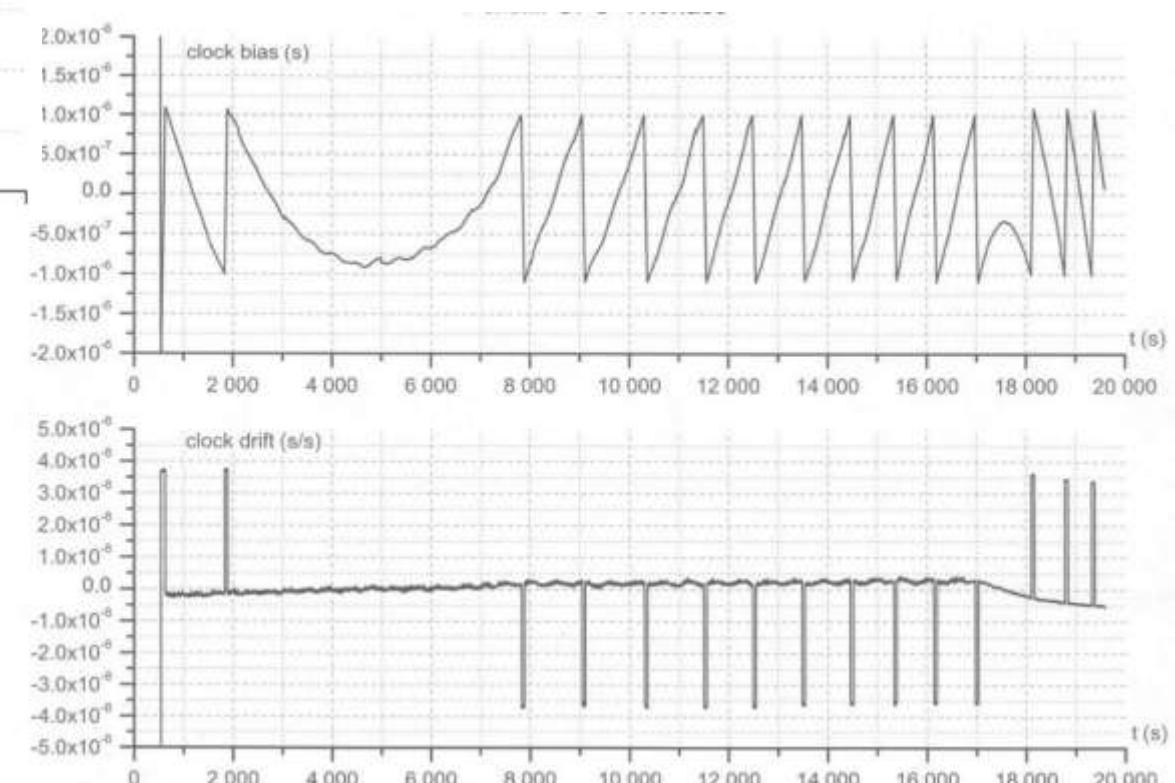


Рис. 6.2 Дрейф часов МПВ АСН-К при отсутствии управления

Как отмечалось выше, формируемая в МПВ секундная метка "1S" поступает в ПМ, а также через УСМ передается потребителю. В результате АСН-К может реализовывать два метода передачи точного времени в ЦВМ КА:

- непосредственной передачей метки "1S" в ЦВМ;
- посредством измерений в ПМ смещения часов ЦВМ относительно часов МПВ.

В первом случае ЦВМ оценивает время прихода метки "1S" в собственной шкале времени. При этом из АСН-К в ЦВМ передаётся сообщение о времени этой метки в системной шкале времени. По этой информации ЦВМ оценивает смещение и дрейф собственной шкалы времени относительно системной шкалы.

Во втором случае ПМ принимает метку "1S" от МПВ и по интерфейсу *MIL-1553* групповое сообщение *broadcast-time* от ЦВМ, формируемое в целую секунду времени ЦВМ. ПМ измеряет интервал времени между меткой "1S" и *broadcast-time* и с учетом оцифровки этих меток определяет величину смещения и дрейф часов ЦВМ относительно системной шкалы времени. Эта информация по интерфейсу *MIL-1553* передается в ЦВМ. Точность определения смещения времени ЦВМ относительно системной шкалы времени в обоих случаях определяется в основном точностью определения момента прихода метки "1S" на прерывание ПМ или ЦВМ и составляет величину ~50 мкс, что достаточно для решения всех временных задач ЦВМ.

Некоторым потребителям метки "1S" требуется более высокая точность привязки собственных часов к системной шкале времени. В основном это различного рода научная аппаратура. Для повышения точности эта аппаратура должна иметь возможность определения момента прихода метки "1S" относительно собственной шкалы с соответствующей точностью. Точность привязки переднего фронта самой метки "1S" к системной шкале составляет величину ~300 нс. Для большинства потребителей этой точности вполне достаточно.

6.2 Этапы и методы отработки программного обеспечения АСН космического назначения

Процесс создания и отработки ПО АСН космического назначения является одним из наиболее сложных и ответственных этапов разработки АСН. Действительно, для обеспечения функционирования этого ПО требуется создание сложной внешней программной и аппаратной инфраструктуры, обеспечивающей формирование необходимого интерфейса, соответствующего условиям реального космического полета. Эта задача решается поэтапно, и первым этапом является разработка математической модели АСН. В этой модели вся необходимая программная инфраструктура для ПО АСН реализуется путём математического моделирования. Важно, чтобы эта инфраструктура максимально точно реализовывала внешний интерфейс разрабатываемого ПО и с максимальной точностью моделировала условия полёта КА.

6.2.1 Разработка математической модели АСН космического назначения

Математическая модель АСН реализует внешнюю программную инфраструктуру, обеспечивающую формирование необходимого интерфейса для отработки ПО вторичной обработки сигналов НС. Задачей математической модели является формирование интерфейса между навигационным приёмником и процессором вторичной обработки измерений, максимально соответствующего реальным условиям космического полёта. То есть, для ПО процессора вторичной обработки измерений должны быть реализованы условия его работы в реальном полёте. Для ПО АСН-К кораблей "Союз" и "Прогресс" математическая модель должна реализовывать интерфейс между МПВ и ПМ. Вся информация, передаваемая по этому интерфейсу в обе стороны, должна соответствовать всем возможным ситуациям, возникающим в полёте. Рассмотрим структуру математической модели навигационного приёмника. В качестве примера рассмотрим модель МПВ АСН-К, структура которой приведена на рис. 6.4.

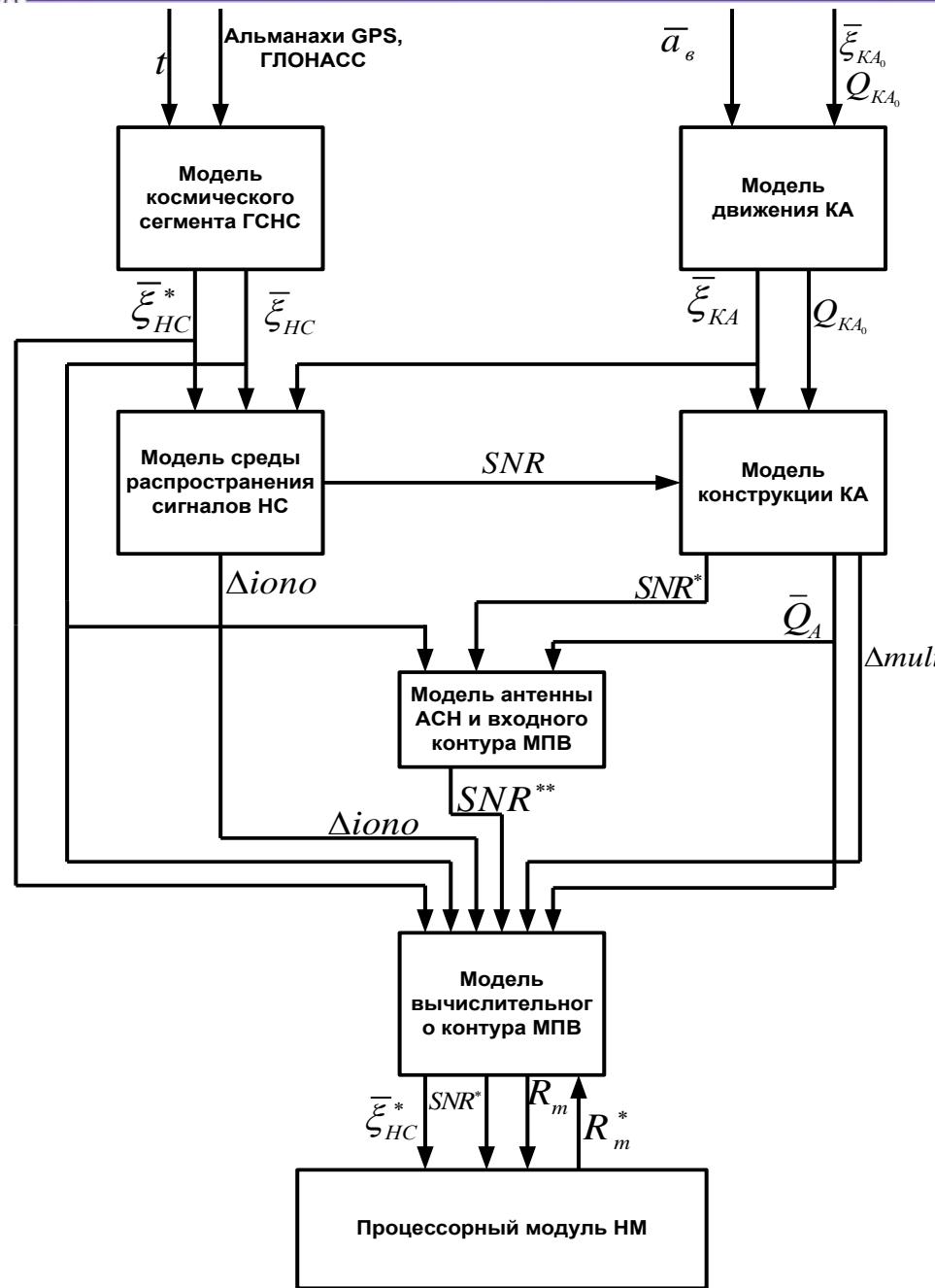


Рис. 6.4 Структура
математической модели МПВ.

В состав модели МПВ входят:

- модель космического сегмента ГСНС;
- модель среды распространения сигналов НС;
- модель движения КА;
- модель конструкции КА;
- модель антенн АСН и входного радиоконтура МПВ;
- модель вычислительного контура МПВ.

Модель космического сегмента ГСНС представляет собой в данном случае модели всех НС *GPS* и ГЛОНАСС. Задачей этой модели является формирование векторов состояния $\bar{\xi}_{HC}$ всех НС, входящих в текущую группировку ГСНС, а также формирование информационных массивов альманахов и эфемерид $\bar{\xi}_{HC}^*$, включая соответствующие эфемеридные ошибки и ошибки альманахов. Векторы состояния $\bar{\xi}_{HC}$ используются в модели вычислительного контура МПВ для формирования "сырых" измерений R_m , а информационные массивы $\bar{\xi}^*$ поступают в модель вычислительного контура МПВ, откуда с определенными задержками передаются в ПМ НМ для проведения навигационных вычислений.

Модель движения КА формирует вектор состояния КА $\bar{\xi}_{KA}$, включающий вектор координат и скорости КА, и параметры ориентации КА Q_{KA} , представляющие собой текущий кватернион или матрицу перехода от ГСК к ССК, и текущий вектор угловой скорости КА. На вход модели движения КА поступает текущее время t , вектор возмущающих ускорений \bar{a}_e и начальные параметры движения $\bar{\xi}_{KA_0}$ и Q_{KA0} .

Вектор состояния КА Q_{KA} поступает вместе с вектором состояния НС $\bar{\xi}_{HC}$ в модель среды распространения сигналов НС, где формируется расчетное значение отношения сигнал/шум (SNR) в месте нахождения КА, а также ионосферные погрешности измерений псевдодальностей $\Delta iono$.

Параметры движения КА $\bar{\xi}_{KA}$ и Q_{KA} поступают также в модель конструкции КА, определяющую по этим параметрам координаты антенн АСН $\bar{\xi}_A$ и их ориентацию в пространстве Q_A . В этой модели также формируется отношение сигнал/шум SNR^* с учетом затенений НС элементами конструкции КА, а также ошибки переотражений $\Delta mult$, обусловленные переотражениями сигналов НС элементами конструкции КА.

Параметры $\bar{\xi}_A$, Q_A , SNR^* , а также $\bar{\xi}_{HC}$ поступают в модель антенны АСН и входного контура МПВ, где с учетом диаграммы направленности антенны и параметров входного контура формируется сигнал SNR^{**} на входе в навигационный приёмник, который соответствует отношению сигнал/шум, передаваемому от МПВ в ПМ НМ в составе информационных сообщений от МПВ.

В модели вычислительного контура МПВ по значениям векторов $\bar{\xi}_{HC}$ и $\bar{\xi}_{KA}$ с учетом ошибок $\Delta iono$, $\Delta mult$ и эфемеридных ошибок формируются измеренные значения псевдодальностей и интегральных фаз для всех НС, у которых отношение сигнал/шум (SNR^{**}) превышает установленный порог. Сформированные "сырые" измерения R_m передаются в ПМ НМ, который в свою очередь для ускорения поиска сигнала передаёт в МПВ расчетную оценку "сырых" измерений R_m^* и заданный тип старта: холодный старт, тёплый старт, горячий старт. В холодном старте поиск сигналов НС осуществляется $\sim 10'$, в теплом – $\sim 1,5'$, в горячем $\sim 5'$.

Создание математической модели МПВ обеспечивает возможность разработки математической модели ПО вторичной обработки измерений, которое в АСН-К реализуется в ПМ НМ. Это вторичное ПО обеспечивает решение навигационных задач КА и управление МПВ.

На первом этапе создания ПО вторичной обработки измерений достаточно разработать ПО поддержки работы МПВ. Это ПО должно обеспечивать управление МПВ, приём информации от МПВ и формирование целеуказаний для МПВ, то есть полностью реализовывать интерфейс между ПО МПВ и ПО вторичной обработки измерений. После реализации этого интерфейса следующим этапом отработки является создание имитаторов МПВ и ПМ, используемых для отработки реального ПО соответственно ПМ и МПВ.

6.2.2 Отработка ПО модулей первичной и вторичной обработки измерений АСН

Разработка математических моделей МПВ и ПМ не является самоцелью, а лишь этапом процесса разработки и отработки ПО АСН. Для отработки реального МПВ и ПМ на базе этих моделей реализуются устройства, моделирующие в реальном времени работу МПВ и ПМ соответственно. Каждый из имитаторов представляет собой обычный персональный компьютер с установленной интерфейсной платой RS-422 и соответствующим ПО. Так как на выходе имитаторов формируются данные, соответствующие данным реальных приборов в условиях полета, то имитатор МПВ может быть подключен к реальному ПМ, а имитатор ПМ – к реальному МПВ. В этом случае имитатор ПМ может использоваться для отработки ПО реального МПВ, а имитатор МПВ – для отработки ПО реального ПМ.

Рассмотрим процесс отработки реального МПВ. Для обеспечения работы МПВ нужно обеспечить следующую инфраструктуру:

- питание;
- входной СВЧ-сигнал;
- обмен данными по интерфейсу *RS-422*.

Указанная инфраструктура вместе с самим МПВ представляет собой рабочее место отработки МПВ.

Это рабочее место включает:

- блок питания (БП) для обеспечения необходимого набора питающих напряжений;
- имитатор сигналов *GPS*, ГЛОНАСС;
- имитатор ПМ.

Структурная схема рабочего места отработки МПВ приведена на рис. 6.5.

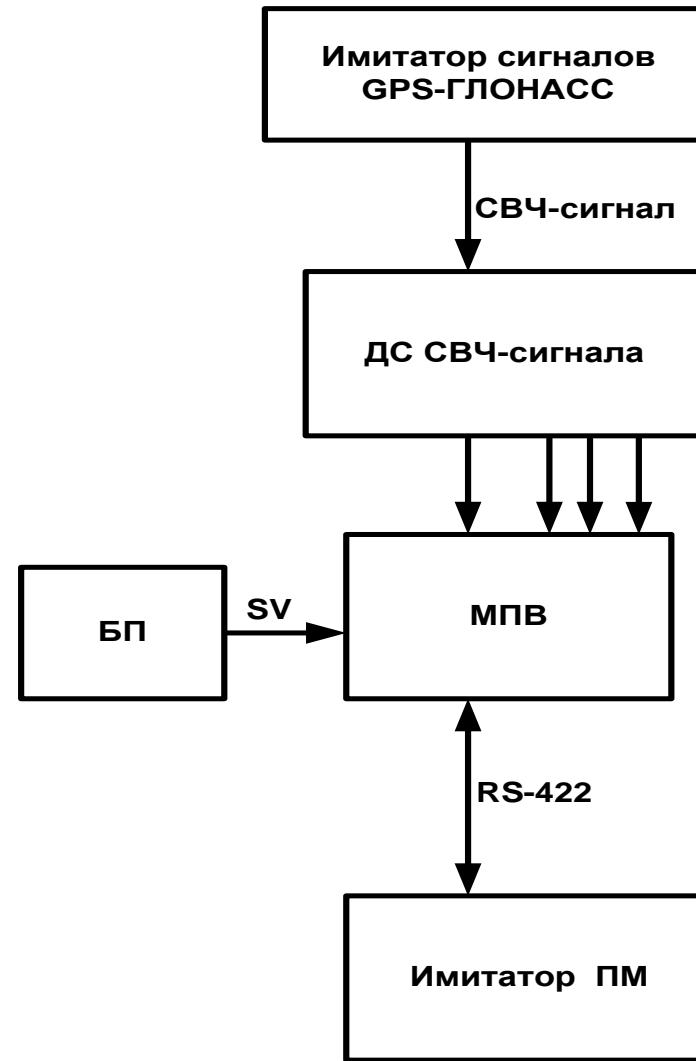


Рис. 6.5 Структурная схема рабочего места отработки МПВ АЧН-К.

Имитатор сигналов *GPS-ГЛОНАСС* является одним из наиболее важных элементов как рассматриваемого рабочего места, так и рассматриваемых ниже отработочных стендов аппаратуры АЧН. На выходе имитатор формирует СВЧ-сигнал, соответствующий СВЧ-сигналам

имитируемых НС в имитируемой точке приёма этих сигналов аппаратурой АСН, установленной на КА. СВЧ-сигнал имитатора поступает на делитель сигнала (ДС), размножающий входной сигнал на четыре одинаковых выходных СВЧ-сигнала, передаваемых на четыре антенных входа МПВ.

В имитатор сигналов *GPS*-ГЛОНАСС могут быть заложены файлы с альманахами НС *GPS*-ГЛОНАСС и файл с орбитой КА, на котором установлена АСН. На выходе имитатор формирует СВЧ-сигнал, соответствующий сигналам НС, видимых в текущий момент времени антенной АСН КА. Как правило, имитатор сигналов *GPS*-ГЛОНАСС – это покупное дорогостоящее изделие. В настоящее время такие имитаторы производятся рядом зарубежных и российских фирм. В процессе отработки МПВ АСН-К в РКК "Энергия" очень хорошо зарекомендовал себя имитатор GSS6700 *GPS/GLONASS L1* фирмы *SPIRENT*. Этот имитатор независимо реализует 12 каналов *GPS* и 12 каналов ГЛОНАСС. Орбита и ориентация КА может быть задана либо файлом, либо формироваться отдельным устройством и передаваться в имитатор по интерфейсу *Ethernet*. Управление имитатором осуществляется оператором через соответствующий интерфейс оператора. Этот интерфейс позволяет задать различные альманахи НС *GPS* и ГЛОНАСС и различные режимы работы имитатора. Например, может быть задано моделирование ионосферных и эфемеридных ошибок, могут быть усилены или ослаблены выходные СВЧ-сигналы и т.п. Детально методика работы оператора с имитатором изложена в соответствующей инструкции по эксплуатации.

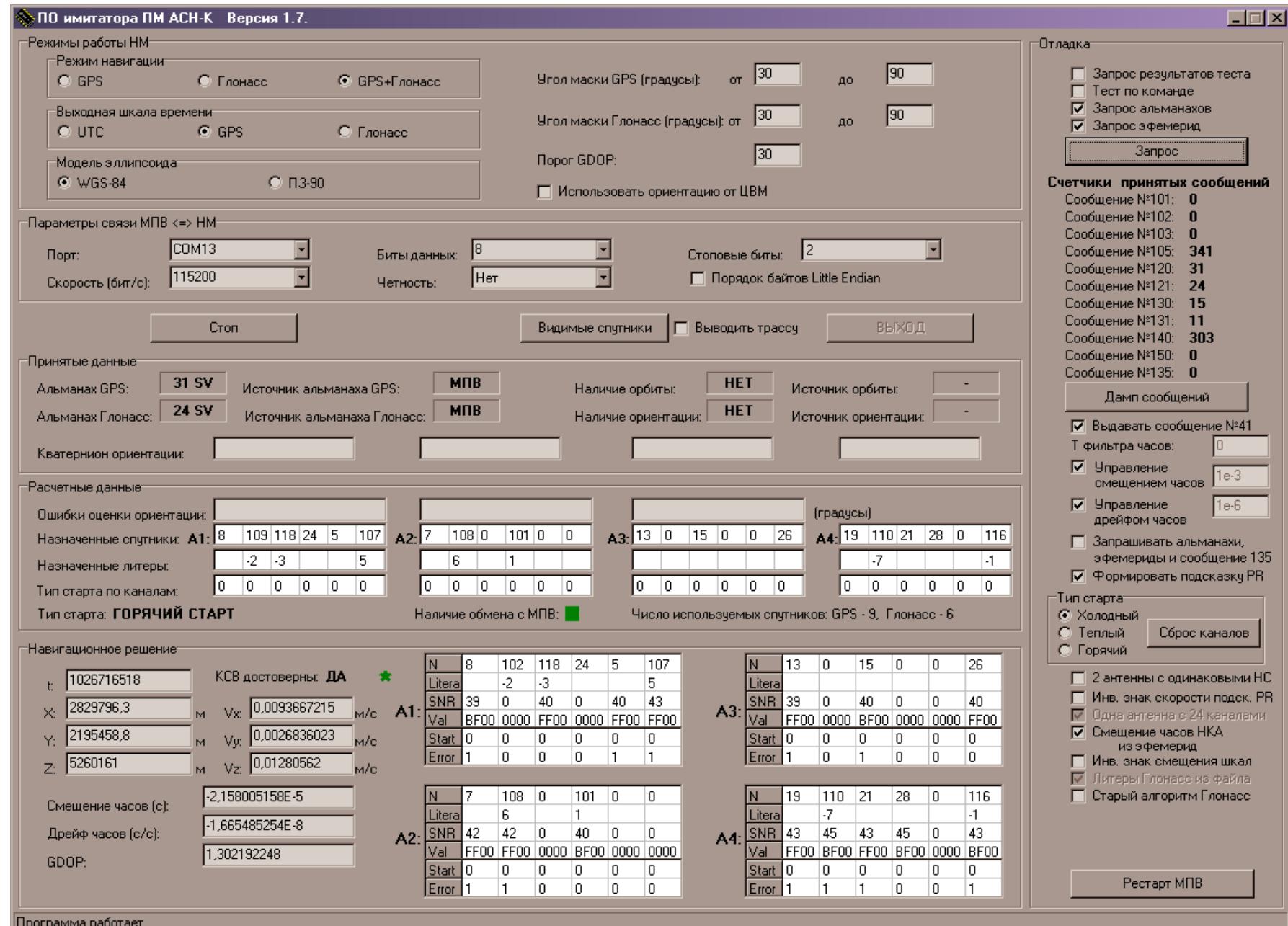
Основной процесс отработки МПВ оператор реализует через имитатор ПМ, который кроме поддержки интерфейса обмена с МПВ RS-422 позволяет оператору осуществлять управление режимами работы МПВ и обеспечивает определенную визуализацию процесса работы МПВ.

В качестве примера на рис. 6.6 приведена одна из панелей интерфейса оператора ПМ АСН-К.

На панели имеется ряд информационных и управляющих окон и кнопок, позволяющих задать режим работы МПВ (*GPS*, ГЛОНАСС, *GPS+ГЛОНАСС*) и систему координат (*WGS-84*, ПЗ-90.02), диапазоны углов маски спутников *GPS* и ГЛОНАСС. Информационные окна показывают оператору число НС в выбранном альманахе, номера и литеры назначенных от ПМ НС на каждую из четырех антенн АСН-К, номера и литеры отслеживаемых НС со значениями *SNR* и значениями текущих признаков достоверности отслеживаемых сигналов. Имеются также окна, высвечивающие текущее время, координаты и скорости КА, смещение и дрейф часов, уровень геометрического качества *GDOP*. Управляющими кнопками можно запускать и останавливать процесс, менять ряд параметров в процессе работы МПВ. На панели имеется также целый ряд специальных кнопок и окон, позволяющих оператору осуществлять управление и контроль выполнения текущего вычислительного процесса.

Интерфейс оператора имитатора ПМ имеет также и ряд других панелей, которые могут быть выведены на экран параллельно с главной панелью оператора. Например, на рис. 6.7 приведена панель визуализации видимых и отслеживаемых НС. Она демонстрирует текущие значения азимута и возвышения НС *GPS* и ГЛОНАСС в соответствии с текущими координатами КА и заданными альманахами, а также показывает, какие из спутников отслеживаются МПВ (отмечаются зелёным цветом).

Рис. 6.6
Панель
интерфейса
оператора
имитатора
ПМ.



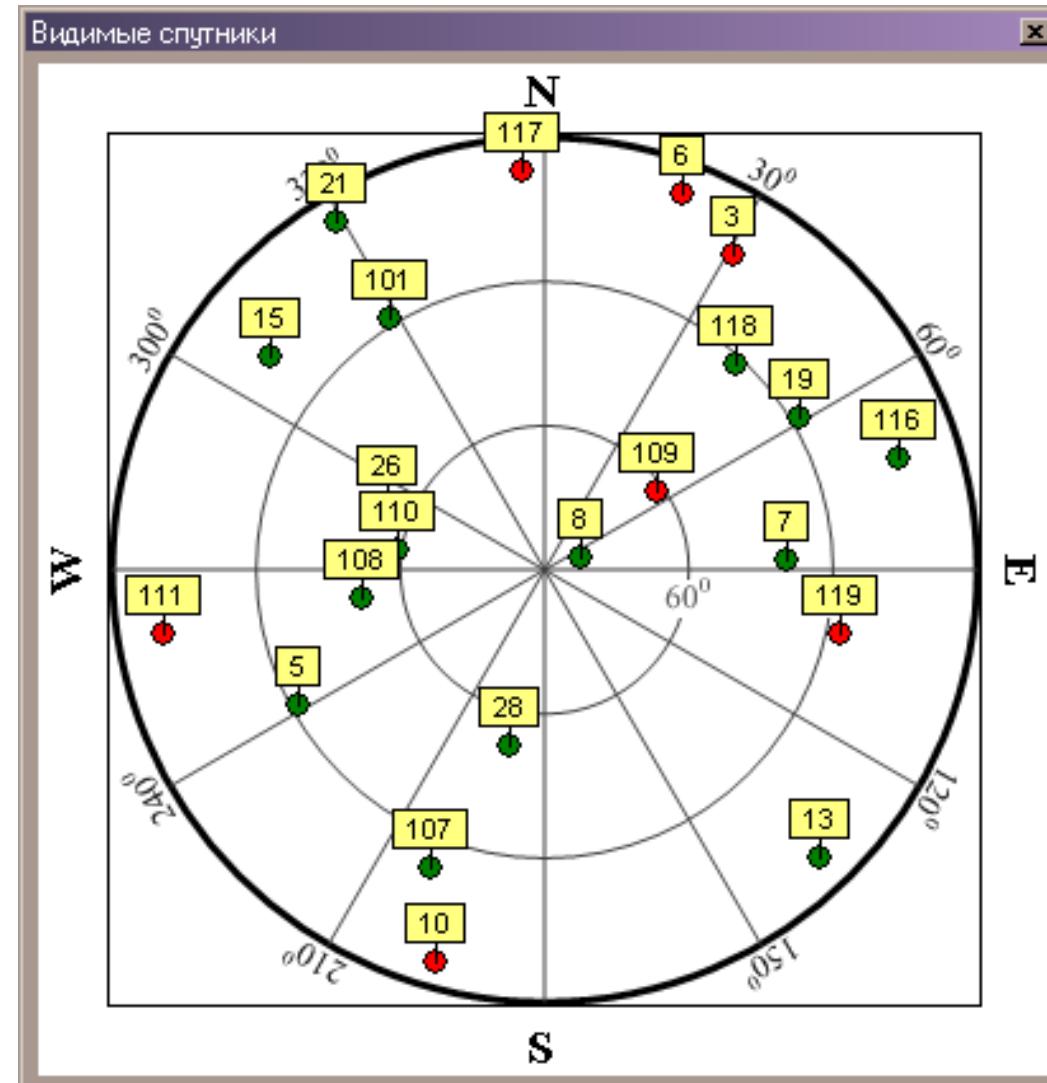


Рис. 6.7. Панель визуализации видимых и отслеживаемых НС *GPS* и ГЛОНАСС.

Все параметры, передаваемые в обе стороны через интерфейс *RS-422* между МПВ и ПМ, а также отображаемые параметры накапливаются в ПМ в виде файлов, анализ которых может быть проведен после завершения текущего сеанса моделирования. В целом, совокупность

имеющихся в имитаторе ПМ средств обеспечивает возможность выявления замечаний к ПО НВМ. После отработки ПО МПВ и ПО ПМ в имитаторе ПМ начинается этап отработки реального ПО ПМ, устанавливаемого в реальный навигационный модуль (НМ), включающий МПВ и ПМ (см. рис. 5.1)

6.2.3 Автономная отработка ПО навигационного модуля АСН-К

Выше отмечалось, что НМ АСН-К включает два вычислительных блока: НВМ и ПМ. Отработку ПО НВМ в основном выполняет разработчик НВМ, а разработку ПО ПМ – разработчик системы управления КА. В данном случае этим разработчиком являлась РКК "Энергия", которая одновременно являлась и разработчиком НМ и разработчиком АСН в целом. В РКК "Энергия" МПВ поступал от смежника как комплектующее изделие с установленным в него ПО. Поэтому для РКК "Энергия" программным обеспечением НМ являлось ПО ПМ, которое разрабатывалось специалистами РКК "Энергия". После предварительной отработки этого ПО в составе имитатора ПМ, оно устанавливалось в реальный ПМ технологического комплекта НМ и отрабатывалось в составе НМ. В соответствии со структурной схемой АСН-К, приведенной на рис. 5.1, ПМ по интерфейсу *MIL-1553* связан с ЦВМ КА. По этому интервалу ЦВМ КА осуществляет управление АСН-К, а АСН-К передаёт в ЦВМ КА всю сформированную навигационную информацию. Поэтому для отработки ПО ПМ необходимо реализовать этот интерфейс. Вести отработку ПО непосредственно с использованием ЦВМ КА не очень удобно в силу целого ряда причин. Поэтому на этапе отработки ПО ПМ создается имитатор ЦВМ КА, реализующий интерфейс обмена ПМ НМ с ЦВМ КА в соответствии с Протоколом информационного взаимодействия

АСН-К с ЦВМ КА. Этот имитатор аппаратно представляет собой персональный компьютер с установленной в него интерфейсной платой *MIL-1553*. В качестве интерфейсной платы использовалась стандартная покупная плата *TEI-PCI-1*. Для имитатора ЦВМ КА разрабатывалось ПО имитатора, реализующее двухсторонний обмен между НМ и имитатором в соответствии с упомянутым Протоколом. Кроме поддержки интерфейса обмена с НМ имитатор позволяет оператору осуществлять управление режимами работы НМ и обеспечивать контроль за его работой. Также как и имитатор ПМ, имитатор ЦВМ КА имеет интерфейс оператора, через который осуществляется соответствующее управление и контроль за работой АСН. Этот интерфейс имеет соответствующие панели, похожие на панели имитатора ПМ, приведенные на рис. 5.6 и 5.7. В целом структурная схема автономного рабочего места отработки ПО АСН-К приведена на рис. 5.8.

В состав рабочего места входят:

- многоканальный имитатор сигналов *GPS-ГЛОНАСС*;
- делитель СВЧ-сигнала имитатора на четыре (ДС);
- навигационный модуль (НМ) с соответствующей инфраструктурой (блок питания 28 В и т.п.);
- имитатор ЦВМ КА.

Многоканальный имитатор сигналов *GPS-ГЛОНАСС* обеспечивает формирование СВЧ-сигналов НС, соответствующих моделируемой летной обстановке. В имитатор закладываются альманахи *GPS* и ГЛОНАСС, орбита и ориентация КА.

ДС размножает СВЧ-сигнал имитатора на четыре одинаковых сигнала, соответствующих четырем СВЧ-входам НМ.

Имитатор ЦВМ КА обеспечивает поддержку интерфейса *MIL-1553* НМ в части управления НМ и навигационной поддержки, а также осуществляет приём информации от НМ, её предварительную обработку и отображение на экране оператора и запись принимаемой информации в файлы для последующей обработки и анализа.

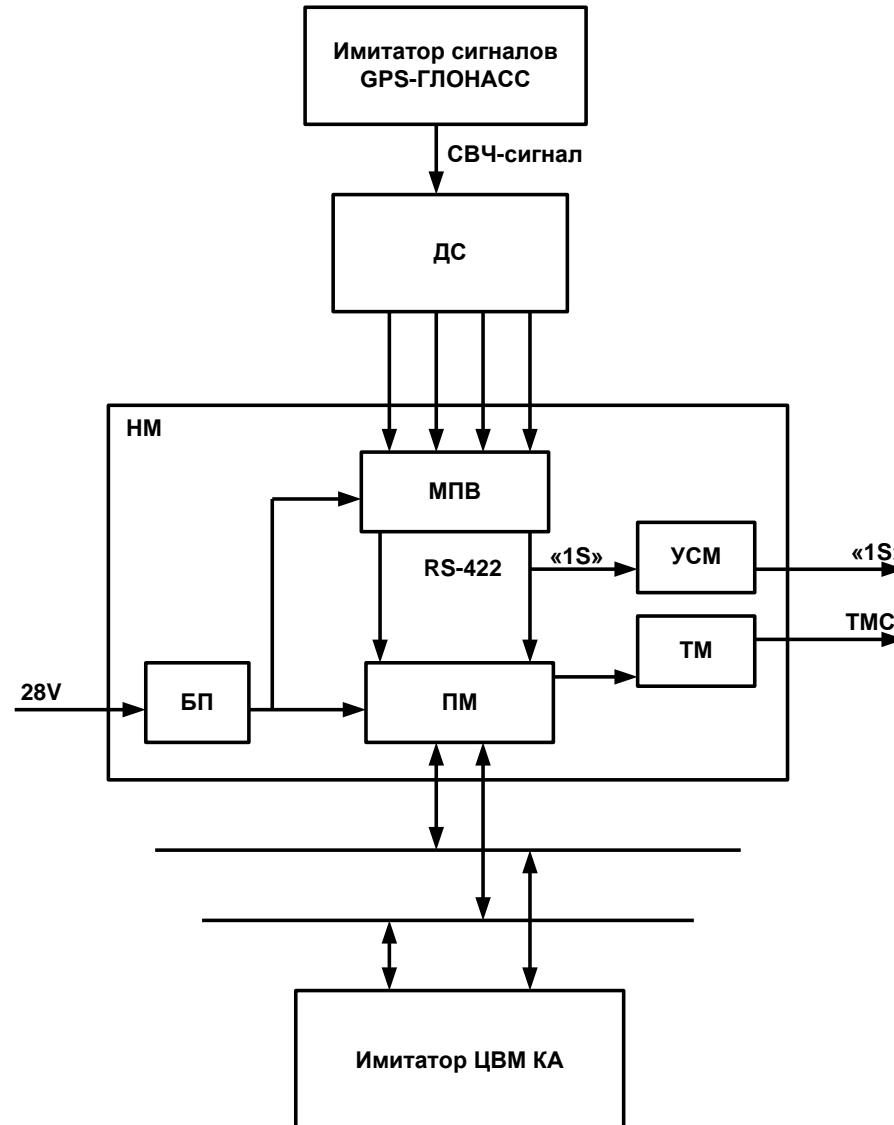


Рис. 6.8 Структурная схема автономного рабочего места отработки ПО навигации АСН-К.

Имитатор ЦВМ КА обеспечивает поддержку интерфейса *MIL-1553* НМ в части управления НМ и навигационной поддержки, а также осуществляет прием информации от НМ,

ее предварительную обработку и отображение на экране оператора. Принимаемая информация также записывается в файлы для последующей обработки и анализа.

Отработка ПО ПМ осуществляется путем задания различных режимов работы ПМ от имитатора ЦВМ КА, моделирования различных режимов полета КА при различных альманахах *GPS* и ГЛОНАСС. Выявление ошибок ПО ПМ осуществляется путем анализа данных НМ как непосредственно в процессе моделирования, так и по результатам постобработки накопленных в имитаторе ЦВМ КА файлов.

Рассмотренное выше рабочее место отработки ПО АСН-К, структура которого приведена на рис. 5.8, обеспечивает возможность отработки ПО НМ, относящегося к решению задач навигации центра масс КА. Но одной из задач АСН-К является обеспечение сближения КА с МКС. Отработка этой части ПО требует реализации более сложной структуры рабочего места, приведенной на рис. 6.9.

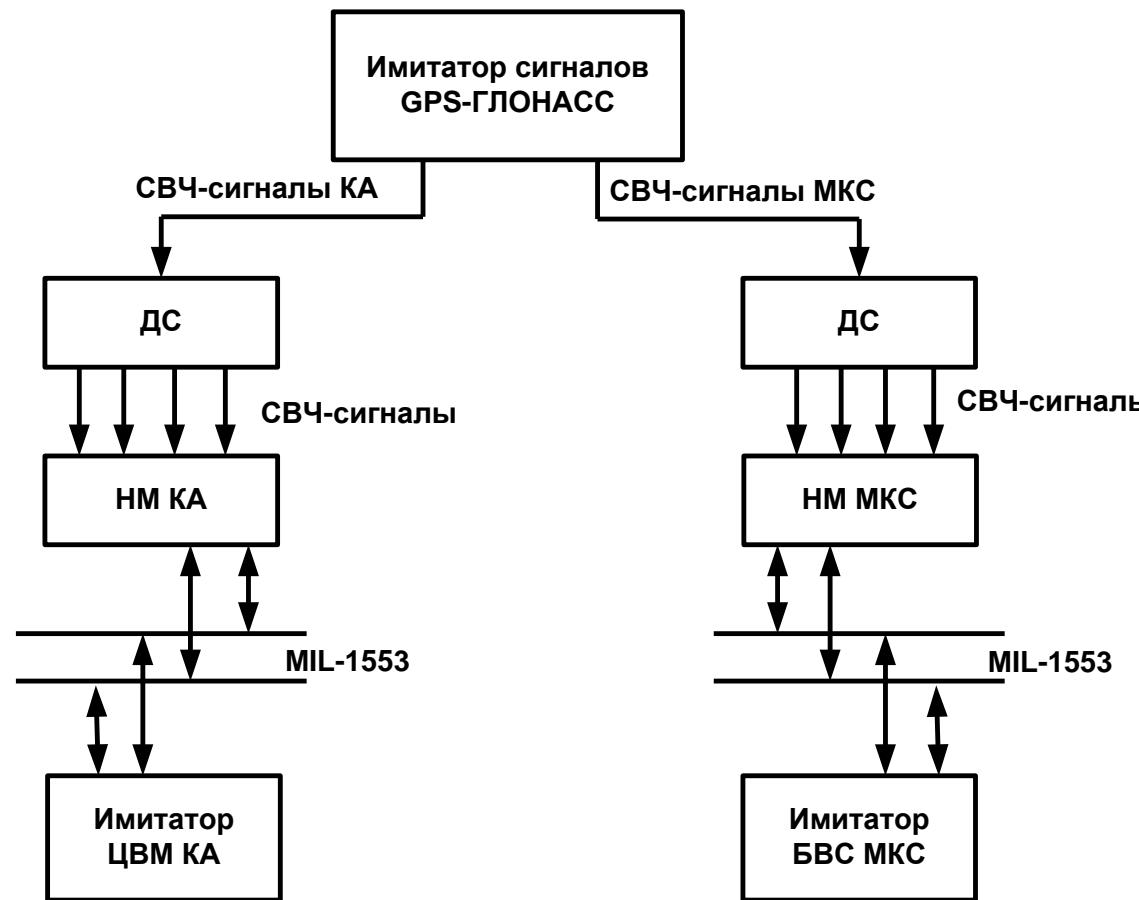


Рис. 6.9 Структурная схема автономного рабочего места отработки ПО сближения КА с МКС.

ПО режима сближения состоит из двух частей – ПО активного и ПО пассивного КА. Поэтому для отработки ПО сближения необходимо одновременно моделировать работу ПО активного и пассивного КА. В этом случае имитатор сигналов *GPS-ГЛОНАСС* должен одновременно моделировать движение двух КА. В имитаторе сигналов *GPS-ГЛОНАСС*

GSS6700 фирмы *SPIRENT* такая возможность реализована. В имитатор могут быть заложены орбиты и файлы ориентации двух КА. По двум разным СВЧ - выходам имитатор может формировать СВЧ-сигналы, соответствующие сигналам, принимаемым антеннами АСН этих двух КА. На ДС каждый из СВЧ-сигналов имитатора делится на четыре сигнала, поступающих на соответствующие входы НМ активного и пассивного КА (например, МКС). Каждый из двух НМ подключен через интерфейс *MIL-1553* к имитаторам соответственно ЦВМ КА и БВС МКС, которые обеспечивают поддержку интерфейсов *MIL-1553* соответствующих НМ в части управления НМ, а также приёма и накопления информации от НМ. Также как и при отработке ПО навигации АСН-К отработка ПО сближения осуществляется путем задания различных режимов работы ПМ от имитаторов ЦВМ КА и БВС МКС, моделирования различных режимов полета КА и МКС при различных альманахах *GPS* и ГЛОНАСС. Выявление ошибок ПО осуществляется путём анализа данных обоих НМ как непосредственно в процессе моделирования, так и по результатам постобработки накопленных в имитаторах ЦВМ и БВС файлов.

Еще одной из основных задач АСН является определение ориентации КА. Кватернион текущей ориентации КА оценивается в НМ по результатам обработки сигналов от нескольких антенн. В АСН-К предусмотрено четыре антенны, сигналы которых поступают в НМ. Поэтому для отработки ПО ориентации необходимо формировать или имитировать сигналы от четырех антенн АСН, установленных на КА. К сожалению, сегодня не существует имитаторов сигналов *GPS*-ГЛОНАСС, формирующих четыре независимых СВЧ - выхода. Поэтому отработка ПО ориентации выполняется с использованием четырех реальных антенн, установленных определённым образом, например, на крыше здания, где реализовано рабочее место отработки

ПО. Антенны принимают сигналы реальных НС, передаваемых по СВЧ-кабелям в НМ АСН. Структурная схема такого рабочего места отработки ПО ориентации приведена на рис. 6.10.

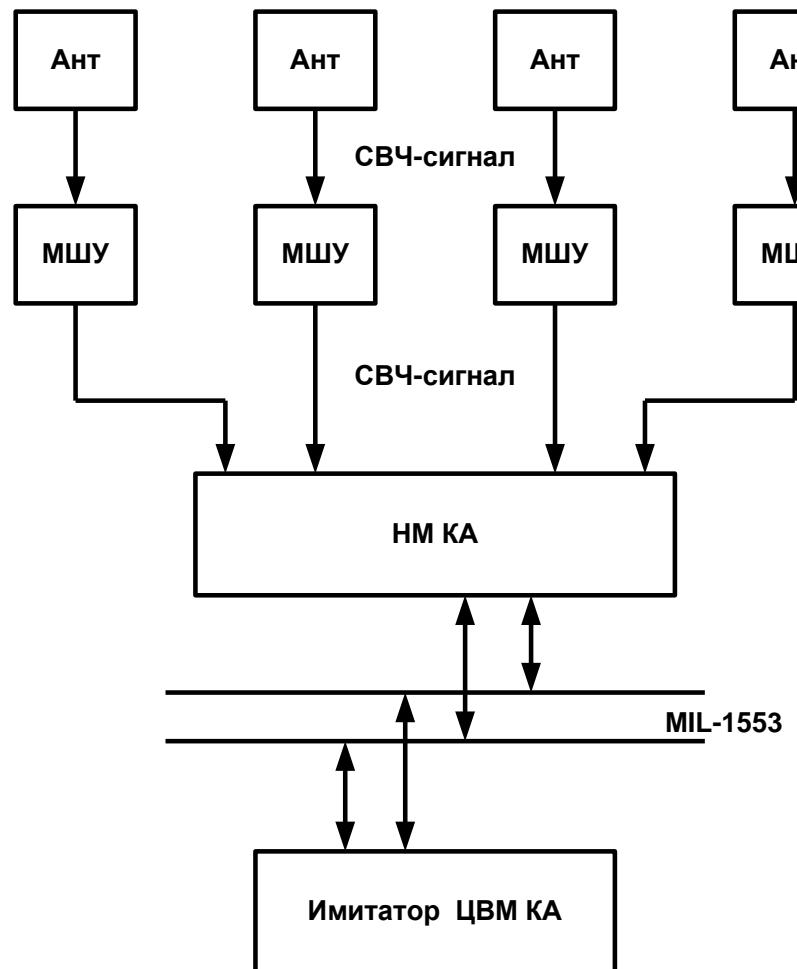


Рис. 6.10 Структурная схема автономного рабочего места отработки ПО ориентации КА.

Однако такое рабочее место позволяет проверить лишь частичную отработку ПО ориентации, так как сигналы, формируемые антеннами, установленными на поверхности

Земли, не соответствуют сигналам антенн, установленных на КА. Поэтому большая часть ПО ориентации, учитывая специфику космического полёта, не может быть отработана на указанном рабочем месте. Для обеспечения возможности отработки этой части ПО ориентации в НМ АСН-К предусмотрен технологический вход, обеспечивающий возможность подключения имитатора МПВ к процессорному модулю НМ по интерфейсу *RS-422*. Структурная схема такого рабочего места приведена на рис. 6.11.

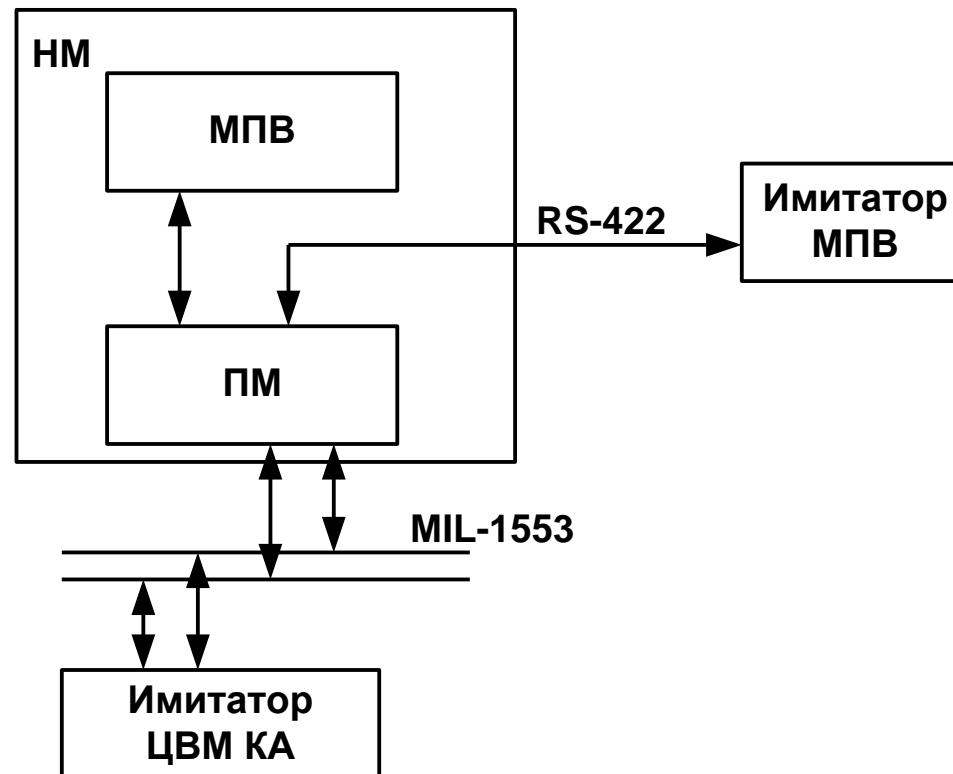


Рис. 6.11 Структурная схема автономного рабочего места отработки ПО ориентации КА с использованием имитатора МПВ.

В этом случае сигналы реального МПВ заменяются на сигналы имитатора МПВ, который формирует измеряемые параметры МПВ, соответствующие реальной лётной обстановке. Имитатор МПВ может моделировать любой режим полёта КА и работу АСН при любых альманахах НС GPS и ГЛОНАСС.

Рассматриваемая схема оказывается очень удобной для отработки не только ПО ориентации, но и всего ПО ПМ в целом, включая ПО сближения. Однако недостатком схемы

является то, что в ней используется не реальный МПВ, а его имитатор. К тому же имитатор МПВ подключен к ПМ не по штатному входу *RS-422*, а по технологическому. Тем не менее, в совокупности обе рассмотренные схемы обеспечивают достаточно высокий уровень отработки ПО ориентации. Первая схема обеспечивает проверку ПО с использованием реальных сигналов НС и данных реального МПВ, вторая – позволяет проверить часть ПО, для которой существенным является имитация условий реального полёта.

После завершения автономной отработки ПО проводятся комплексные функциональные испытания АСН, в которых проверяется функционирование АСН в составе реального бортового комплекса управления изделием.

6.3 Комплексные наземные функциональные испытания АСН

Целью комплексных наземных функциональных испытаний АСН является проверка её функционирования и обеспечения решения функциональных задач совместно с реальными системами КА. При автономных испытаниях, например, энергопитание осуществлялось не от штатной системы энергоснабжения КА, а от автономного источника питания, характеристики которого могут существенно отличаться от характеристик штатной системы. Но основным отличием испытаний в составе автономных рабочих мест от комплексных испытаний является то, что при комплексных испытаниях АСН работает совместно с реальной ЦВМ КА, в которой установлено реальное штатное ПО ЦВМ КА.

Обычно проводятся комплексные функциональные испытания двух видов: испытания в составе наземного комплекса отработки (НКО) бортового комплекса управления (БКУ) КА и испытания в составе изделия.

6.3.1 Испытания АСН в составе НКО БКУ КА

Испытания АСН в составе НКО БКУ КА является основным этапом наземных функциональных испытаний. Их целью является проверка всех режимов работы АСН в условиях максимально приближенных к функциональным условиям реального полёта КА. Главным отличием испытаний в составе НКО БКУ является то, что здесь вместо имитатора ЦВМ КА используется реальная ЦВМ КА с реальным программным обеспечением. При этом к ЦВМ КА подключена либо реальная аппаратура БКУ, либо модели этой аппаратуры. Пример структурной схемы НКО БКУ при испытаниях АСН приведён на рис. 6.12.

При испытаниях АСН-К в составе НКО БКУ КА НМ АСН-К по интерфейсу *MIL-1553* подключен к реальной ЦВМ КА, осуществляющей информационный обмен с АСН-К по штатной циклограмме, формируемой штатным ПО ЦВМ. К ЦВМ КА подключена система контроля ЦВМ КА, позволяющая осуществлять управление работой ЦВМ и контролировать её состояние. ЦВМ КА также по интерфейсу *MIL-1553* подключена к моделям датчиковой аппаратуры и модели КА, моделирующей орбиту и ориентацию КА. Вектор состояния КА из модели КА по интерфейсу *Ethernet* передаётся в имитатор *GPS-ГЛОНАСС*. Такая возможность также реализована в имитаторе *GSS6700* фирмы *SPIRENT*. В соответствии с принятым вектором состояния имитатор *GPS-ГЛОНАСС* формирует СВЧ-сигнал, соответствующий сигналу, принимаемому антенной КА в моделируемых условиях полёта. Этот сигнал обрабатывается в АСН-К, формирующей массивы данных, соответствующих данным, формируемым в моделируемых условиях полёта. Таким образом, реализуются условия работы АСН и ЦВМ КА, максимально приближенные к условиям реального полёта. Задавая различные режимы работы АСН-К при всевозможных условиях полета КА, операторы НКО, анализируя

процесс работы ЦВМ и АСН по данным, поступающим в систему контроля ЦВМ КА, дают заключение о правильности функционирования АСН.

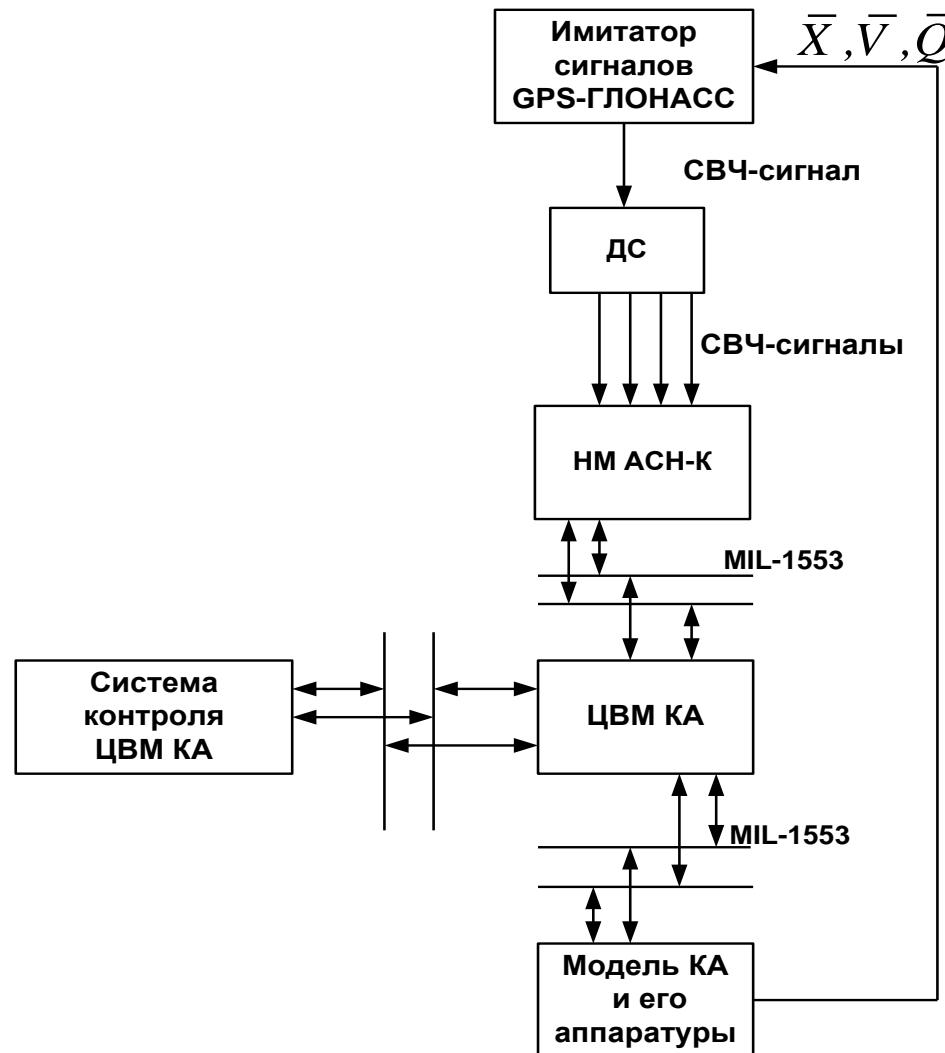


Рис. 6.12 Структурная схема НКО БКУ КА при комплексных испытаниях АСН-К в режиме навигации.

Более сложная схема НКО реализуется при испытаниях АСН на участках сближения КА и МКС. В этом случае задействуются два испытательных комплекса: НКО БКУ КА и НКО БКУ МКС. Структурная схема испытательного комплекса для этого случая приведена на рис. 6.13.

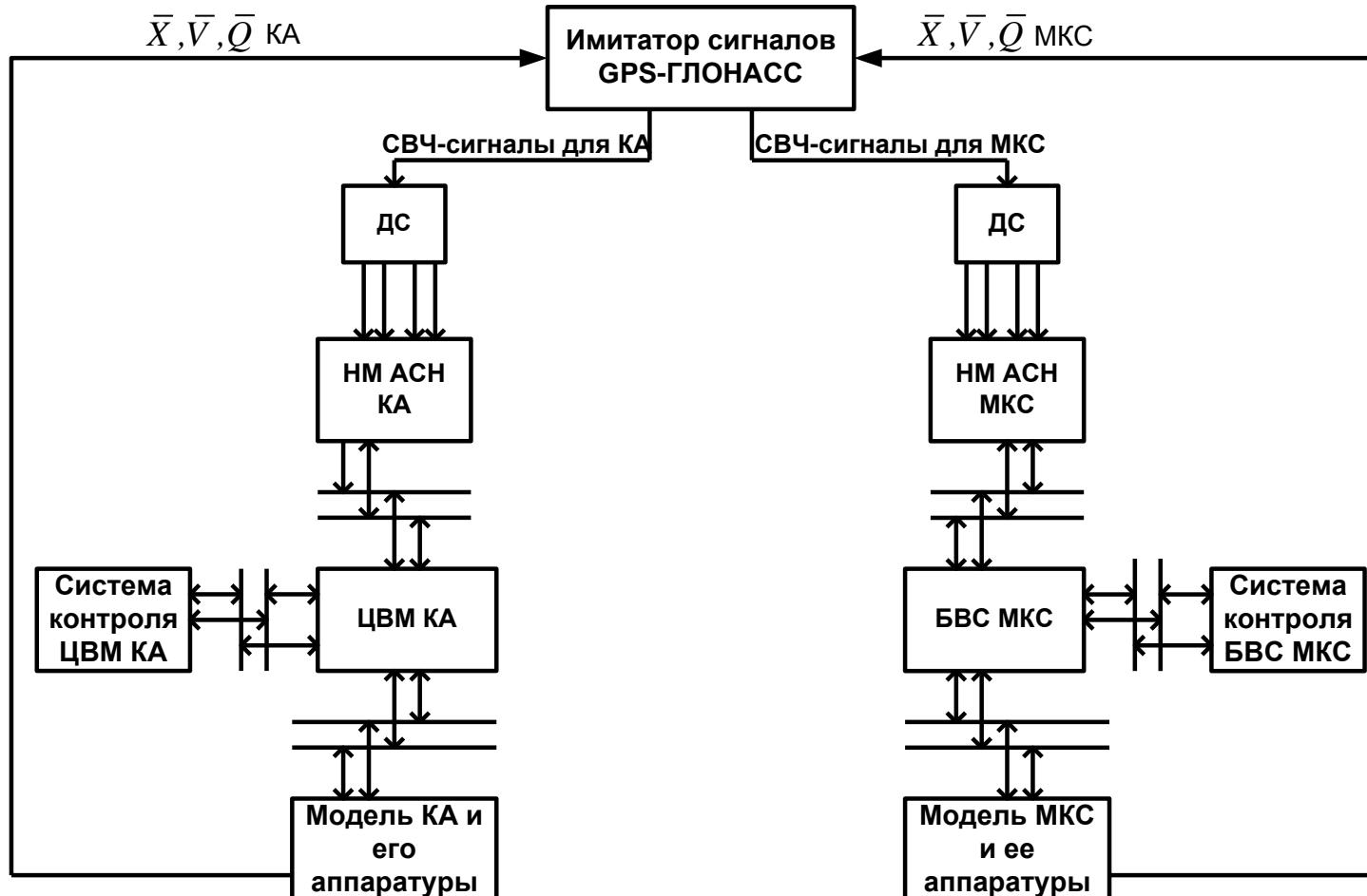


Рис. 6.13 Структурная схема комплексных испытаний режимов сближения АСН на НКО БКУ КА и МКС.

Как отмечалось выше, проблемным вопросом комплексных испытаний АСН являются испытания режимов ориентации. Существующие имитаторы GPS-ГЛОНАСС не имеют

достаточного количества независимых СВЧ-выходов, необходимых для проведения испытаний режимов ориентации. Поэтому в процессе испытаний приходится ограничиваться использованием антенного устройства, включающего требуемое количество антенн, работающих по сигналам реальных НС вместо имитатора сигналов *GPS*-ГЛОНАСС. Недостатком таких испытаний является несоответствие формируемых антеннами сигналов реальной летной ситуации. Поэтому испытания ограничиваются в основном проверками соответствующих интерфейсов программных блоков ПО ориентации. Окончательные испытания выполняются в процессе летных испытаний изделия, перед которыми выполняются наземные комплексные испытания АСН в составе изделия.

6.4 Комплексные наземные испытания АСН в составе изделия

После завершения испытаний АСН в составе НКО фиксируется версия ПО АСН, которая затем устанавливается в летные комплекты аппаратуры. Летные комплекты проходят испытания только в составе изделия.

Испытания в составе изделия аппаратура проходит дважды: первый раз на предприятии-изготовителе изделия, второй раз – на полигоне в процессе предстартовой подготовки изделия. Основной целью испытаний на предприятии-изготовителе является проверка работоспособности аппаратуры и ее взаимодействия с другими системами КА. Целью испытаний на полигоне является проверка правильности финальной сборки и установки аппаратуры на изделии перед стартом, окончательная проверка ее работоспособности совместно с работой других систем КА.

Так как испытания АСН в составе изделия не ставят своей целью проверку правильности решения функциональных задач, то схема испытаний может быть существенно упрощена по сравнению со схемой испытаний в составе НКО. В определенной мере это вопрос и экономический. При испытаниях в составе НКО мы реализовывали и проверяли все режимы работы АСН. Для этого был необходим универсальный многоканальный имитатор сигналов *GPS*-ГЛОНАСС, стоимость которого достаточно высока. При испытаниях АСН в составе изделия необходимо проверить только работоспособность аппаратуры и функционирование ее связей с другими системами. Для этого достаточно использовать одноканальный имитатор сигналов *GPS*-ГЛОНАСС, стоимость которого во много раз ниже стоимости многоканального имитатора. Например, в РКК "Энергия" испытания АСН-К в составе изделия выполнялись с использованием одноканального имитатора сигналов *GPS*-ГЛОНАСС фирмы *SPIRENT GSS6300*. Этот имитатор формирует на выходе радиосигнал одного НС *GPS* и одного НС ГЛОНАСС с заданными характеристиками. Целью испытаний является проверка функционирования тракта прохождения соответствующей информации от антенн АСН до ЦВМ КА. Структурная схема комплексных испытаний АСН в составе КА приведена на рис. 6.14.

Имитатор сигналов *GPS*-ГЛОНАСС формирует СВЧ - сигнал с заданными характеристиками. Этот сигнал на делителе сигналов (ДС) делится на четыре одинаковых СВЧ-сигнала, которые поступают на переизлучатели сигналов (ПС). Переизлучатели устанавливаются на антенах (А) КА. Излучаемые от ПС радиосигналы принимаются антеннами АСН и через делители передаются на основной и резервный НМ АСН. НМ обрабатывает эти сигналы и формирует определенную информацию, передаваемую в ЦВМ КА. Передаваемая информация контролируется системой контроля ЦВМ КА. Если эта информация

соответствует заданной, значит АСН работоспособна и может быть допущена к следующим этапам испытаний. После завершения испытаний на полигоне система допускается к старту. Но штатному использованию предшествуют летные испытания.

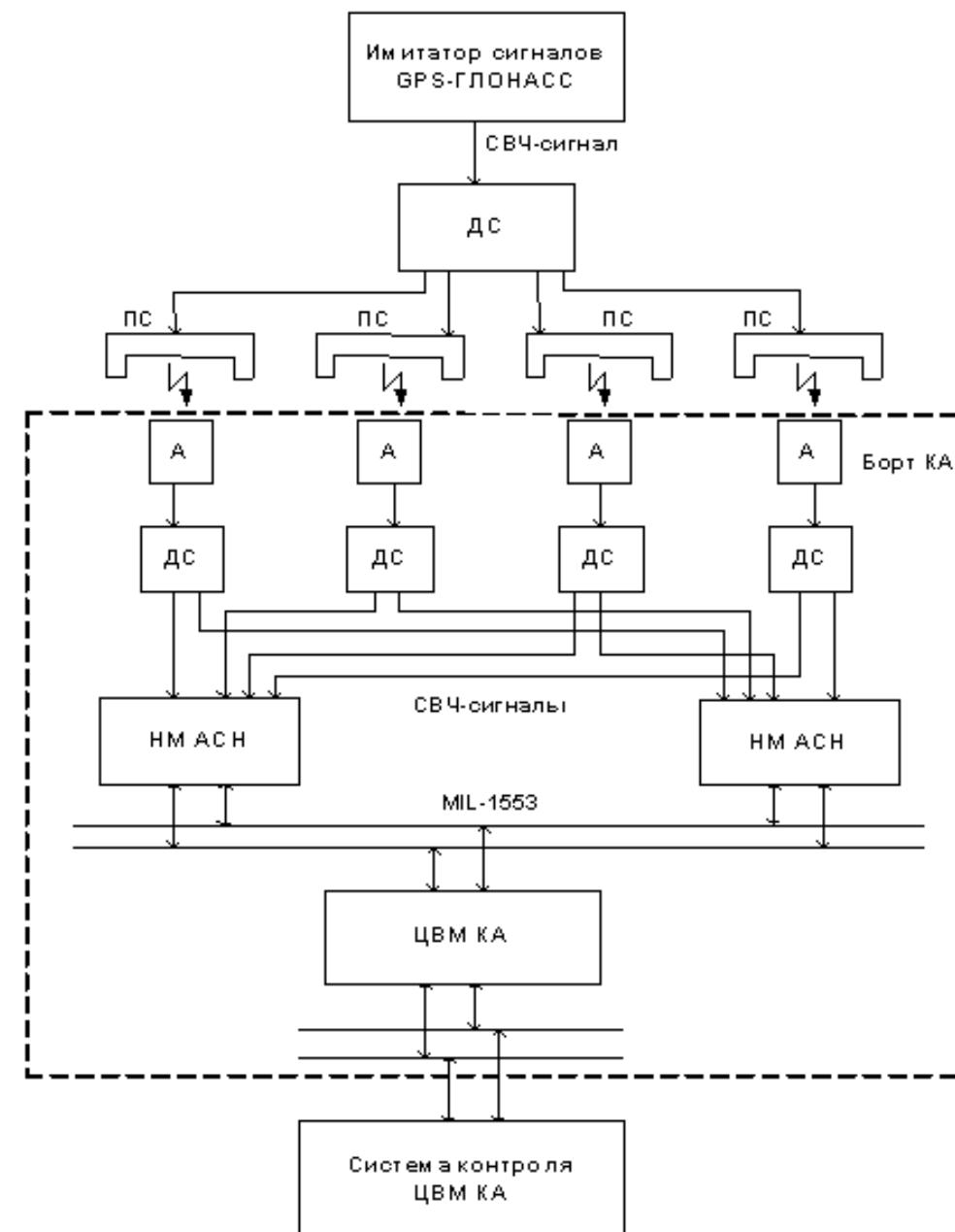


Рис. 6.14
 Структурная схема
 комплексных
 испытаний АЧН-К в
 составе КА.

6.5 Лётные испытания АСН

Этап лётных испытаний (ЛИ) является завершающим перед вводом системы в штатную эксплуатацию. На пилотируемых КА новые системы, вводимые в состав БКУ КА всегда функционально дублированы. Они вводятся в состав системы как экспериментальные и функционируют совместно со штатными системами, решающими аналогичные функциональные задачи. Только после завершения летных испытаний новая система вводится в состав штатных систем, а соответствующая старая система может быть выведена из состава БКУ.

При проведении ЛИ АСН последовательно реализуются все режимы ее работы. При этом по - возможности фиксируется максимальный объём формируемой АСН информации, которая тщательно обрабатывается и исследуется на Земле. Для обеспечения такой возможности кроме штатных средств телеметрирования информации специально разрабатываются дополнительные средства, существенно расширяющие объем фиксируемой информации. Например, на МКС штатные средства телеметрирования данных АСН существенно ограничены по объёмам передаваемой на Землю информации. Поэтому для обеспечения детального анализа работы АСН в тех или иных режимах на МКС проводился целый ряд многосуточных экспериментов с АСН, в которых полный объём формируемой АСН информации записывался на *LAPTOP*. После завершения экспериментов вся записанная информация передавалась на Землю для обработки и последующего анализа. Например, в ряде таких экспериментов были выявлены особенности работы АСН на МКС, обусловленные переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС, не проявлявшиеся в наземных условиях, которые могли существенно повлиять на процесс сближения европейского корабля

ATV с МКС, выполнявшийся по сигналам АСН-М МКС. Наземный анализ полученной информации обеспечил возможность доработки ПО АСН-М, при котором влияние переотраженных сигналов на измерения АСН было существенно снижено.

После завершения ЛИ даётся заключения о вводе системы в штатную эксплуатацию на серийных изделиях. Однако кроме серийных изделий существуют единичные или малосерийные космические аппараты. Для таких КА нет возможности запуска отдельных изделий для проведения ЛИ. В этом случае после завершения наземных испытаний система вводится в штатную эксплуатацию, а этап ЛИ выполняется в начале лётной миссии КА. Для этого предусматриваются специальные тесты. По результатам анализа этих тестов может возникнуть необходимость доработки ПО АСН. Такая возможность обязательно должна быть предусмотрена при проектировании АСН таких КА.

6.6 Контрольные вопросы по материалам главы

- 1 В чем состоят особенности АСН космического назначения по сравнению с АСН наземного применения?
- 2 Каковы этапы и методы отработки ПО АСН космического назначения?
- 3 В чем состоят комплексные наземные функциональные испытания АСН?
- 4 В чем состоят комплексные наземные испытания в составе изделия?
- 5 Каковы задачи летных испытаний АСН?

Глава 7 Управление движением КА средствами АСН

Во всех предыдущих главах настоящего курса лекций АСН рассматривалась как навигационная аппаратура, измеряющая вектор состояния КА. В зависимости от задач КА таким вектором состояния являлся расширенный вектор текущих координат и скорости, к которому, при необходимости, добавлялось аэродинамическое торможение. Во время коррекции траектории КА для повышения точности формируемого вектора состояния удобно использовать измерения БИНС КА, обеспечивающей интегрирование приращений текущего вектора скорости. Если АСН обеспечивала определение ориентации КА, измеряемый вектор состояния КА включал в себя также текущий кватернион ориентации. Для повышения точности формируемого кватерниона удобно использовать измерения БИНС КА, обеспечивающую динамическую фильтрацию угловых измерений АСН.

При сближении двух КА АСН активного КА обеспечивает формирование относительного вектора состояния, включающего векторы относительного положения и относительной скорости, а также кватернион относительной ориентации двух КА.

Вся формируемая АСН навигационная информация передавалась в ЦВМ КА, обеспечивающую управление исполнительными органами СУДН. ЦВМ со всей аппаратурой КА обменивается информацией по интерфейсу MIL-1553, являясь контроллером, а вся аппаратура, которой управляет ЦВМ, включая АСН, является окончными устройствами. При этом ничто не мешает путем разработки соответствующего ПО, например, по команде с Земли назначить АСН контроллером системы, исключив ЦВМ из контура управления. В этом случае АСН могла бы осуществлять управление всей аппаратурой СУДН, которая выполняла бы свои функции, а всю формируемую информацию передавала бы в АСН. В результате реализуется

так называемый резервный контур управления, который в случае отказа ЦВМ мог бы обеспечить выполнение (хотя бы частичное) задач КА. ЦВМ, являясь основным элементом системы управления КА, имеет высоко надежную аппаратную часть. Как правило, ЦВМ троируется, а иногда четвериуется. Тем не менее отказы ЦВМ на практике случались и приводили к фатальным последствиям. Так, по причине отказа ЦВМ, в 2015 году был потерян российско-египетский спутник «*E-star*». Из – за отказа ЦВМ была потеряна ориентация спутника, прекратился приток энергии от солнечных батарей, и спутник был потерян из-за того, что не хватило времени на анализ отказа и выполнение мероприятий по восстановлению ЦВМ. Если бы на «*E-star*» была предусмотрена возможность перевода управления на резервный контур, то, вероятнее всего, ЦВМ была бы восстановлена, спутник не был бы потерян. Поэтому реализация на базе АСН резервного контура управления КА является актуальной задачей, которая, благодаря своей простоте, может иметь и самостоятельный характер в плане использования на каких-либо так называемых малых КА в качестве основного контура управления.

Поэтому в настоящей главе АСН рассматривается не только как источник навигационной информации, но и как основной элемент системы управления движением КА, обеспечивающий по полученной навигационной информации формирование управляющих команд на исполнительные органы СУДН. При этом будет показано, что основные режимы управления движением КА могут быть реализованы исключительно по информации, формируемой АСН, без использования измерений от другой датчиковой аппаратуры, такой, например, как ДУСы, акселерометры, солнечные и звездные датчики. Такой подход позволит существенно упростить резервный контур СУДН, а также упростить ПО АСН, исключив необходимость управления и обработки данных этой датчиковой аппаратуры.

При использовании АСН в качестве средства управления движением КА возникает еще одна сложная проблема достаточности вычислительных ресурсов навигационного процессора АСН. Кроме решения большого количества навигационных задач возникает необходимость приема и обработки командной информации с Земли через Командную радиолинию (КРЛ), формирования управления исполнительными органами (СКД – сближающе-корректирующий двигатель, ДПО – двигатель причаливания и ориентации), приема и обработки навигационной информации от АСН МКС через межбортовую радиолинию (МБРЛ), передачи цифровой телеметрической информации на Землю через бортовую измерительную телеметрическую систему (БИТС). При этом, как правило, задачи управления в ЦВМ решаются со значительно более высокой тактовой частотой по сравнению с частотой формирования навигационной информации в АСН. Например, на КА «Союз» и «Прогресс», на МКС частота обновления информации АСН составляет 1 Гц, тогда как частота обновления управляющей информации ЦВМ на этих изделиях составляет 5 Гц. Переход АСН на 200 мс такт потребовал бы перестройки навигационного процессора, что по сути означало бы разработку новой системы АСН. Поэтому в настоящей главе рассматривается возможность реализации всех задач управления движением КА с частотой 1 Гц, так как только в этом случае вычислительных ресурсов процессора АСН оказывается достаточно для одновременного решения задачи навигации и управления.

Возможность использования АСН для решения задач управления КА может рассматриваться самостоятельно без привязки к конкретному изделию. Однако, на мой взгляд, сравнение рассматриваемой системы управления движением КА на базе АСН с классической системой управления, реализованной, например, на кораблях «Прогресс», позволит более детально понять особенности методов управления движением по информации, формируемой

АСН, а также оценить преимущества и недостатки основного и резервного контуров управления по своим функциональным возможностям, точностным, массовым и энергетическим характеристикам.

На рис. 7.1 приведена упрощенная структурная схема СУДН корабля «Прогресс».

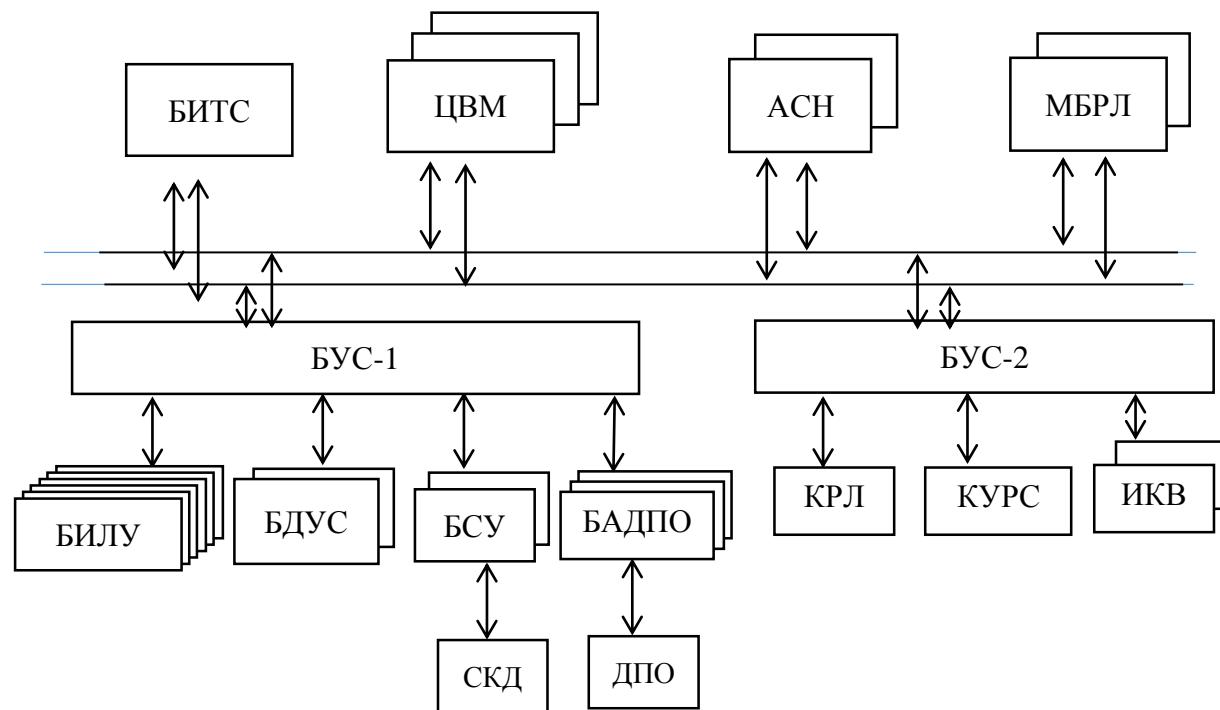


Рис. 7.1 Упрощенная структурная схема СУДН КА «Прогресс».

Центральным элементом системы является троированная ЦВМ, связанная со своими абонентами по интерфейсу MIL-1553. Некоторые приборы, входящие в СУДН, связаны с ЦВМ непосредственно через интерфейс MIL-1553. К таким приборам относится дублированная

АСН, обеспечивающая определение навигационных параметров КА. Остальные измерительные приборы СУДН и исполнительные органы связаны с ЦВМ через промежуточные блоки устройств согласования БУС-1 и БУС-2, преобразующие интерфейс MIL-1553 в уникальные интерфейсы отдельных приборов и систем. Через БУС-1 и БУС-2 ЦВМ обеспечивает управление соответствующими абонентами и принимает от них измерительную и командную информацию.

К измерительным приборам относятся:

- БИЛУ – шестиризованный блок интегрирования линейных ускорений;
- БДУС – троированный блок датчиков угловой скорости;
- ИКВ – дублированная инфракрасная вертикаль.

БИЛУ включает шесть маятниковых акселерометров, оси чувствительности которых равномерно распределены по образующей конуса с углом полураствора $54,7^\circ$ и предназначен для измерения проекций вектора кажущегося ускорения КА на соответствующие оси чувствительности акселерометра. БИЛУ сохраняет работоспособность при отказе трех акселерометров из шести.

БДУС включает три блока ДУС, каждый из которых состоит из трех механических датчиков угловой скорости со взаимно перпендикулярными осями, установленными по осям X, Y, Z КА. Каждый из датчиков определяет проекцию вектора абсолютной угловой скорости КА на ось чувствительности датчика.

ИКВ включает два датчика инфракрасной вертикали, каждый из которых определяет два угла отклонений (φ_x , φ_z) оси Y КА от направления на центр Земли.

К исполнительным органам СУДН относятся:

- СКД – сближающий, корректирующий двигатель;

- ДПО – двигатель причаливания и ориентации.

СКД представляет собой двухкомпонентный реактивный двигатель с вытеснительной подачей топлива, тягой ~300 кг, удельной тягой ~300 с. Для обеспечения угловой стабилизации изделия двигатель установлен в кардановый подвес с углами прокачки вокруг осей Y , Z изделия величиной $\pm 5^\circ$.

ДПО включает дублированную систему ДПО-1, ДПО-2 в состав каждой из которых входит по 14 двухкомпонентных реактивных двигателей тягой 10 кг, удельной тягой ~290 с, жестко установленных на изделии. В определенных комбинациях работы двигатели создают моменты M_x , M_y , M_z для управления ориентацией и управляющие ускорения a_x , a_y , a_z для управления перемещениями КА.

Максимальная тяга по одной оси составляет 40 кг.

Управление работой СКД осуществляется ЦВМ через БУС-1 и БСУ. ЦВМ выдает команды на включение и выключение СКД, а также задает углы поворота двигателя φ_y и φ_z . Кодовые значения углов поворота, сформированные в ЦВМ в соответствии с алгоритмами угловой стабилизации КА при работе СКД, по интерфейсу MIL-1553 передаются в БУС-1 и БСУ, где преобразуются в требуемые углы поворота приводов качания СКД. В соответствии с этими требуемыми углами приводы качания СКД реализуют реальный поворот двигателя на заданные углы.

Управление работой ДПО также осуществляется ЦВМ, формирующая значения требуемых управляющих линейных ускорений КА и требуемых управляющих моментов в изделиях.

Эти кодовые сигналы через БУС-1 поступают в ДПО, где в соответствии с компоновкой двигателей на изделии преобразуются в команды на включение и выключение соответствующих двигателей.

Кроме связей с измерительными приборами и исполнительными органами ЦВМ КА имеет интерфейсные связи с рядом систем КА:

- КРЛ – командная радиолиния;
- КУРС – система сближения;
- БИТС – бортовая измерительная телеметрическая система;
- МБРЛ – межбортовая радиолиния.

КРЛ обеспечивает возможность управления ЦВМ с Земли путем выдачи с Земли в ЦВМ командной и кодовой информации. Командная информация, переданная с Земли, в БУС-2 преобразуется в цифровую информацию, которая по интерфейсу MIL-1553 передается в ЦВМ.

КУРС обеспечивает ближнее сближение КА с МКС. По интерфейсу MIL-1553 ЦВМ обеспечивает управление системой и получает от нее измерительную информацию.

БИТС предназначена для передачи кодовой телеметрической информации от ЦВМ на Землю.

МБРЛ обеспечивает передачу в ЦВМ информации, формируемой АСН-МКС при реализации ближнего сближения по измерениям АСН.

Рассмотрим работу СУДН на участке траектории от момента выведения на низкую орбиту до момента сближения с МКС. Включение системы осуществляется после команды отделения КА от третьей ступени носителя. Обычно орбита выведения имеет высоту перигея ~170 км, апогея ~230 км. При четырехвитковой схеме сближения задачей СУДН является перевод КА на промежуточную орбиту фазирования с последующим переводом в зону прямой

видимости системы «КУРС» (дальность до МКС ~50 км). После установления связи между «активным» и «пассивным» «КУРСом» (установленным, соответственно, на КА и МКС) управление сближением ЦВМ КА осуществляется по информации от системы «КУРС».

После отделения от носителя задачей СУДН является гашение угловой скорости КА, построение сигнала одноосной, а затем трехосной орбитальной ориентации по измерениям ИКВ и ДУС. Затем с помощью АСН осуществляется определение орбиты КА, а с Земли в ЦВМ передаются параметры орбиты МКС. По этим данным ЦВМ рассчитывает корректирующие импульсы СКД для перевода КА в зону ближнего сближения. Расчет импульсов заключается в определении их величины, направления и момента включения двигателя. Задача управления СУДН для реализации корректирующего импульса заключается в построении требуемой ориентации КА к моменту включения двигателя, запуск СКД, стабилизация КА в ИСК или в ОСК, выключение двигателя после реализации импульса заданной величины, приведение КА к трехосной ориентации относительно АСН. Построение требуемой ориентации из ОСН осуществляется по измерениям ДУС с помощью ДПО. После включения СКД осуществляется стабилизация КА в требуемой системе координат также по измерениям ДУС. Исполнительными органами по каналам тангажа и рысканья являются приводы качания СКД, а по каналу крени – соответствующие двигатели ДПО. Управляющие сигналы на исполнительные органы формируются по измерениям ДУС. Текущая величина импульса измеряется акселерометрами БИЛУ. По достижении импульса коррекции заданной величины ЦВМ выключает СКД и переходит к стабилизации на ДУС. После «успокоения» выполняется разворот КА в ОСК по измерениям ДУС с помощью ДПО. В ОСК осуществляется коррекция БИНС по измерениям ИКВ. Далее рассчитываются и аналогичным образом исполняются еще

три корректирующих импульса, обеспечивающих приведение КА в зону прямой видимости системы «КУРС» (на дальность до ~300 км).

В зоне прямой видимости системы «КУРС» выполняются измерения псевдодальности и псевдоскорости, передаваемых в ЦВМ, которая по этим измерениям определяет относительные параметры движения КА и МКС и параметры корректирующих импульсов, обеспечивающих приведение КА в зону «причаливания» (300 – 500 м относительно МКС). В зоне «причаливания» система «КУРС» определяет параметры линейного и углового относительного движения, по которым ЦВМ формирует управляющие воздействия на ДПО, обеспечивающие так называемое параллельное сближение КА с МКС до касания и стыковки.

Рассмотрим, как перечисленные задачи могут быть решены в случае отказа ЦВМ и подключения АСН в качестве контроллера, управляющего абонентами СУДН. При этом будем рассматривать возможность решения всех перечисленных выше задач управления по измерениям, формируемым только АСН, имея ввиду использование АСН не только в качестве резервного контура на случай отказа ЦВМ, но и в качестве самостоятельной системы управления какого-либо, например, малого спутника. В этом случае отказ от всей традиционной датчиковой аппаратуры СУДН существенно снижает ее вес, потребление, габариты и стоимость. Тогда структурная схема СУДН, представленная на рис. 7.1, преобразится в схему, представленную на рис. 7.2.

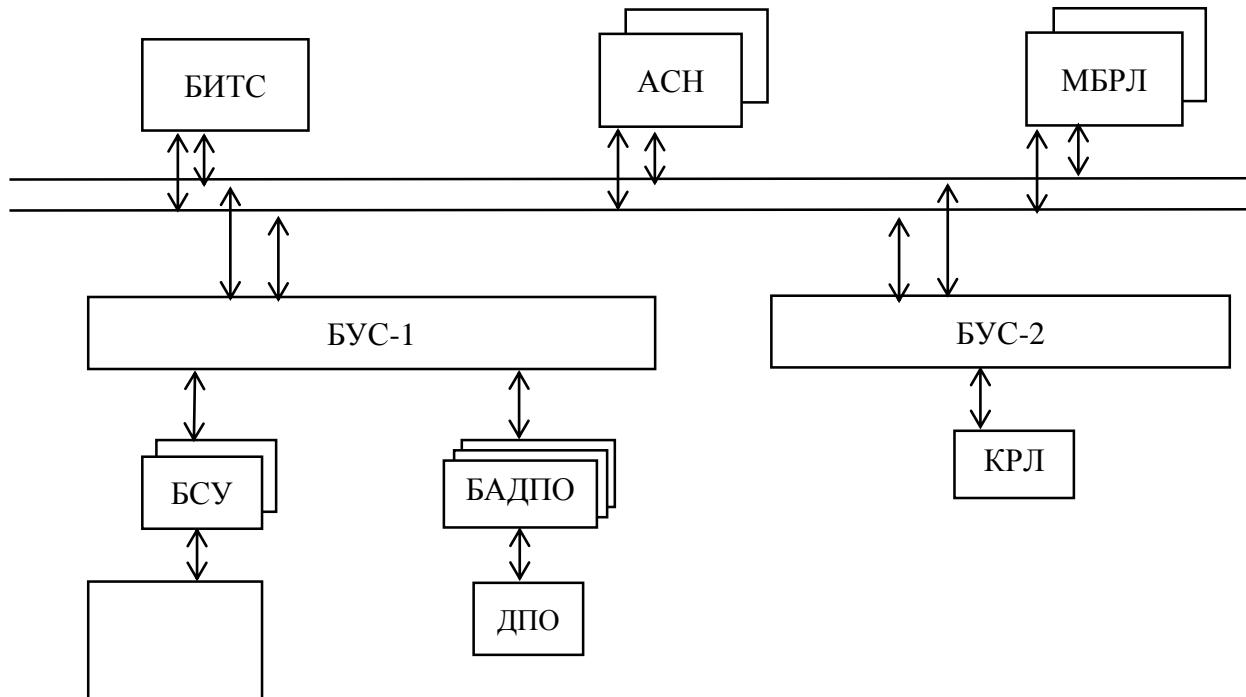


Рис. 7.2 Упрощенная структурная схема резервного контура СУДН на базе АСН.

В приведенной на рис. 7.2 схеме КРЛ обеспечивает возможность вносить в АСН, работающую как контроллером систем, управляющие команды и управляющие программы, задающие текущую программу работы СУДН. БИТС передает на Землю телеметрическую информацию о ходе выполняемых режимов управления. МБРЛ передает в АСН навигационную информацию АСН МКС для обеспечения ближнего сближения и причаливания. СКД и ДПО являются исполнительными органами СУДН, которыми управляет АСН на основе формируемой в АСН информации.

При описании работы СУДН, представленном выше, не рассматривались алгоритмы формирования управляющих воздействий на ДПО и приводы СКД, так как эти алгоритмы

выполнены по классической схеме с использованием сигналов угловых отклонений от заданной системы координат и сигналов угловой скорости. Сигналы угловой скорости формируются ДУС, а сигналы угловых отклонений представляют собой либо чистые интегралы от сигналов ДУС, либо интегралы, корректируемые по угловым измерениям АСН или ИКВ. При этом сигналы угловой скорости и угловых отклонений слабо зашумлены и имеют достаточно высокую точность. Стабилизация КА при работе СКД осуществляется путем качания двигателя приводами вокруг двух осей, перпендикулярных продольной оси двигателя. Управляющие сигналы на приводы также формировались по сумме сигналов углов и угловых скоростей. Как при управлении ДПО, так и при управлении СКД сигналы угловой скорости обеспечивают устойчивость управления.

В рассматриваемой схеме управление средствами АСН с точки зрения управления движением КА имеются следующие существенные отличия от управления по штатной схеме:

- отсутствие ДУС не позволяет использовать сигналы угловой скорости КА для обеспечения устойчивости управления;
- отсутствие ДУС не позволяет осуществлять динамическую фильтрацию угловых измерений АСН, из-за чего одномоментные угловые измерения имеют повышенную угловую ошибку по сравнению с оценкой ориентации, формируемой в результате динамической фильтрации;
- при отсутствии акселерометров управление выключением КДУ должно выполняться по измерениям АСН.

Устойчивость управления может обеспечиваться и без использования сигналов ДУС, только по сигналу угловых отклонений КА. Для этого должен быть реализован специальный алгоритм формирования управляющего момента, рассматриваемый в следующем разделе.

7.1 Исследование алгоритма формирования управляющего момента по измерению угловых отклонений КА от заданной системы координат

Управление ориентацией КА с помощью ДПО или СКД является существенно нелинейным. Например, двигатели ДПО могут сформировать тягу, близкую к константе, определяемой характеристиками двигателя. Номинальная тяга двигателей ДПО корабля «Прогресс» составляет ~ 10 кг. Управляющей командой на включение двигателя является релейная команда «вкл» - «выкл». При этом реальная тяга двигателя выходит на номинальный уровень с некоторым запаздыванием τ_1 при выключении тяга также снимается не мгновенно, а выходит на нулевой уровень с некоторым запаздыванием τ_2 . График типовой зависимости тяги двигателя P от времени при наличии команды на включение двигателя U приведен на рис. 7.3.

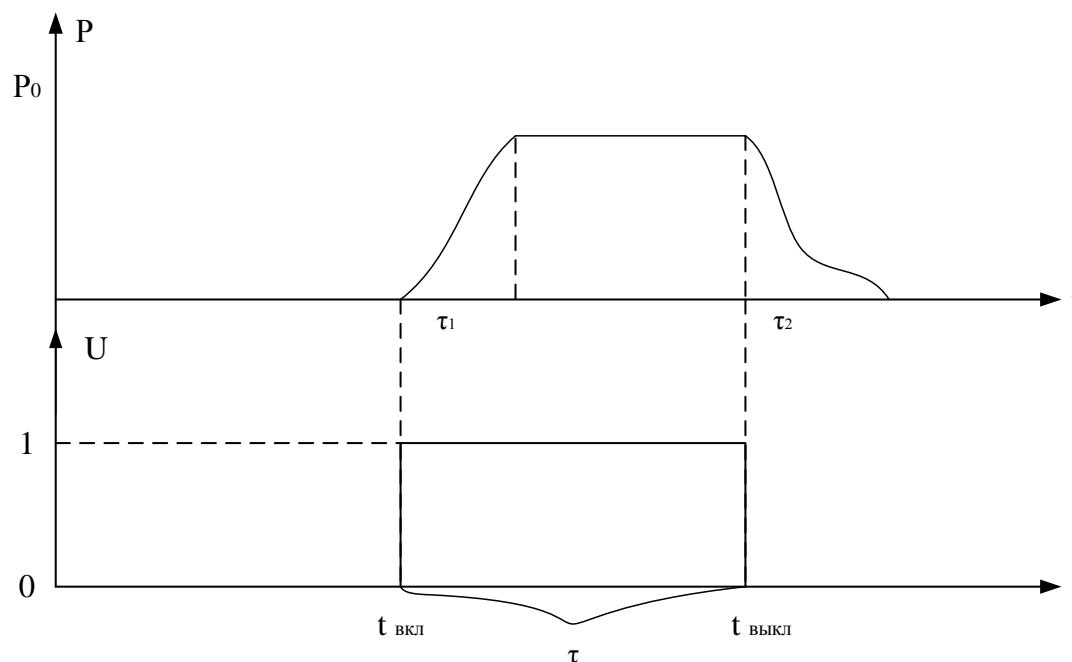


Рис. 7.3 График зависимости тяги двигателя от времени при наличии команды на включение двигателя.

Длительность команды τ на включение двигателя определяется в соответствии с алгоритмами управления. Однако эта длительность не может быть меньше некоторого минимального значения τ_{min} , определяемого конструктивными параметрами двигателя. Для двигателя ДПО корабля «Прогресс» эта величина составляет ~ 20 мс.

Как правило, для эффективного, экономичного по расходу управления ориентацией требуется в процессе управления регулировать уровень тяги в широком диапазоне. Но рис. 7.3 демонстрирует, что тяга двигателя при его включении остается константой. Можно говорить об эффективной тяге, средней по времени, если включение двигателей производить импульсно с переменной частотой включений и переменной длительностью импульсов включения. Тогда эффективная тяга может меняться в диапазоне от 0 до P_0 , то есть, может быть реализована некоторая линеаризация эффективной тяги. Тогда для разработки и исследования алгоритмов управления ориентации на первом этапе можно рассмотреть линейное управление, при котором управляющий момент от двигателей, действующий на КА, является линейной функцией от управляющего сигнала.

7.1.1 Исследование линейного алгоритма управления ориентацией по угловым измерениям АСН

Представление тяги двигателя в виде линейной функции от управляющего сигнала позволяет использовать методы линейного управления для формирования и исследования алгоритмов управления, которые затем могут быть исследованы при работе в нелинейных

системах ориентации с использованием реактивных двигателей. Поэтому будем предполагать, что управляющие двигатели создают управляющий момент M_y , точно соответствующий требуемому управляющему моменту U , формируемому по измерениям от датчиков ориентации. Для простоты в уравнениях углового движения КА будем пренебречь перекрестными моментами инерции. Тогда каждый из трех каналов управления x, y, z можно рассматривать независимо, и уравнение движения для каждого из трех каналов будет иметь вид:

$$I\ddot{\phi} = M_y + M_b \quad (7.1)$$

где I – момент инерции относительно рассматриваемой оси управления;

ϕ - угол отклонения КА от заданной системы координат;

M_y – управляющий момент от двигателей;

M_b – суммарный возмущающий момент.

Если в состав системы ориентации входят ДУСы, то управляющий момент, обеспечивающий устойчивое управление ориентацией, обычно формируется по алгоритму:

$$M_{y_{np}} = -k_1\phi - k_2\dot{\phi} \quad (7.2)$$

где сигнал угла ϕ формируют датчики угловых отклонений, а сигнал $\dot{\phi}$ - датчики угловой скорости.

Структурная схема канала управления, реализующая алгоритм (7.2), приведена на рис. 7.4, где

M_b – возмущающий момент, действующий на КА;

k_1, k_2 – управляющие константы;

p – символ дифференцирования;

ω - угловая скорость КА;

$\Delta\varphi, \Delta\omega$ - ошибки датчика угла и угловой скорости соответственно.

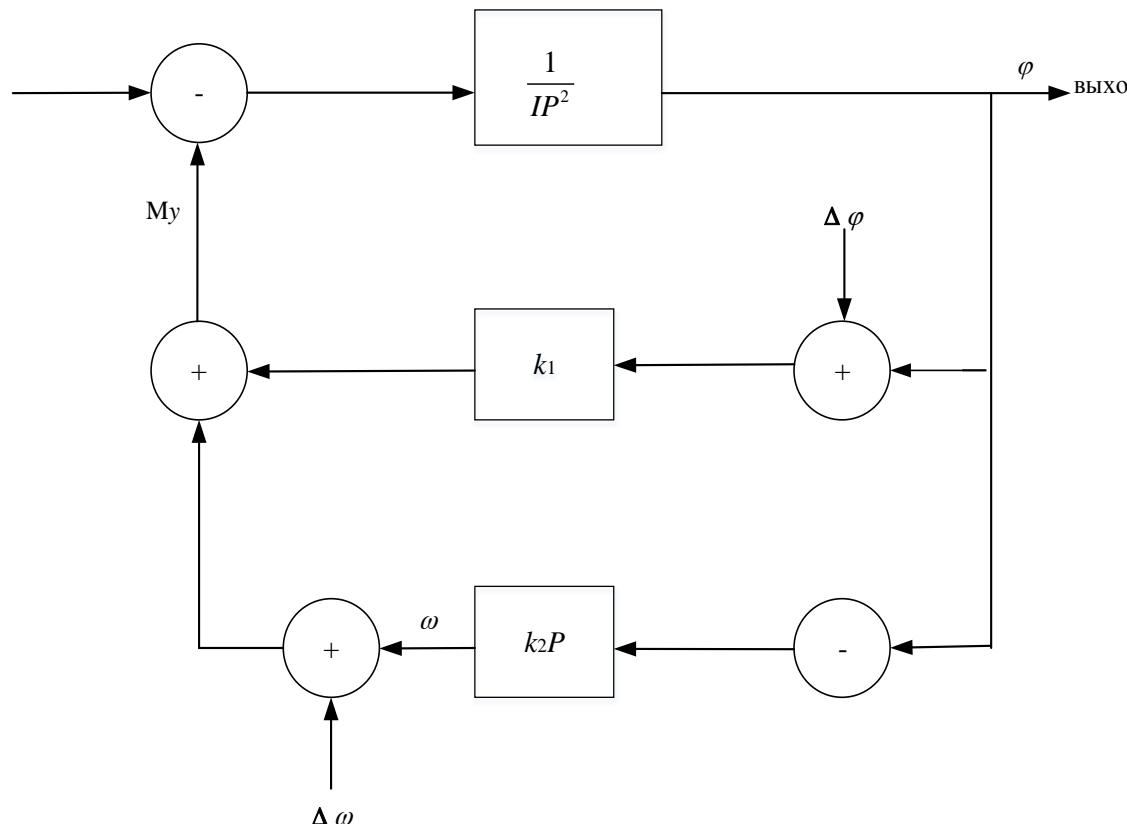


Рис. 7.4
Структурная схема канала управления ориентацией по сигналам датчиков угловых отклонений и ДУС.

При управлении по алгоритму (7.2) уравнение движения примет вид:

$$I\ddot{\varphi} = -k_1(\varphi + \Delta\varphi) - k_2(\dot{\varphi} + \Delta\omega) + M_{\text{в}} \quad (7.3)$$

Из уравнения (7.3) легко получить передаточные функции, определяющие выходное значение φ по входным возмущениям M_b , $\Delta\varphi$, $\Delta\omega$:

$$\varphi = -\frac{k_1 \Delta\varphi}{Ip^2 + k_2 p + k_1} - \frac{k_2 \Delta\omega}{Ip^2 + k_2 p + k_1} + \frac{M_b}{Ip^2 + k_2 p + k_1} \quad (7.4)$$

Знаменатель каждой из передаточных функций представляет собой колебательное звено второго порядка. Коэффициенты k_1 и k_2 определяют характеристики этого колебательного звена. Задав характеристическое время колебательного звена T , можно определить коэффициенты k_1 и k_2 , при которых колебательное звено распадается на два апериодических звена с единой постоянной времени:

$$k_1 = \frac{I}{T^2} \quad k_2 = \frac{2I}{T} \quad (7.5)$$

Тогда передаточная функция (7.4) будет определяться только постоянной времени T :

$$\varphi = -\frac{\Delta\varphi}{T^2 p^2 + 2Tp + 1} - \frac{2T \Delta\omega}{T^2 p^2 + 2Tp + 1} + \frac{T^2 \frac{M_b}{I}}{T^2 p^2 + 2T + 1} \quad (7.6)$$

Из вида передаточных функций (7.6) следует, что алгоритм (7.2) с коэффициентами управления (7.5) обеспечивает устойчивое управление ориентацией, начальные рассогласования по углу φ_0 и угловой скорости ω_0 приводятся к нулю за характеристическое время T . Ошибки измерений $\Delta\varphi$ и $\Delta\omega$ фильтруются апериодическим фильтром второго порядка. Постоянные ошибки углов и угловой скорости приводят соответственно к

постоянным ошибкам установившихся значений угла и угловой скорости. Постоянный внешний возмущающий момент приводит к статической ошибке по углу $\varphi_{\text{ст}} = \frac{T^2 M_{\text{в}}}{I}$.

Отсутствие ДУСа в контуре управления соответствует значению $k_2=0$. Из равенства (7.4) очевидно следует, что при $k_2=0$ отсутствует затухание в колебательном звене, приводящее к неустойчивости управления. Однако устойчивость может быть обеспечена и без ДУСов путем введения в схему управления так называемого контура псевдодемпфирования. Структурная схема контура управления ориентацией по сигналу датчика угла со схемой псевдодемпфирования приведена на рис. 7.5

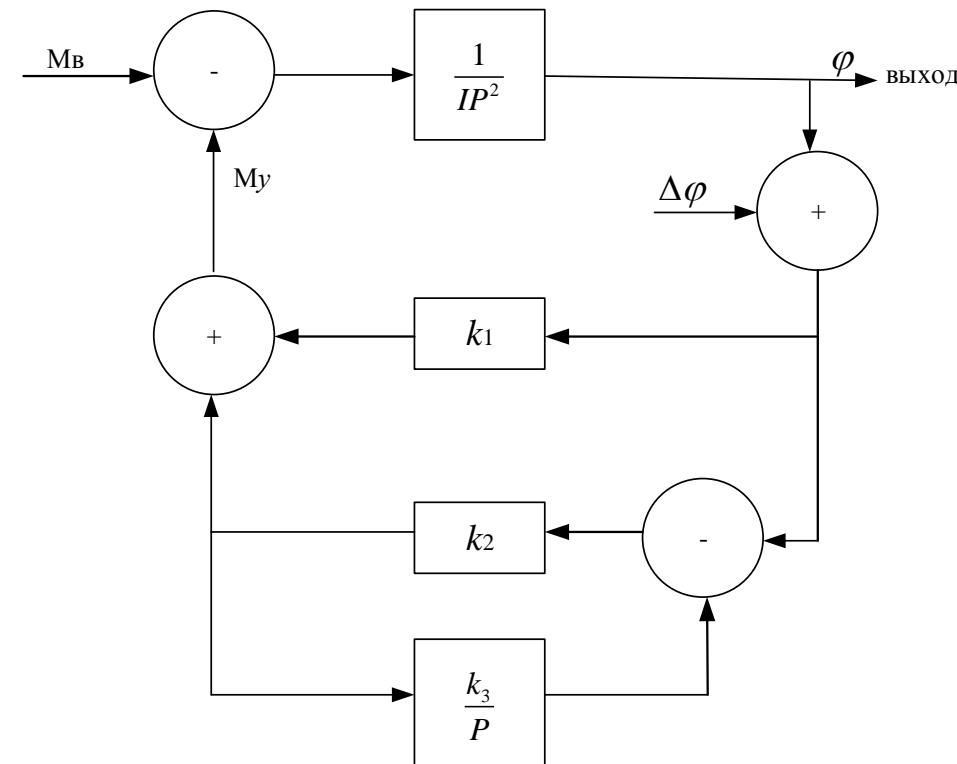


Рис. 7.5 Структурная схема контура управления ориентацией по сигналу датчика угла со схемой псевдодемпфирования.

В приведенной схеме усилитель с коэффициентом усиления k_2 охвачен обратной интегрирующей связью с коэффициентом усиления k_3 . Управляющий момент формируется по алгоритму:

$$\begin{aligned} U_{\text{ПД}} &= k_2 \left(\varphi - \frac{k_3}{p} U_{\text{ПД}} \right) \\ M_y &= -k_1 \varphi - U_{\text{ПД}} \end{aligned} \quad (7.7)$$

где $U_{\text{ПД}}$ – сигнал псевдодемпфирования;

k_3 – константа управления;

$\frac{1}{p}$ – символ интегрирования.

При управлении по алгоритму (7.7) уравнение движения примет вид:

$$\begin{aligned} p^3 \varphi + k_2 k_3 p^2 \varphi + \frac{k_1 + k_2}{I} p \varphi + \frac{k_1 k_2 k_3}{I} \varphi &= \\ = (p + k_2 k_3) \frac{M_{\text{в}}}{I} - \frac{(k_1 + k_2) p + k_1 k_2 k_3}{I} \Delta \varphi & \end{aligned} \quad (7.8)$$

Из уравнения (7.8) легко получить передаточные функции, определяющие выходное значение φ по входным возмущениям $M_{\text{в}}$ и $\Delta \varphi$:

$$\varphi = \frac{(p + k_2 k_3) \frac{M_{\text{в}}}{I}}{p^3 + k_2 k_3 p^2 + \frac{k_1 + k_2}{I} p + \frac{k_1 k_2 k_3}{I}} - \frac{\frac{(k_1 + k_2) p + k_1 k_2 k_3}{I} \Delta \varphi}{p^3 + k_2 k_3 p^2 + \frac{k_1 + k_2}{I} p + \frac{k_1 k_2 k_3}{I}} \quad (7.9)$$

Знаменатели передаточных функций при входных сигналах M_b и $\Delta\varphi$ представляют собой колебательные звенья третьего порядка, которые содержат три постоянных времени T_1, T_2, T_3 , определяющих динамику управления. Эти постоянные времена определяются коэффициентами k_1, k_2, k_3 . При равенстве постоянных времени колебательное звено распадается на три апериодических звена с одинаковой постоянной времени. Этот случай соответствует минимуму длительности переходных процессов и является в этом смысле оптимальным. Задавшись постоянной времени T апериодического фильтра третьего порядка, определим значения констант управления k_1, k_2, k_3 , соответствующих этой постоянной времени. Для их определения справедливы уравнения:

$$\begin{aligned} \frac{k_1 k_2 k_3}{I} &= \frac{1}{T^3} \\ \frac{k_1 + k_2}{I} &= 3 \frac{1}{T^2} \\ k_2 k_3 &= 3 \frac{1}{T} \end{aligned} \tag{7.10}$$

Решение системы (7.10) имеет вид:

$$\begin{aligned} k_1 &= \frac{1}{3} \frac{I}{T^2} \\ k_2 &= \frac{8}{3} \frac{I}{T^2} \\ k_3 &= \frac{9}{8} \frac{T}{I} \end{aligned} \tag{7.11}$$

При задании коэффициентов управления в соответствии с равенствами (7.11) передаточные функции, определяющие выходное значение φ по входным возмущениям M_b и $\Delta\varphi$, примут вид:

$$\varphi = \frac{(Tp + 3)T^2 \frac{M_b}{I}}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1} - \frac{(3Tp + 1)\Delta\varphi}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1} \quad (7.12)$$

Первое слагаемое равенства (7.12) определяет влияние на ошибку угла внешнего возмущающего момента M_b , который, как правило, для КА является медленно меняющейся величиной, и в течение времени T его можно считать константой. В этом случае M_b будет приводить к статической ошибке угла φ , которая легко определяется из вида передаточной функции:

$$\varphi_{ct} = \frac{3T^2 M_b}{I} \quad (7.13)$$

Из равенства (7.13) следует, что статическая ошибка φ_{ct} , зависящая от внешнего возмущающего момента M_b , пропорциональна квадрату постоянной времени T . В качестве примера рассмотрим влияние на точность угловой стабилизации внешнего гравитационного момента, являющегося основным возмущающим моментом для низкоорбитальных КА. Максимальная величина этого момента определяется по формуле:

$$M_{\varphi_{max}} = \frac{3}{2} \left(\frac{2\pi}{T_0} \right)^2 I \quad (7.14)$$

где T_0 – период орбитального движения.

Подставив значение $M_{cp \ max}$ в выражение для статической ошибки угла, получим оценку для максимальной статической ошибки:

$$\varphi_{cm \ max} = 18\pi^2 \left(\frac{T}{T_0} \right)^2 \quad (7.15)$$

Из равенства (7.15) легко получить, что для постоянной времени $T=1'$ при $T_0 \approx 90'$ статическая ошибка составит величину порядка 1° . Ошибка 1° представляет собой достаточно большую величину. Ее уменьшение может быть достигнуто путем уменьшения постоянной времени T . Но в этом случае будет возрастать ошибка, обусловленная ошибками измерения угловых отклонений $\Delta\varphi$. Исследуем зависимость величины ошибки угла φ от величины постоянной времени T для ошибок одномоментных измерений ориентации кораблей «Союз» или «Прогресс» с помощью АСН. На рис. 7.6 приведены графики ошибок измерений углового положения КА по одномоментным измерениям АСН, полученным путем моделирования. Из приведенных графиков видно, что ошибки измерения составляют в среднем величину порядка 2° . Максимальные ошибки составляют величину $\sim 3^\circ \div 4^\circ$.

Алгоритм управления (7.7) был реализован на модели с разными постоянными времени – $T=10, 30, 60, 100$ с. В качестве угловых измерений использовались одномоментные измерения АСН, ошибки которых приведены на рис. 7.6. На рис. 7.7 приведены графики ошибок поддержания ориентации при управлении с перечисленными выше постоянными временем T .

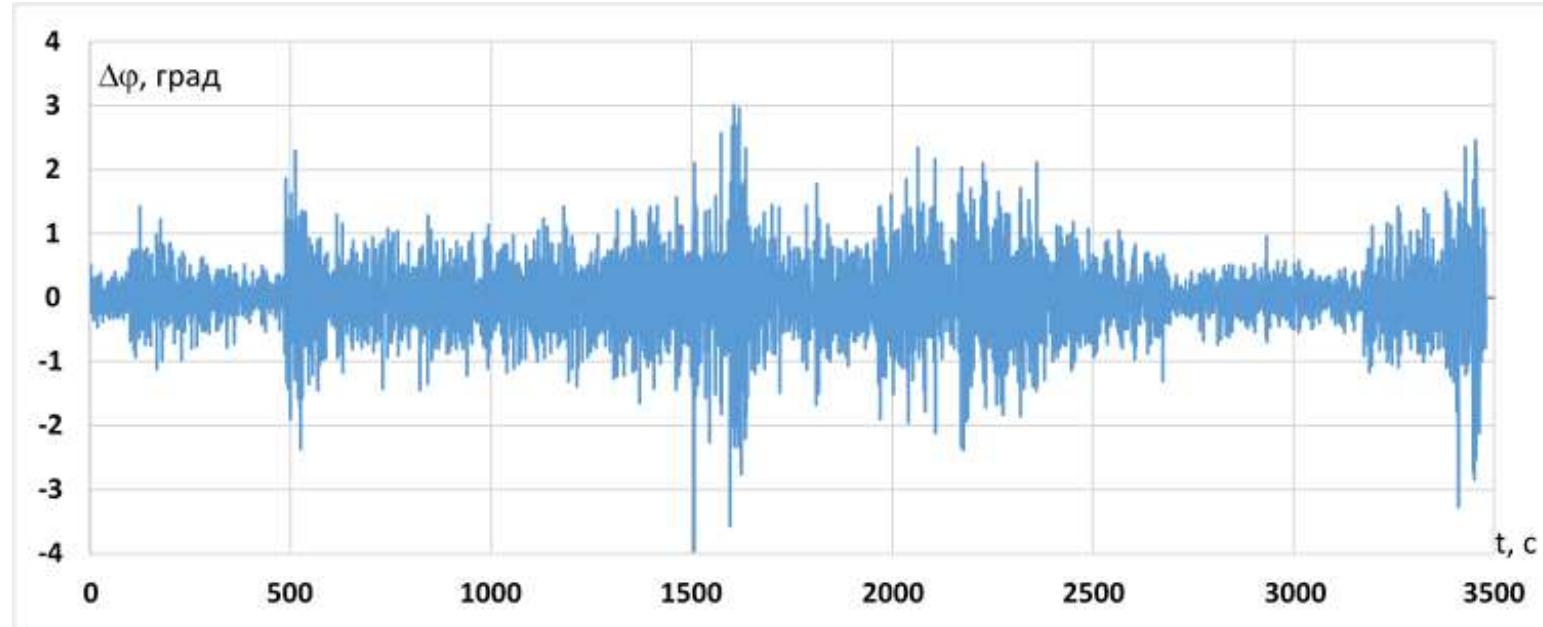


Рис. 7.6 График ошибок измерений углового положения КА по одномоментным измерениям АСН.

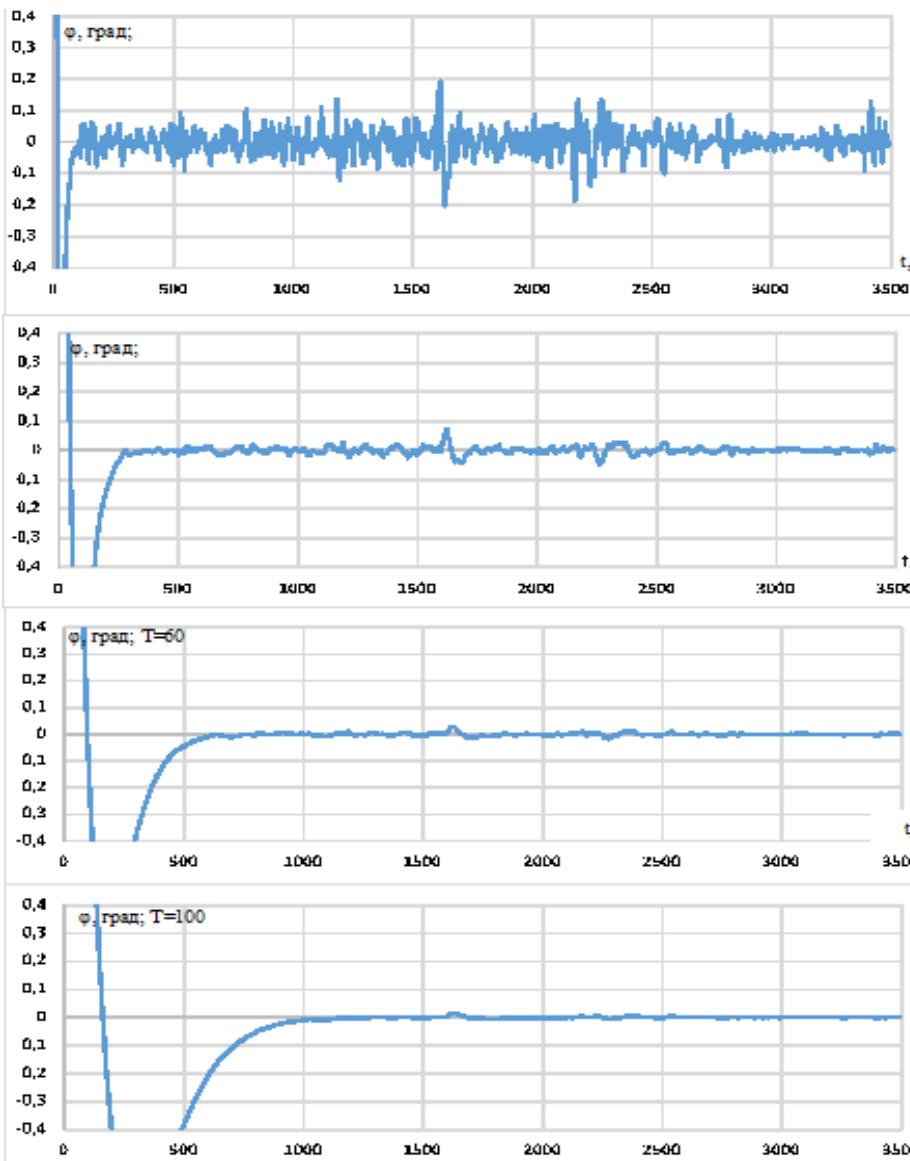


Рис. 7.7 Графики ошибок ориентации КА при линейном управлении по одномоментным измерениям АЧН для разных постоянных времени управления.

Из приведенных графиков видно, что для всех постоянных времени Т ошибки ориентации существенно меньше ошибок измерений, то есть контур управления обеспечивает определенную фильтрацию измеряемых ошибок, которые тем меньше, чем больше постоянная времени управления. Но постоянная времени ограничена статической ошибкой, обусловленной внешним возмущающим моментом M_b . Поэтому существует некоторое оптимальное значение постоянной времени Т, обеспечивающее существенное уменьшение ошибки ориентации по сравнению с ошибками измерений и достаточно малое значение статической ошибки, обусловленной внешним возмущающим моментом. Исходя из приведенных графиков можно считать, что таким оптимальным значением является постоянная времени $T=30$ с. Для этой постоянной времени ошибки ориентации, обусловленные ошибками измерений и внешним моментом, не превышает $0,1^\circ$.

Полученный результат соответствует линейному управлению, при котором формируемый момент пропорционален управляющему сигналу. При этом для сколь угодно малого управляющего сигнала формируется соответствующий малый управляющий момент. Очевидно, что управление с помощью двигателей не может обеспечить такую пропорциональность. Из-за ограниченности минимального импульса двигателя при малых управляющих сигналах обязательно появляется зона нечувствительности, когда управляющий момент равен нулю, а из-за ограниченности тяги двигателя возникает зона насыщения, когда требуемый управляющий момент не может быть обеспечен. В результате реализуется нелинейное управление, рассматриваемое ниже.

7.1.2 Исследование нелинейного управления с помощью двигателей ориентации по сигналам угловых отклонений

Выше было показано, что изменение эффективного управляющего момента от двигателей ориентации может быть обеспечено благодаря импульсной работе двигателей. При этом регулирование эффективной тяги достигается варьированием длительности импульсов и перерывов между включениями двигателей. Алгоритм варьирования длительности включений двигателей и перерывов между включениями может быть различен.

Учитывая, что АСН-К кораблей «Союз» и «Прогресс» работает с тактом 1 с и, соответственно, формирует сигнал угловых отклонений КА от заданной системы координат с частотой 1 Гц, будем формировать управляющий момент двигателей ориентации следующим образом:

- на каждом такте выдаются команды на включение двигателей длительностью τ из диапазона:

$$\tau_0 < \tau < 1 \text{ с} \quad (7.16),$$

где τ_0 – длительность минимального импульса двигателя.

Величина τ пропорциональна требуемому управляющему моменту U , формируемому по алгоритму (7.7).

$$\tau = \frac{U}{M_{\max}} \quad (7.17),$$

где M_{\max} – максимальный управляющий момент двигателей, реализуемый при непрерывной работе (для $\tau = 1$).

Минимальный эффективный управляющий момент, который может быть обеспечен при выбранном методе формирования тяги двигателя равен:

$$M_{min} = \tau_{min} \cdot M_{max} \quad (7.18)$$

Требуемый управляющий момент U определяется угловой ошибкой и накопленным интегралом от этой ошибки в соответствии с алгоритмом (7.7). Соответственно этот момент может быть любым по величине. График реального момента, соответствующего требуемому, приведен на рис. 7.8. Реальный управляющий момент имеет насыщение, так как не может превысить величину M_{max} , и зону нечувствительности, так как не может быть меньше по модулю величины M_{min} .

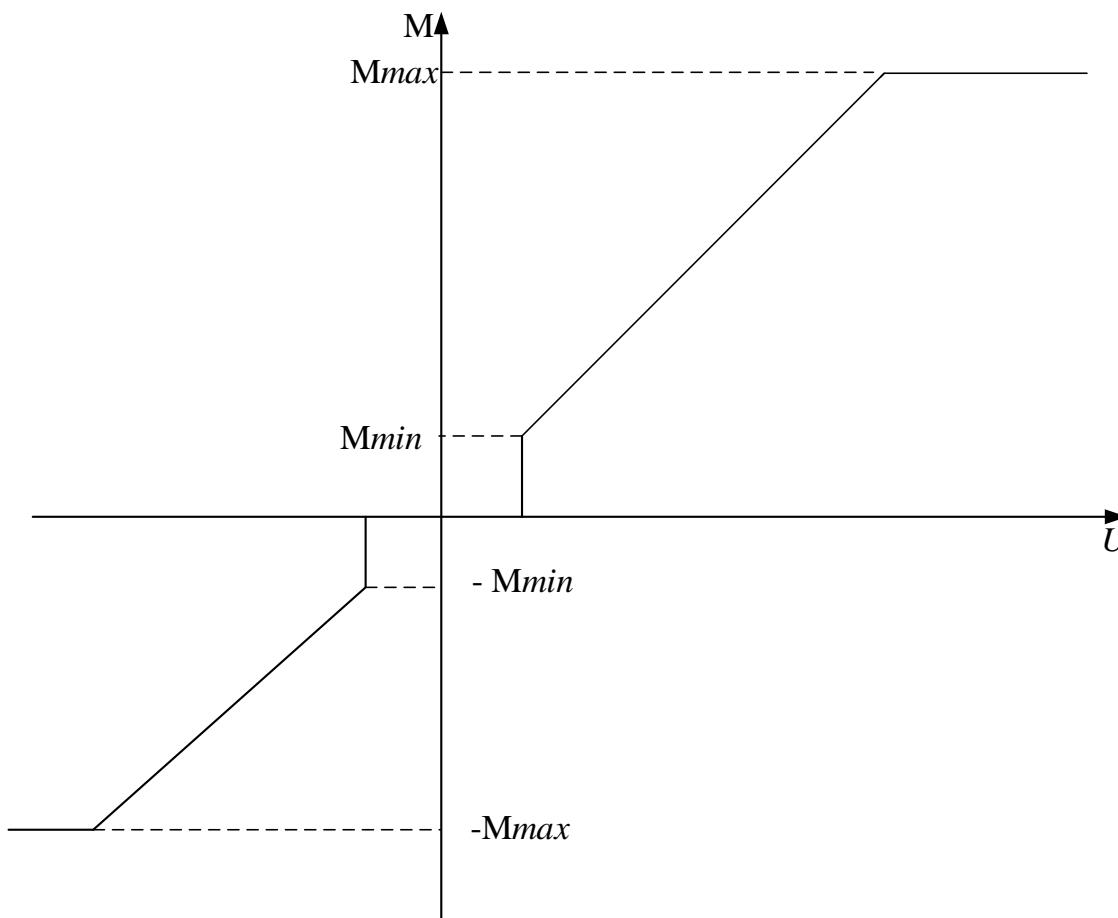


Рис. 7.8 Зависимость реального управляющего момента двигателей ориентации от задаваемого требуемого управляющего момента.

Обозначим приведенную на рис. 7.8 зависимость управляющего момента M_y от управляющего сигнала через функцию:

$$M_y = F(U) \quad (7.19)$$

Тогда нелинейное управление ориентацией с помощью двигателей будем формировать по алгоритмам (7.7) и (7.19). Постоянную времени T выберем равной 30 с. Но точность управления будет зависеть также от величины максимального и минимального управляющего момента M_{max} и M_{min} . На рис. 7.9, 7.10 приведены графики ошибок ориентации КА для ошибок угловых измерений АСН, приведенных на рис. 7.6 и разных значений M_{max} и M_{min} для $T = 10$ с соответственно для моментов инерции КА $I_y=23000$ Нм/с² и $I_x=3700$ Нм/с².

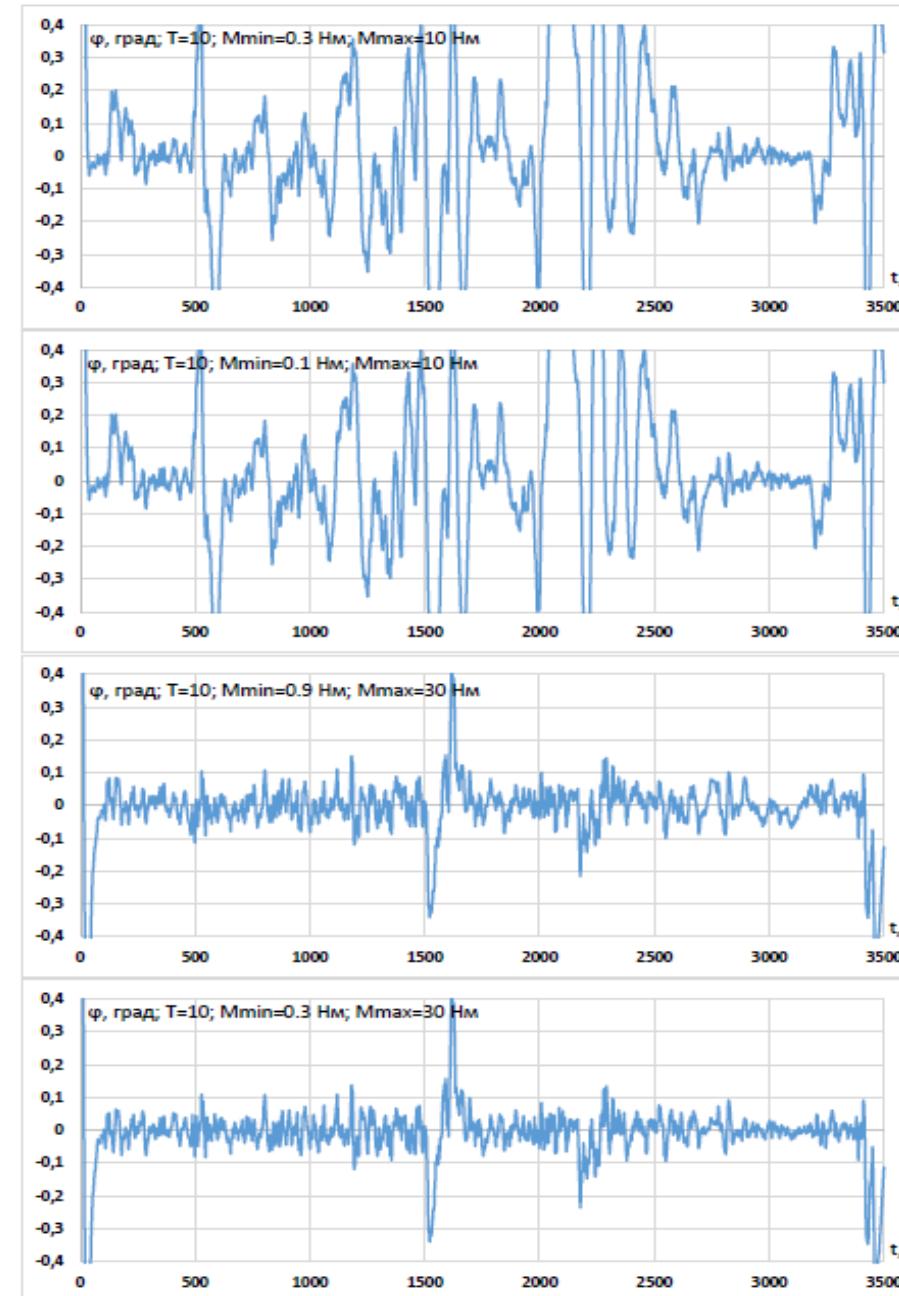


Рис. 7.9 Ошибки управления ориентацией для постоянной времени $T=10$ с, момента инерции КА 23000 $\text{Нм}/\text{с}^2$, значений $M_{\text{max}}=10$ Нм и $M_{\text{min}}=0,01 M_{\text{max}}$ и $M_{\text{min}}=0,03 M_{\text{max}}$.

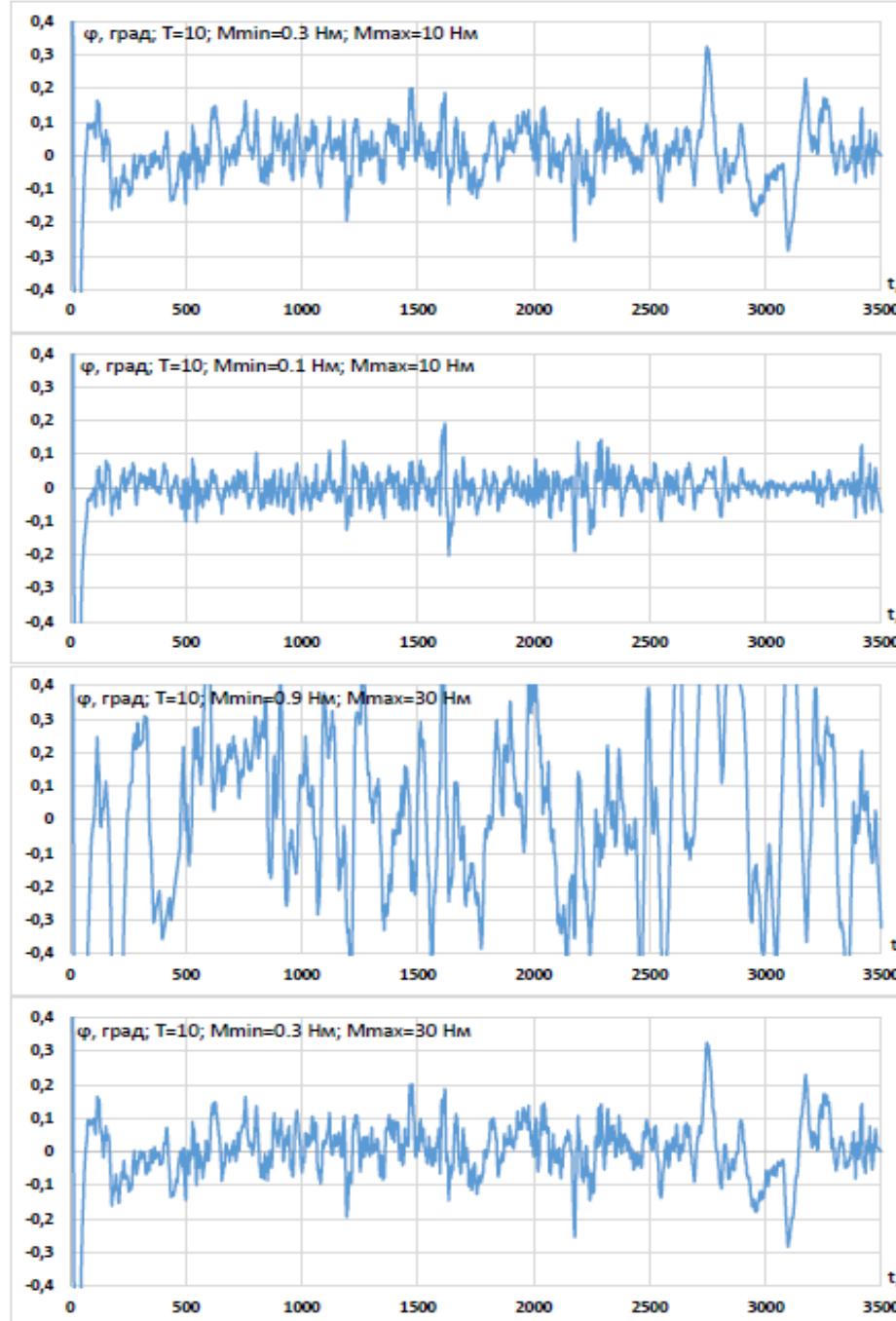


Рис. 7.10 Ошибки управления
 ориентацией для постоянной времени
 $T=10$ с, момента
 инерции КА 3700
 $\text{Нм}/\text{с}^2$, значений
 $M_{max}=10$ Нм и 30 Нм и
 $M_{min}=0,01 M_{max}$ и
 $M_{min}=0,03 M_{max}$.

Заметим, что при линейном управлении точностные динамические характеристики системы определяются только величиной постоянной времени T . При нелинейном управлении, как видно из рис. 7.9, 7.10, существенное влияние на эти характеристики, а также на устойчивость управления оказывают отношения $\frac{M_{\max}}{I}$ и $\frac{M_{\min}}{M_{\max}}$. Но если моменты инерции и управляющие моменты M_{\max} и M_{\min} для корабля определены, то выбор постоянной времени T , при которой обеспечивается наилучшее управление, должен определить разработчик системы. Рассмотрим в качестве примера работу контура управления ориентацией по одномоментным измерениям АСН корабля «Прогресс». Его моменты инерции по осям тангажа и крена равны ~ 30000 Нм/с², а по каналу крена - ~ 4000 Нм/с². Максимальные управляющие моменты по каналам тангажа и рысканья (при непрерывной работе двигателей) равны $M_{\max} \approx 200$ Нм, а по каналу крена $M \approx 240$ Нм. Управляющий момент M_{\min} зависит от длительности минимального импульса двигателей ориентации, которая лежит в диапазоне 10÷30 мс. Для выбора оптимального значения постоянной времени управления T на отладочном стенде системы было проведено моделирование процесса управления по каналам тангажа и крена для одномоментных измерений АСН при разных значениях постоянной времени. На рис. 7.11 – 7.16 приведены графики ошибок ориентации соответственно для канала тангажа и крена корабля «Прогресс» для трех значений постоянной времени T и двух значений отношения $\frac{M_{\min}}{M_{\max}}$, равных, соответственно, 0,01 и 0,03.

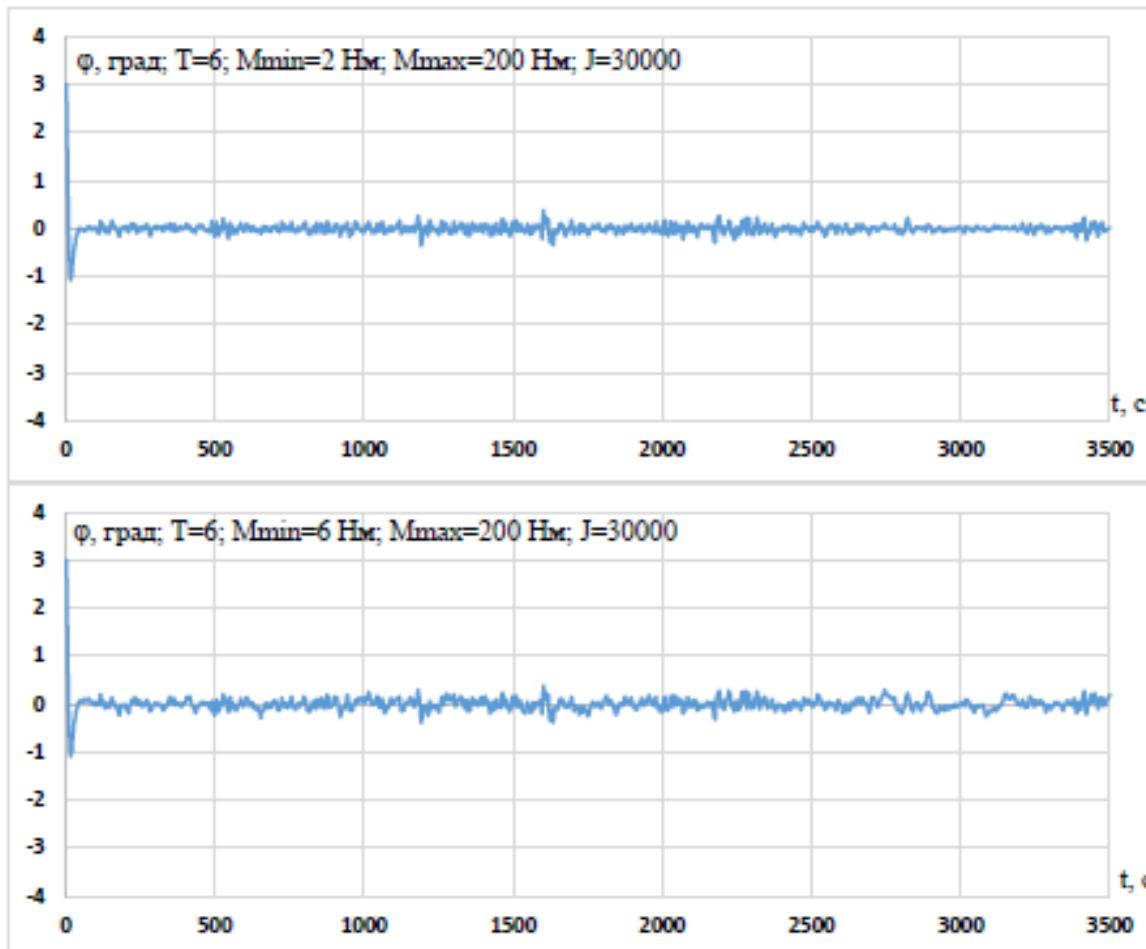


Рис. 7.11 Ошибки управления ориентацией по каналом тангажа и рысканья КА «Прогресс» для постоянной времени $T=6$ и значений $M_{min} = 0,01 M_{max}$ и $M_{min} = 0,03 M_{max}$.

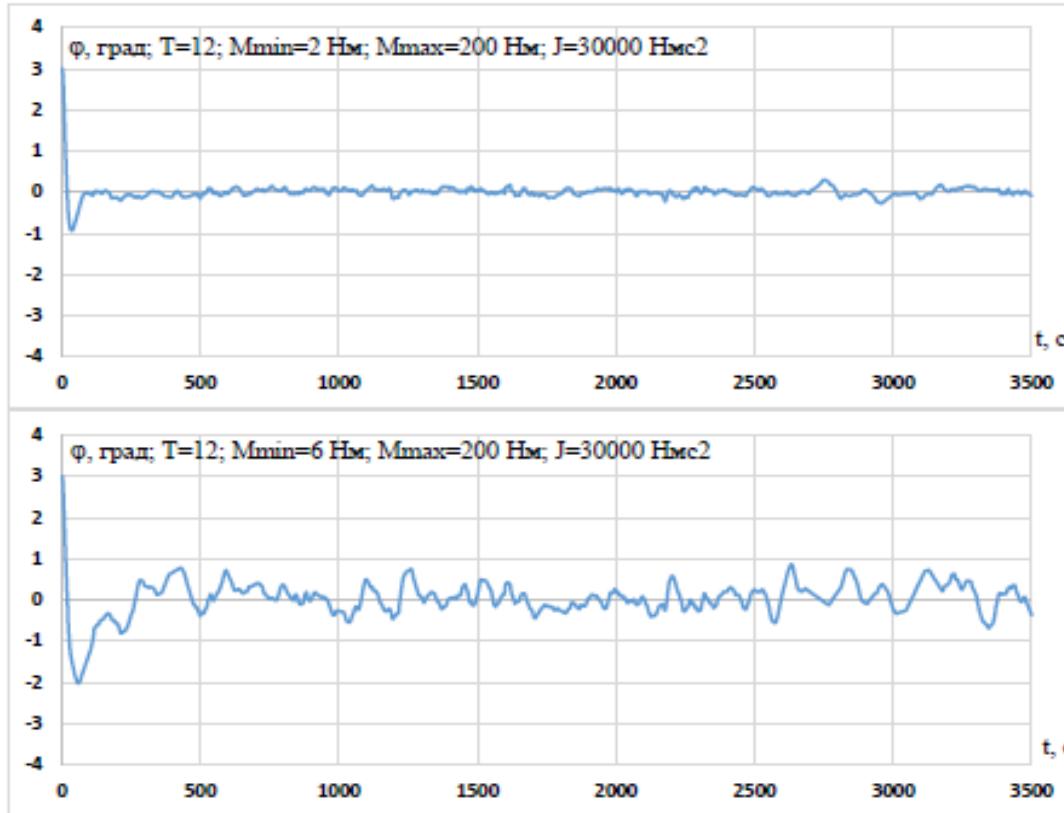
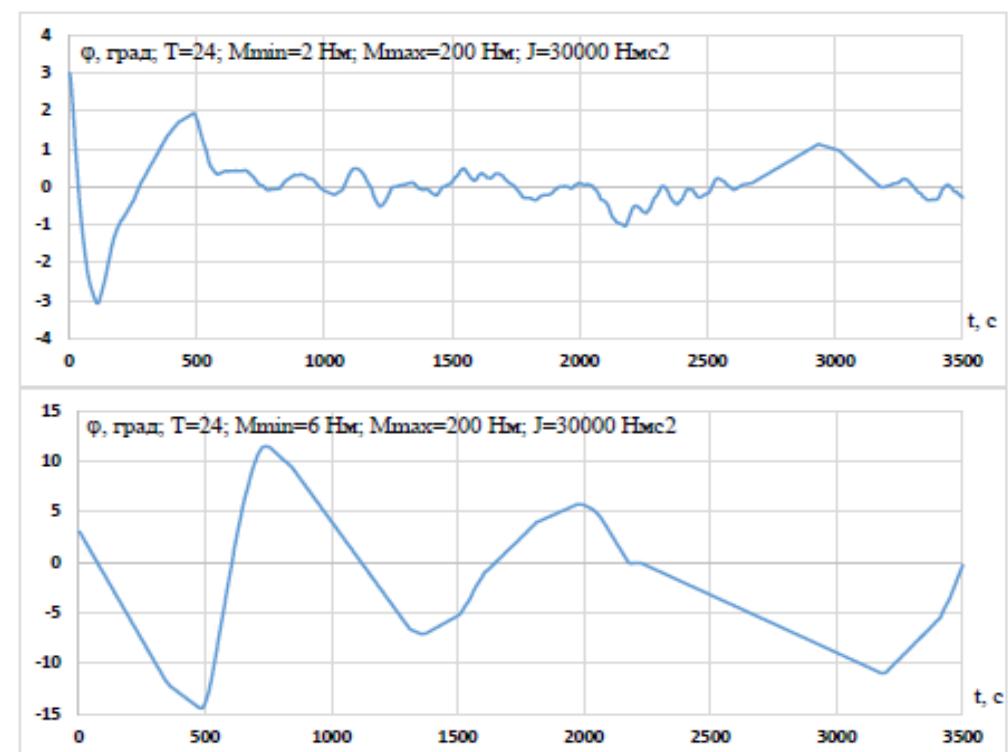


Рис. 7.13 Ошибки управления ориентацией по каналом тангажа и рысканья КА «Прогресс» для постоянной времени $T=24$ и значений $M_{min} = 0,01 M_{max}$ и $M_{min} = 0,03 M_{max}$.

Рис. 7.12 Ошибки управления ориентацией по каналом тангажа и рысканья КА «Прогресс» для постоянной времени $T=12$ и значений $M_{min} = 0,01 M_{max}$ и $M_{min} = 0,03 M_{max}$.



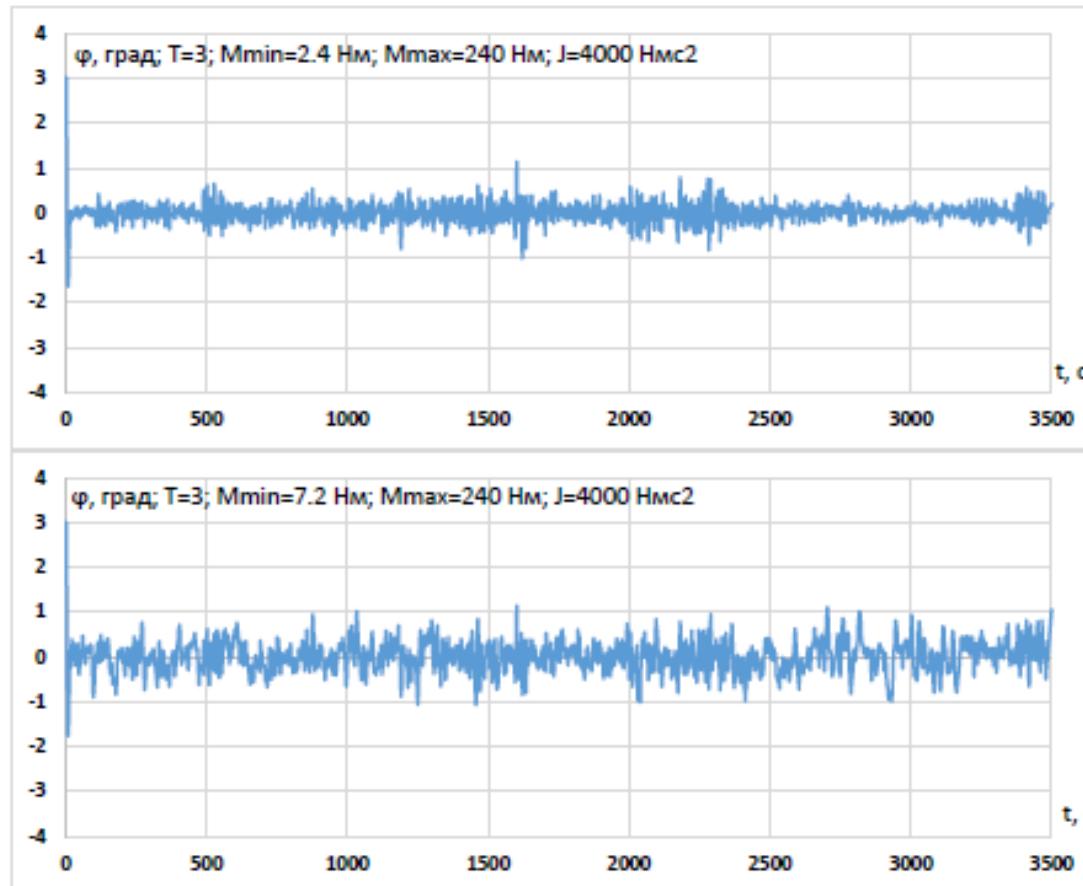


Рис. 7.14 Ошибки управления ориентацией по каналу крена КА «Прогресс» для постоянной времени $T=3$ и значений $M_{min} = 0,01 M_{max}$ и $M_{min} = 0,03 M_{max}$.

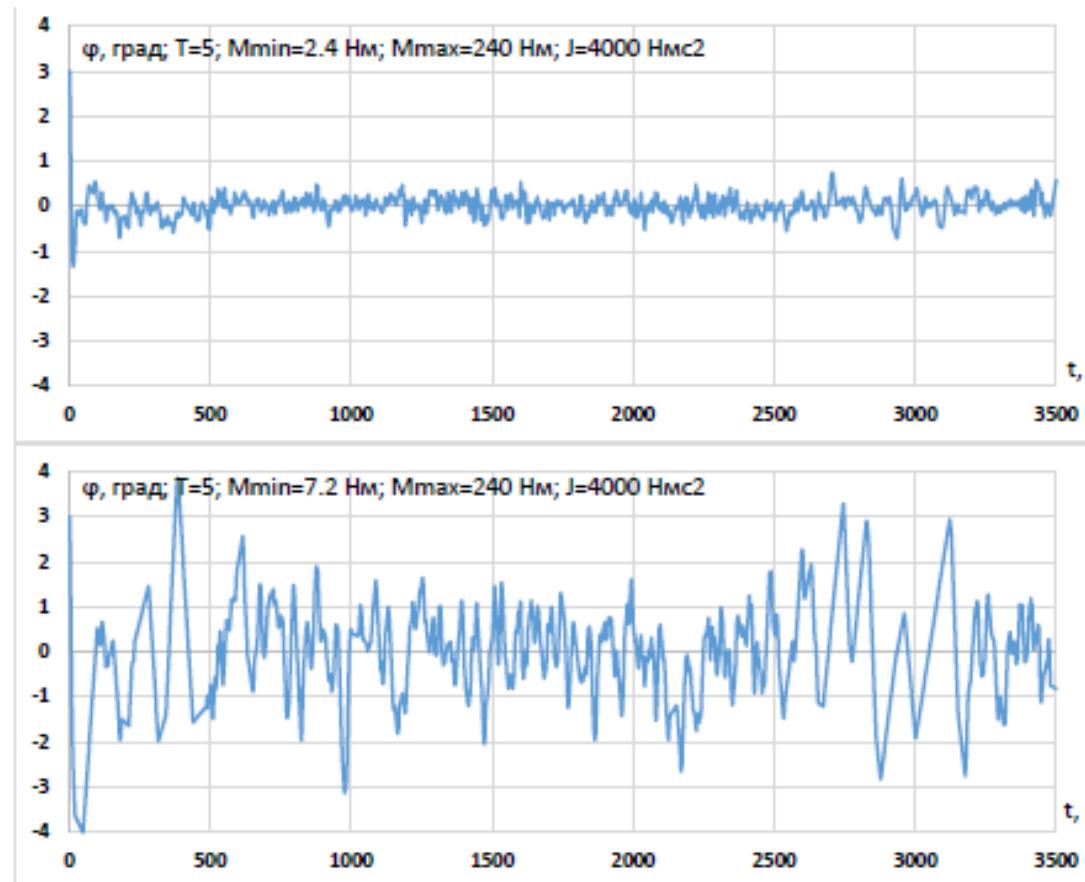


Рис. 7.15 Ошибки управления ориентацией по каналу крена КА «Прогресс» для постоянной времени $T=5$ и значений $M_{min} = 0,01 M_{max}$ и $M_{min} = 0,03 M_{max}$.

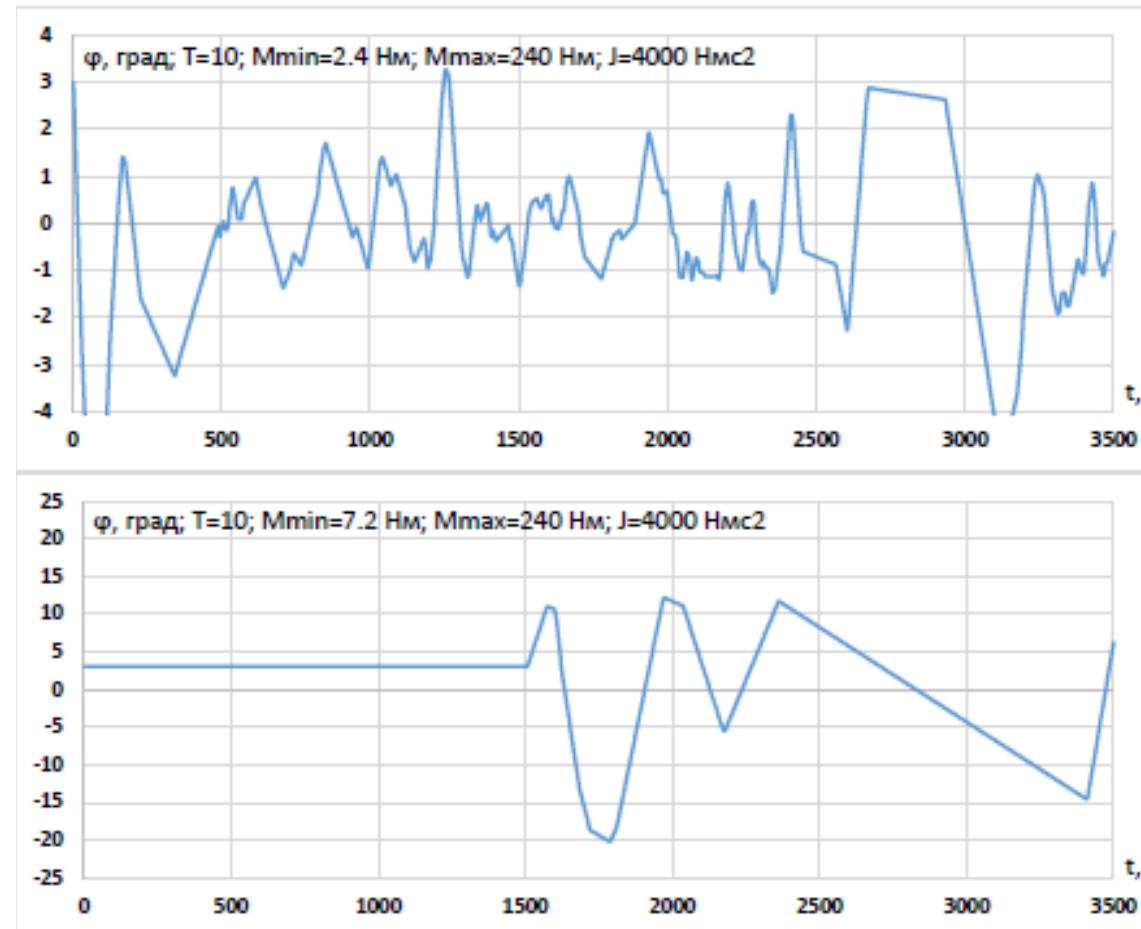


Рис. 7.16 Ошибки управления ориентацией по каналу крена КА «Прогресс» для постоянной времени $T=10$ и значений $M_{min} = 0,01 M_{max}$ и $M_{min} = 0,03 M_{max}$.

Приведенные графики показывают, что минимальные ошибки ориентации по каналам тангажа и рысканья реализуются для постоянной времени $T=6$ сек, $M_{min}=2$ мм, $M_{max}=200$ Нм (рис. 7.11). По каналу крена минимальные ошибки ориентации реализуются при постоянной времени $T=3$ сек, $M_{min}=2,4$ Нм, $M_{max}=240$ Нм (рис. 7.14). При входных ошибках ориентации,

формируемой АСН и составляющей 2-3° (см. рис. 7.6) выходные ошибки ориентации КА по тангажу и рысканию не превышают 0,1°÷0,2°, а по каналу крена 0,5°. Это означает, что рассмотренный нелинейный контур управления ориентацией по сигналам угловых отклонений от заданной системы координат одновременно является фильтром, в несколько раз уменьшающим ошибки реальной ориентации КА по сравнению с ошибками, формируемыми АСН, по которым выполняется управление.

Приведенные в настоящей главе примеры управления ориентацией КА по угловым сигналам, формируемым АСН, с использованием линейных и нелинейных алгоритмов с формированием управляющих моментов с помощью двигателей ориентации, демонстрируют широкие возможности и АСН не только в плане навигационной системы, формирующей информацию о движении КА, но и в плане возможности реализации управления ориентацией и движением центра масс КА непосредственно по сигналам, формируемым АСН. То есть, продемонстрирована возможность построения системы управления КА, полностью опирающейся на измерения АСН без использования других классических навигационных систем.

В рассмотренной главе проведено только начальное исследование, показана принципиальная возможность построения системы управления исключительно на базе АСН. Предстоит еще большая исследовательская и экспериментальная работа, прежде чем АСН реально вытеснит «классику» с борта КА. Но начало положено, и это важно!

7.2 Контрольные вопросы по материалам главы

- 1 В чем состоят алгоритмы формирования управляющего момента по измерениям угловых отклонений КА от заданной системы координат?
- 2 В чем состоит линейное управление ориентацией по угловым измерениям АСН?
- 3 В чем состоит нелинейное управление ориентацией КА с помощью двигателей ориентации по угловым измерениям АСН?
- 4 Как определить вектор приращения кажущейся скорости от работы двигателей коррекции по измерениям АСН?
- 5 Можно ли определять угловую скорость КА по измерениям АСН без использования ДУС?

Глава 8 Описание программных функций библиотеки бортовых навигационных программ

Идея создания библиотеки бортовых навигационных программ родилась в процессе разработки первых систем АСН для МКС, когда в процессе преодоления проблем по быстродействию навигационного процессора приходилось искать нестандартные алгоритмические решения. Одним из первых таких решений была разработка ускоренной модели гравитационного поля Земли 72 порядка, позволившая в ~300 раз сократить объём вычислений по сравнению с классическим решением – методом разложения геопотенциала Земли в ряд по сферическим функциям. Потом последовали другие оригинальные решения, рассмотренные в настоящем курсе лекций, которые использовались не только в АСН-М МКС, но и в АСН других изделий. При этом созданная библиотека позволяла как из кирпичиков формировать новое сложное программное обеспечение, существенно сокращая сроки разработки этого ПО.

Библиотека состоит из нескольких разделов, начиная от библиотеки элементарных функций и заканчивая сложными математическими моделями, используемыми для отработки системы. При этом даже представленные элементарные функции в ряде случаев реализуют оригинальные решения, нацеленные на повышение быстродействия.

В настоящей главе приведён перечень функций, входящих в библиотеку, дано их краткое описание. Для функций, входящих в библиотеку, разработана соответствующая документация, включающая описание интерфейсов, а также неформальное и формальное описание алгоритмов.

В настоящее время библиотека находится на стадии формирования. Допуск к ней обеспечен для специалистов РКК «Энергия», студентов и аспирантов МГТУ им. Н.Э. Баумана и МФТИ, проходящих обучение и стажировку в РКК «Энергия». В дальнейшем предполагается обеспечить возможность свободного допуска к ней любых пользователей.

8.1 Библиотека элементарных функций

Библиотека включает ряд функций, реализующих элементарные действия над векторами, матрицами, кватернионами, а также выполняющих взаимные преобразования различных шкал времени.

8.1.1 Функция скалярного произведения двух входных векторов \bar{r}_1 и \bar{r}_2 размерности 3 формирует на выходе скалярное произведение $d = \bar{r}_1 \cdot \bar{r}_2$.

8.1.2 Функция векторного произведения двух входных векторов \bar{r}_1 и \bar{r}_2 размерности 3 формирует на выходе трехмерный вектор $\bar{r}_3 = [\bar{r}_1 \times \bar{r}_2]$.

8.1.3 Функция умножения входной матрицы M размерности $n \times m$ на входной на вектор \bar{r}_1 размерности m формирует на выходе выходной вектор \bar{r}_2 размерности n : $\bar{r}_2 = M \bar{r}_1$

8.1.4 Функция умножения входной матрицы M_1 размерности $n \times m$ на входную матрицу M_2 размерности $m \times n$ формирует выходную квадратную матрицу M_3 размерности $n \times n$ $M_3 = M_1 M_2$

8.1.5 Функция транспонирования входной матрицы M_1 размерности $n \times m$ формирует выходную матрицу M_2 размерности $m \times n$: $M_2 = M_1^T$

8.1.6 Функция вычисления детерминанта произвольной входной квадратной матрицы M размерности n классическим методом через вычисление миноров. На выходе функции формируется число $D = \det M$.

8.1.7 Функция вычисления детерминанта симметрической положительно определённой входной матрицы M размерности n методом понижения размерности по алгоритму, приведённому в разделе 6.2 Книги 1. На выходе функция формирует число: $D = \det M$

Особенностью решения является значительное уменьшение вычислительных операций по сравнению с классическим алгоритмом, особенно для матриц высокой размерности. Например, для матрицы размерности 16×16 быстродействие решения повышается в сотни раз.

Следует отметить, что в задачах навигации, как правило, используются симметрические положительно определённые матрицы, формируемые по алгоритму: $M = H^T \cdot H$, где H – матрица $n \times m$.

Данная функция удобна для вычисления детерминанта такой матрицы.

8.1.8 Функция вычисления обратной матрицы от произвольной квадратной матрицы M размерности n классическим методом через вычисление миноров. На выходе функции формируется детерминант $D = \det M$ и матрица $M_1 = M^{-1}$.

Условием формирования матрицы M_1 является

$\det M > \varepsilon$ где ε – входной положительный параметр.

8.1.9 Функция вычисления обратной матрицы от симметрической положительно определённой матрицы M размерности n методом понижения размерности по алгоритму, приведённому в разделе 6.2 Книги 1.

На выходе функции формируются детерминант и матрица:

$$D = \det M, \quad M_1 = M^{-1}$$

Условием формирования матрицы M_1 является

$\det M > \varepsilon$ где ε – входной положительный параметр.

Особенностью решения является значительное уменьшение вычислительных операций по сравнению с классическим алгоритмом, особенно для матриц высокой размерности. Например, для матрицы размерности 16×16 быстродействие решения повышается в сотни раз.

Следует отметить, что в задачах навигации, как правило, используются симметрические положительно определённые матрицы, формируемые по алгоритму: $M = H^T \cdot H$, где H – матрица $n \times m$.

Данная функция удобна для обращения таких матриц.

8.1.10 Функция преобразования входного кватерниона Q_{AB} в матрицу на выходе формирует матрицу M_{AB} преобразования из системы координат A в систему координат B . Элементы матрицы M_{AB} формируются по алгоритму:

$$M_{AB} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1^2 + q_0^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_2^2 + q_0^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_3^2 + q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{bmatrix}$$

8.1.11 Функция преобразования входной матрицы M_{AB} в кватернион на выходе формирует кватернион Q_{AB} преобразования из системы координат A в систему координат B . Элементы кватерниона формируются по алгоритму:

$$M_{AB} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}$$

$$a_{00} = \text{Trace} = a_{11} + a_{22} + a_{33}$$

$$r_0^2 = 1 + a_{00}$$

Вычисляем $r_1^2 = 1 + 2a_{11} - a_{00}$

$$r_2^2 = 1 + 2a_{22} - a_{00}$$

$$r_3^2 = 1 + 2a_{33} - a_{00}$$

Формируем $r_M = [\text{Max}(r_i^2, i = 0, 1, 2, 3)]^{0.5}$

$$q_0 = r_M / 2$$

Если $r_M = r_0$, то $q_1 = (a_{23} - a_{32}) / 2r_M$

$$q_2 = (a_{31} - a_{13}) / 2r_M$$

$$q_3 = (a_{12} - a_{21}) / 2r_M$$

$$q_0 = (a_{23} - a_{32}) / 2r_M$$

Если $r_M = r_1$, то $q_1 = r_M / 2$

$$q_2 = (a_{21} - a_{12}) / 2r_M$$

$$q_3 = (a_{13} - a_{31}) / 2r_M$$

$$\begin{aligned} q_0 &= (a_{31} - a_{13}) / 2r_M \\ \text{Если } r_M = r_2, \text{ то } q_1 &= (a_{21} - a_{12}) / 2r_M \\ q_2 &= r_M / 2 \\ q_3 &= (a_{32} - a_{23}) / 2r_M \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} q_0 &= (a_{12} - a_{21}) / 2r_M \\ \text{Если } r_M = r_3, \text{ то } q_1 &= (a_{13} - a_{31}) / 2r_M \\ q_2 &= (a_{32} - a_{23}) / 2r_M \\ q_3 &= r_M / 2 \end{aligned}$$

8.1.12 Функция произведения двух входных кватернионов Q_{AB} и Q_{BC} на выходе формирует кватернион Q_{AC} , по алгоритму:

$$Q_{AC} = Q_{AB} \cdot Q_{BC} = \begin{pmatrix} q_0 p_0 \cdot \bar{q} \cdot \bar{p} \\ q_0 \bar{p} + p_0 \bar{q} + \bar{q} \times \bar{p} \end{pmatrix},$$

$$\text{где } Q_{AB} = \begin{pmatrix} q_0 \\ \bar{q} \end{pmatrix}, Q_{BC} = \begin{pmatrix} p_0 \\ \bar{p} \end{pmatrix}, \bar{q} = \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix}, \bar{p} = \begin{pmatrix} p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{pmatrix}$$

8.1.13 Функция инвертирования входного кватерниона Q_{AB} на выходе формирует обратный (инвертированный) кватернион Q_{AB}^* по алгоритму:

$$Q_{AB}^* = Q_{BA} = \begin{pmatrix} q_0 \\ -q \end{pmatrix}, \text{ где } Q_{AB} = \begin{pmatrix} q_0 \\ q \end{pmatrix}$$

8.1.14 Функция преобразования входного вектора \bar{r}_A от системы координат A к системе координат B , переход между которыми определяется входной матрицей M_{AB} , на выходе формирует вектор \bar{r}_B по алгоритму:

$$\bar{r}_B = M_{AB} \bar{r}_A$$

8.1.15 Функция преобразования входного вектора \bar{r}_A от системы координат A к системе координат B , переход между которыми определяется входным кватернионом Q_{AB} , на выходе формирует вектор \bar{r}_B по алгоритму:

$$\begin{pmatrix} 0 \\ \bar{r}_B \end{pmatrix} = Q_{AB}^* \begin{pmatrix} 0 \\ \bar{r}_A \end{pmatrix} Q_{AB}$$

8.1.16 Функция ортонормирования входной матрицы A размерности 3×3 близкой к ортонормированной формирует на выходе ортонормированную матрицу B по алгоритму, приведённому в разделе 2.4 Книги 2.

8.1.17 Функция нормирования входного ненормированного кватерниона Q формирует на выходе нормированный кватернион Q_1 , близкий к Q по алгоритмам:

$$Q = \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix}; q_{00} = \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2}; Q_1 = \begin{pmatrix} \frac{q_0}{q_{00}} \\ \frac{q_1}{q_{00}} \\ \frac{q_2}{q_{00}} \\ \frac{q_3}{q_{00}} \end{pmatrix}$$

8.1.18 Функция преобразования входного времени t в шкале GPS , представленного в формате: Эпоха GPS , номер недели GPS , время в секундах от начала недели, формирует на выходе Большое время GPS (от эпохи 00 час 00 мин 00 сек 06 января 1980 г) Тс в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 4.4 Книги 1.

8.1.19 Обратная функция преобразования входного времени T , представленного в формате Большого времени GPS , в формат времени GPS : Эпоха GPS , номер недели GPS , время в секундах от начала недели, в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 4.4 Книги 1.

8.1.20 Функция преобразования входного времени t в шкале UTC , представленного в формате: дата, часы, минуты, секунды и липсекунды τ , формирует на выходе Большое время GPS Т в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 4.4 Книги 1.

8.1.21 Обратная функция преобразования входного времени T в шкале GPS , представленного в формате Большого времени GPS во время UTC в формате: дата, часы, минуты, секунды, в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 4.4 Книги 1.

8.1.22 Функция преобразования входного времени t в шкале ГЛОНАСС, представленного в формате: Эпоха ГЛОНАСС, номер суток ГЛОНАСС, время в секундах от начала суток, формирует на выходе Большое время ГЛОНАСС T , в котором первый год первой эпохи соответствует 1996 году, по алгоритмам, приведённым в разделе 4.4 Книги 1.

8.1.23 Обратная функция преобразования входного времени ГЛОНАСС T в формате Большого времени ГЛОНАСС формирует на выходе время в формате ГЛОНАСС в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 4.4 Книги 1.

8.1.24 Функция преобразования входного времени t в шкале UTC , представленного в формате: дата, часы, минуты, секунды, в формат Большого времени ГЛОНАСС T в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 4.4 Книги 1.

8.1.25 Обратная функция преобразования входного времени T в шкале ГЛОНАСС, представленного в формате Большого времени ГЛОНАСС, формирует на выходе время t в шкале UTC , представленного в формате: дата, часы, минуты, секунды, в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 4.4 Книги 1.

8.2 Библиотека функций формирования и преобразования систем координат

Библиотека содержит функции преобразования координат заданного вектора из одной системы в другую, формирования матриц взаимного перехода для разных систем координат, а также взаимного преобразования кеплеровых и прямоугольных параметров орбиты КА.

8.2.1 Функция преобразования ГСК в ГГСК по входному вектору координат \bar{x} относительно ГСК на выходе формирует широту α , долготу λ и высоту h точки над уровнем эллипсоида WGS-84 по алгоритмам, приведённым в разделе 1.3 Книги 1.

8.2.2 Обратная функция преобразования ГГСК в ГСК по входным значениям широты α , долготы λ и высоты h точки над уровнем эллипсоида WGS-84 на выходе формирует вектор \bar{x} этой точки относительно ГСК по алгоритмам, приведённым в разделе 1.3 Книги 1.

8.2.3 Функция формирования матрицы преобразования $j2000$ в ГСК по заданному моменту времени t в шкале UTC , входным значениям поправки $dUT1$ и смещений полюса Δx , Δy на выходе формирует матрицу $A_{ii\text{-}g}$ перехода из $j2000$ в ГСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 1.3 Книги 1.

Особенностью функции является её высокое быстродействие, позволяющее использовать её в бортовом ПО.

8.2.4 Функция преобразования ИСК в ОСК по входным текущим векторам координат \bar{X}_n и скорости \bar{V}_n относительно произвольной ИСК на выходе формирует матрицу перехода $A_{ИСК-ОСК}$ из ИСК в ОСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 1.3 Книги 1.

8.2.5 Функция преобразования ГСК в ОСК по входным текущим вектором координат \bar{X}_r , \bar{V}_r относительно ГСК на выходе формирует матрицу перехода $A_{ГСК-ОСК}$ из ГСК в ОСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 1.3 Книги 1.

8.2.6 Функция преобразования входных векторов координат \bar{X}_r и скорости \bar{V}_r формирует выходные векторы координат $\bar{X}_{оск}$, $\bar{V}_{оск}$ по алгоритмам, приведённым в разделе 1.3 Книги 1.

8.2.7 Функция преобразования входных Кеплеровых элементов орбиты на выходе формирует векторы координат \bar{X}_r и скорости \bar{V}_r относительно ГСК по алгоритмам, приведённым в разделе 1.4 Книги 1.

8.2.8 Функция преобразования входных векторов координат \bar{X}_r и скорости \bar{V}_r относительно ГСК формирует текущие Кеплеровы элементы орбиты по алгоритмам, приведённым в разделе 1.4 Книги 1.

8.3 Библиотека функций возмущающих ускорений, действующих на КА

Библиотека включает функции, моделирующие возмущающие ускорения КА, обусловленные различными физическими факторами.

8.3.1 Упрощенная модель гравитационного поля Земли размерности 2×0

Функция модели гравитационного поля Земли размерности 2×0 для любого входного вектора координат КА относительно ГСК на выходе формирует вектор гравитационного ускорения КА относительно ГСК с учетом размерности поля 2×0 в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 2.1 Книги 1.

8.3.2 Классическая модель гравитационного поля Земли размерности $n \times n$ ($n_{max} = 360$)

Функция моделирования гравитационного поля Земли произвольно заданной размерности $n \times n$ ($n \leq 360$) для произвольного входного вектора \bar{x} относительно ГСК на выходе формирует вектор гравитационного ускорения КА относительно ГСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 2.1 Книги 1.

Функция имеет низкое быстродействие и предназначена для использования в наземных моделирующих системах.

8.3.3 Ускоренная модель гравитационного поля Земли размерности 72×72 для моделирования движения низкоорбитальных КА.

Функция моделирования гравитационного поля Земли размерности 72×72 для произвольного входного вектора \bar{x} относительно ГСК из заданного диапазона высот на выходе формирует вектор гравитационного ускорения относительно ГСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 2.1 Книги 1.

Особенностью реализуемого алгоритма является его высокое быстродействие, благодаря чему функция может использоваться в бортовом ПО.

8.3.4 Ускоренная модель гравитационного поля Земли размерности 72×72 для моделирования движения высокоэллиптических КА.

Функция моделирует гравитационное поле Земли размерности 72×72 для произвольного входного вектора \bar{x} относительно ГСК с высотой до 70 тыс. км и формирует на выходе вектор гравитационного ускорения относительно ГСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 2.1 Книги 1. Особенностью алгоритма является его высокое быстродействие, благодаря чему функция может использоваться в бортовом ПО.

8.3.5 Модель плотности атмосферы *NRLMSISE-00*

Функция формирует для любого заданного вектора \bar{x} относительно ГСК значение плотности атмосферы. Модель является международным стандартом атмосферы для космических исследований. Модель имеет низкое быстродействие и предназначена для использования в наземных моделирующих системах.

8.3.6 Формирование векторов координат Луны и Солнца относительно ГСК.

Функция формирует для любого входного времени t в шкале *UTC* значение векторов координат Луны и Солнца относительно ГСК в соответствии алгоритмами, приведёнными в разделе 2.3 Книги 1. Особенностью алгоритма является его высокое быстродействие, благодаря чему функция может использоваться в бортовом ПО.

8.3.7 Модель Лунных и Солнечных гравитационных возмущений.

Функция формирует для заданных входных векторов координат КА \bar{X}_{KA} , Луны \bar{X}_L и Солнца \bar{X}_C относительно ГСК выходных векторов гравитационных возмущений от Луны \bar{g}_L и от Солнца \bar{g}_C относительно ГСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 2.3 Книги 1.

8.3.8 Модель возмущений от сил солнечного давления.

Функция формирует для заданных входных векторов координат КА \bar{X}_{KA} и Солнца \bar{X}_C относительно ГСК, входных параметров КА:

- $S_{СВ}$ – площадь солнечных батарей;
- S_M – площадь Миделя КА;
- m – масса КА;
- K – коэффициент влияния сил солнечного давления.

значения выходного вектора ускорения КА от сил солнечного давления в соответствии с алгоритмом, приведённым в разделе 2.4 Книги 1.

8.3.9 Модели возмущений, обусловленных смещением полюса Земли.

Функция формирует для заданного входного вектора координат КА \bar{X} относительно ГСК и текущих значений смещения полюса Δx и Δy вектор возмущающего ускорения относительно ГСК, обусловленного смещением полюса, в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 2.5 Книги 1.

8.3.10 Модель возмущений, обусловленных прецессией и нутацией Земли.

Функция формирует для заданных входных векторов \bar{x}, \bar{v} координат и скорости КА относительно ГСК, текущего времени t (UTC) векторы возмущающего ускорения относительно ГСК, обусловленного прецессией и нутацией Земли, в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 2.5 Книги 1.

8.3.11 Модель возмущений, обусловленных неравномерностью вращения Земли.

Функция формирует для заданных входных векторов \bar{x}, \bar{v} координат и скорости КА относительно ГСК и значения приращения поправки к времени UTC $dUT1$ за сутки вектор возмущающего ускорения относительно ГСК, обусловленного неравномерностью вращения Земли, в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 2.5 Книги 1.

8.4 Библиотека функций интегрирования уравнений движения КА.

8.4.1 Функции интегрирования уравнений движения КА методом Рунге-Кутты четвертого порядка.

Функция по значению векторов координат, скорости и ускорения КА на текущем шаге относительно ИСК или ГСК и значению шага интегрирования формирует векторы координат и скорости КА на последующем шаге в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 3.1 Книги 1.

8.4.2 Функции интегрирования уравнений движения КА методом Эйлера.

Функция по значению векторов координат, скорости и ускорения КА на текущем шаге относительно ИСК или ГСК и значению шага интегрирования формирует векторы координат и скорости КА на последующем шаге в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 3.2 Книги 1.

8.4.3 Функции ускоренного интегрирования уравнений движения КА.

Функция по значению векторов координат, скорости и ускорения КА на текущем шаге относительно ИСК или ГСК, значению векторов ускорений на текущем, а также на двух предыдущих шагах и по значению шага интегрирования, формирует векторы координат и скорости на последующем шаге в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 3.2 Книги 1.

8.4.4 Функции интегрирования уравнений движения КА в приращениях относительно ИСК.

Функции по значениям векторов координат и приращений координат за шаг интегрирования относительно ИСК, по значению вектора ускорения на текущем шаге, а также по значению шага интегрирования формирует векторы координат и приращений координат на последующем шаге в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 3.3 Книги 1.

8.4.5 Функции интегрирования уравнений движения КА в приращениях относительно ИСК с учетом измерений БИНС.

Функция по значениям векторов координат и приращений координат за шаг интегрирования относительно ИСК, по значению внешнего вектора ускорения и значению

векторов приращений кажущейся скорости КА относительно ИСК на текущем и предыдущем шагах, полученных по измерениям БИНС, формирует векторы координат и приращений координат на последующем шаге в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 3.4 Книги 1.

8.4.6 Функция формирования вектора приращений кажущейся скорости КА относительно ИСК по измерениям БИНС за такт БИНС.

Функция формирует по вектору приращения кажущейся скорости относительно ИСК на текущем шаге, матрице перехода от ИСК к ССК на текущем шаге, значениям приращений кажущейся скорости относительно ССК на текущем и последующем шагах (измеренных акселерометрами), приращениям углов поворота КА за текущий и последующий такты БИНС (измеренные ДУСами) вектор приращения кажущейся скорости КА за последующий шаг $\Delta\bar{V}_{H_{i+1}}$ относительно ИСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 3.5 Книги 1.

8.4.7 Функция интегрирования уравнений движения КА в приращениях относительно ГСК с учетом измерений БИНС.

Функция по значениям векторов координат, приращений координат, ускорения КА относительно ГСК и приращению вектора кажущейся скорости КА относительно ИСК на текущем и предыдущем шагах, полученных по измерениям БИНС, а также по значениям матриц перехода от ИСК к ГСК на текущем и предыдущем шагах определяет значения векторов координат и приращений координат на последующем шаге в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 3.7 Книги 1.

8.5 Основные функции функционального программного обеспечения навигационных приёмников ГЛОНАСС, GPS

8.5.1 Функция формирования смещения шкал времени UTC_{GPS} и UTC по данным альманаха GPS .

Функция формирует по данным альманаха GPS дробную часть τ смещения шкал времени GPS и UTC в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 4.4 Книги 1.

8.5.2 Функция формирования смещения шкал времени каждого из НС GPS относительно шкалы времени GPS по данным альманаха GPS .

Функция формирует по данным альманаха GPS для i -го НС рассогласование времени между шкалой i -го НС и шкалой GPS по алгоритму, приведённому в разделе 4.4 Книги 1.

8.5.3 Функция формирования смещения шкал времени каждого из НС GPS относительно шкалы времени GPS по данным эфемерид GPS .

Функция формирует по данным эфемерид GPS для i -го НС рассогласование времени между шкалой i -го НС и шкалой GPS по алгоритму, приведённому в разделе 4.4 Книги 1.

8.5.4 Функция формирования смещения шкал времени каждого из НС ГЛОНАСС относительно шкалы времени ГЛОНАСС по данным эфемерид ГЛОНАСС.

Функция формирует по данным эфемерид ГЛОНАСС для i -го НС рассогласование времени между шкалой i -го НС и шкалой ГЛОНАСС по алгоритму, приведённому в разделе 4.4 Книги 1.

8.5.5 Функция формирования релятивистской поправки и часами i -го НС *GPS*.

Функция формирует по данным векторов и скорости НС относительно ГСК релятивистскую поправку Δt_r к часам соответствующего НС по алгоритму, приведённому в разделе 4.4 Книги 1.

8.5.6 Функция формирования векторов координат и скорости НС *GPS* по данным альманаха *GPS*.

Функция по заданному времени *GPS* t_{GPS} , номеру НС *GPS* и данным альманаха *GPS* на выходе формирует векторы координат и скорости соответствующего НС относительно ГСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 5.1 Книги 1.

8.5.7 Функция формирования векторов координат и скорости НС *GPS* по данным эфемерид *GPS*.

Функция по заданному времени *GPS* t_{GPS} и данным эфемерид *GPS* на выходе формирует векторы координат и скорости соответствующего НС относительно ГСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 5.2 Книги 1.

8.5.8 Функция формирования векторов координат и скорости НС ГЛОНАСС по данным альманаха ГЛОНАСС.

Функция по заданному времени ГЛОНАСС $t_{\text{ГЛ}}$, номеру НС ГЛОНАСС и данным альманаха ГЛОНАСС на выходе формирует векторы координат и скорости соответствующего НС относительно ГСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 5.3 Книги 1.

8.5.9 Функция формирования векторов координат и скорости НС ГЛОНАСС по данным эфемерид ГЛОНАСС.

Функция по заданному времени ГЛОНАСС $t_{\text{ГЛ}}$ и данным эфемерид ГЛОНАСС на выходе формирует векторы координат и скорости соответствующего НС относительно ГСК в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 5.4 Книги 1.

8.5.10 Функция высокоточного прогноза эфемерид НС ГЛОНАСС и GPS с использованием высокоточной модели движения НС.

Функция по заданному времени t и соответствующим этому времени векторам координат и скорости НС (или приращений координат за такт интегрирования) относительно ГСК формирует векторы координат и приращений координат (или вектора скорости) относительно ГСК на время $t+h$ (h – шаг интегрирования) с учетом всех существенных возмущений, действующих на НС, в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 5.5 Книги 1.

8.5.11 Функция расчета ионосферных поправок к измеряемым псевдодальностям.

Функция по заданным векторам координат потребителя \bar{X} и НС \bar{x}_i и данным альманаха GPS определяет ионосферную задержку τ_{iono} для данного НС в соответствии с алгоритмом, приведённым в разделе 6.1 Книги 1.

8.5.12 Функция расчета тропосферной поправки к измеряемым псевдодальностям.

Функция по заданным векторам координат потребителя \bar{X} и НС \bar{x}_i и времени в формате № дня от начала года формирует тропосферную задержку τ_{trop} для данного НС в соответствии с алгоритмом, приведённым в разделе 6.1 Книги 1. 8.5.13 Функция расчета поправки псевдодальности на распространение сигнала.

Функция по заданным векторам координат и скорости НС, координат КА на момент времени t приёма сигнала определяет поправку τ к соответствующей псевдодальности на распространение сигнала в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 6.1 Книги 1.

8.5.14 Функция расчета координат и скорости потребителя по одномоментным измерениям псевдодальности и приращениям интегральных фаз.

Функция по заданным значениям измеренных и откорректированных псевдодальностей и интегральных фаз, по векторам начальных приближений координат и скорости потребителя, по координатам и скоростям НС относительно ГСК формирует векторы координат и скорости КА, смещение часов и генератора частоты потребителя, а также значение геометрического фактора $GDOP$ в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделах 6.2 и 6.3 Книги 1.

8.6 Функции динамической фильтрации измерений АСН

8.6.1 Функция сглаживания измерений псевдодальностей по измерениям интегральных фаз.

Функция по измеренным значениям псевдодальностей и интегральных фаз на текущем шаге формирует «сглаженную» оценку псевдодальности, которая может использоваться для

формирования координат потребителя. Функция реализуется по алгоритму, приведённому в разделе 6.4 Книги 1.

8.6.2 Функция динамической фильтрации измеренных АСН значений координат.

Функция по измеренным АСН значениям координат КА \bar{x}_i и модели движения КА формирует оценку векторов координат и скорости КА по алгоритмам, приведённым в разделе 7.2 Книги 1.

8.6.3 Функция динамической фильтрации измеренных АСН значений координат с одновременным формированием оценки аэродинамического торможения КА.

Функция по измеренным АСН значениям координат КА \bar{x}_i и модели движения КА формирует оценку векторов координат и скорости КА, а также оценку среднего за виток аэродинамического торможения КА по алгоритмам, приведённым в разделе 7.4 Книги 1.

8.6.4 Функция динамической фильтрации эфемерид ГЛОНАСС и GPS.

Функция по broadcast-эфемеридам, принимаемым от НС ГЛОНАСС или GPS, формирует оценку вектора состояния НС, имеющую более высокую точность по сравнению с точностью broadcast-эфемерид. Динамическая фильтрация выполняется по алгоритмам, приведённым в разделе 7.2 Книги 1.

8.6.5 Функция самонастройки модели сил солнечного давления, действующих на НС ГЛОНАСС и GPS.

Функция по broadcast-эфемеридам, принимаемым от НС ГЛОНАСС или GPS, оценивает параметры модели возмущений, обусловленных силами солнечного давления. Формирование параметров модели выполняется в соответствии с алгоритмами, приведёнными в разделе 7.5 Книги 1.

8.6.6 Функция динамической фильтрации псевдодальностей.

Функция по измеренным значениям псевдодальностей видимых НС P_{ri} и модели движения КА формирует оценку вектора координат и скорости КА по алгоритму, приведённому в разделе 9.1 Книги 1.

8.6.7 Функция динамической фильтрации псевдодальностей с формированием оценки аэродинамического торможения КА.

Функция по измеренным значениям псевдодальностей видимых НС P_{ri} и модели движения КА формирует оценку вектора координат и скорости КА, а также оценку среднего за виток аэродинамического торможения по алгоритму, приведённому в разделе 9.1 Книги 1.

8.6.8 Функция динамической фильтрации «полных сырых» измерений АСН (псевдодальностей и интегральных фаз) с учетом измерений БИНС.

Функция по измеренным АСН значениям псевдодальностей, приращений интегральных фаз, модели движения КА с учетом измерений БИНС формирует оценку векторов координат и скорости КА по алгоритму, приведённому в разделе 10.1 Книги 1.

8.6.9 Функция динамической фильтрации «полных сырых» измерений АСН с самонастройкой на реальное аэродинамическое торможение.

Функция по измеренным АСН значениям псевдодальностей и приращений интегральных фаз и модели движения КА формирует оценку векторов координат и скорости КА, а также среднего за виток аэродинамического торможения по алгоритмам, приведённым в разделе 10.2 Книги 1.

8.6.10 Функция фильтрации измерений времени.

Функция по текущим измерениям смещения часов приёмника и заданному значению постоянных времени фильтра формирует оценку дрейфа часов и текущую оценку смещения часов и текущую оценку смещения часов приёмника от системного времени при отсутствии достоверных измерений от НС. Функция реализуется по алгоритму, приведённому в разделе 1.3 Книги 2.

8.7 Библиотека функций решения задач ориентации.

8.7.1 Функция синхронизации измерений асинхронных АСН.

Функция по измерениям и эфемеридам преобразует измерения к елой секунде системного времени ГЛОНАСС или GPS. Функция реализует алгоритм, приведенный в разделе 2.2 Книги 2 настоящего Курса лекций.

8.7.2 Функция назначения НС на каналы АСН и формирования грубой оценки ориентации и угловой скорости КА по заполнению каналов.

Функция может запускаться после формирования оценки вектора координат КА и приема альманахов. Она предназначена для грубого начального определения ориентации с последующим управлением ориентацией КА для создания комфортных условий с точки зрения видимости НС (когда угол между осью «Y» КА на местной вертикали $< 90^\circ$) для начального определения оценки кватерниона ориентации интегральным методом фазовых приращений. Функция реализует алгоритмы, приведенные в разделе 2.3 Книги 2.

8.7.3 Функция формирования начального кватерниона ориентации интегральным методом фазовых приращений.

Функция реализуется в режиме стабилизации на ДУС в хороших условиях видимости НС, когда ось «Y» КА составляет острый угол с местной вертикалью. Длительность накопления измерений 5-10 мин. Функция реализует алгоритмы, приведенные в разделе 2.5 Книги 2.

8.7.4 Функция динамической фильтрации одномоментных фазовых измерений ориентации.

Функция реализуется после формирования начального кватерниона ориентации интегральным методом фазовых приращений. На выходе в установившемся состоянии функция формирует кватернион ориентации КА. Функция реализует алгоритмы, приведенные в разделе 2.8 Книги 2.

8.8 Библиотека функций решения задач сближения

8.8.1 Функция решения задачи RGP_S на участке ближнего сближения методом динамической фильтрации полного вектора «сырых» измерений АСН на участке ближнего сближения.

Функция решает задачу RGP_S по полному вектору «сырых» измерений АСН КА и МКС. На выходе функция формирует векторы относительных координат в ГСК и приращения относительных координат за секунду. Функция реализует алгоритмы, приведенные в разделе 3.4 Книги 2.

8.8.2 Функция реализации интегрального метода решения задачи относительной навигации по фазовым приращениям.

Функция реализуется после получения оценки вектора относительного состояния методом динамической фильтрации полного вектора «сырых» измерений АСН. Функция реализует алгоритмы, приведенные в разделе 3.5.1 Книги 2.

8.8.3 Функция раскрытия фазовой неопределенности по одномоментным измерениям.

Функция реализуется после формирования оценки вектора относительного состояния интегральным методом решения задачи RGP_S по фазовым приращениям. Функция реализует алгоритмы, приведенные в разделе 3.5.2 Книги 2.

8.9 Библиотека функций решения задачи управления РН или РБ

8.9.1 Функция управления боковыми смещениями.

Функция работает в реальном времени и формирует малые углы тангажа ϕ , $\dot{\phi}$ и рысканья φ_z отклонения оценки номинальной траектории от самой номинальной траектории в текущий момент времени t . Функция реализует алгоритмы, приведенные в разделе 5.3.1 Книги 2.

8.9.2 Функция управления продольной дальностью.

Функция работает в реальном времени и формирует по мере работы двигателя задержку (или время опережения) τ на выключение двигателя по сравнению с расчетным временем. Функция реализует алгоритмы, приведенные в разделе 5.3.2 Книги 2.

8.10 Контрольные вопросы по материалам главы

- 1 Зачем нужна такая библиотека программных функций?
- 2 Каковы особенности бортовых ПО по сравнению с ПО, реализуемом на наземных вычислительных средствах?
- 3 Какие из программных функций, входящих в библиотеку, вы считаете наиболее интересными?
- 4 Какими бы программными функциями вы дополнили библиотеку?

Заключение

В Книге 2 настоящего курса лекций рассмотрен ряд специальных вопросов космической навигации, решаемых по измерениям ГСНС. До создания ГСНС эти вопросы решались другими методами с помощью ряда других технических средств, что существенно усложняло и удорожало СУДН КА. Решение практически всех задач орбитальной космической навигации одними и теми же техническими средствами открывают новые возможности в развитии космической навигации и всей космической техники в целом. В Книге 2 курса лекций рассмотрены следующие вопросы космической навигации, решаемые с помощью АСН:

- Системные шкалы времени, связь между ними и форматы представления времени, методы коррекции бортовой шкалы времени КА от АСН, точность формирования бортовой шкалы времени при её коррекции от АСН, формирование оценки смещения часов АСН относительно системной ШВ на высокоорбитальных КА, управление дрейфом часов АСН;
- Принципы определения ориентации КА по измерениям АСН, синхронизация измерений асинхронных АСН, назначение НС на каналы АСН, оценка ориентации и угловой скорости КА по заполнению каналов, метод раскрытия фазовой неопределенности по одномоментному измерению, интегральный метод определения ориентации по приращениям интегральной фазы с использованием измерений БИНС, интегральный метод определения ориентации КА по приращениям первых разностей интегральных фаз с формированием трехмерного вектора ориентации, динамическая фильтрация одномоментных фазовых измерений;

- Реализация сближения кораблей «Союз» и «Прогресс» с орбитальной станцией, предстартовая подготовка сближения, баллистические схемы дальнего сближения, методы реализации ближнего сближения и причаливания, решение навигационной задачи дальнего

сближения по измерениям АСН, динамическая фильтрация измерений АСН, формирование оценки орбиты активного и пассивного КА для реализации дальнего сближения, исследование возможностей реализации ускоренного времени старта АСН активного КА после выведения, ближнее сближение по измерениям АСН, динамическая фильтрация полного вектора «сырых» измерений АСН на участке ближнего сближения, формирование вектора измерений, уравнения относительного движения активного и пассивного КА в приращениях, алгоритмы формирования оценки относительного вектора состояния КА в приращениях по полному вектору «сырых» измерений АСН, алгоритм формирования оценки относительного вектора состояния в приращениях по полному вектору «сырых» измерений АСН;

- Принципы управления спуском КА с малым аэродинамическим качеством, моделирование работы АСН на участке спуска, исследование видимости НС и уровней GDOP в различных режимах работы АСН, определение рекомендуемой компоновки АСН на СА, исследование видимости НС и уровней GDOP в режиме ГЛОНАСС+GPS, обеспечение горячего старта АСН, уточнение ориентации СА по измерениям АСН, алгоритмы интегрирования измерений БИНС с учетом дискретности, алгоритмы уточнения ориентации по измерениям БИНС с учетом дисcreteta, алгоритмы уточнения полной матрицы ориентации перед входом в «зону плазмы», алгоритмы коррекции вектора состояния по измерениям АСН, исследование точности реализации спуска при различных алгоритмах решения навигационной задачи, моделирование измеряемых параметров БИНС, исследование точности решения навигационной задачи по измерениям БИНС, исследование точности решения навигационной задачи по измерениям БИНС и АСН;

- АСН РН и РБ для обеспечения телеметрического режима, обеспечение достоверности измерений АСН, использование АСН в контуре управления РН, управление боковыми смещениями, контур управления продольной дальностью, использование АСН на РБ, схемы выведения полезной нагрузки на ГСО с помощью РБ, схемы выведения полезной нагрузки на ГСО с помощью ЭРД, использование АСН в контуре управления РБ, динамика процесса

довыведения спутника на ГСО с помощью ЭРД. Особенности работы АСН на этапе довыведения;

- Проектирование АСН космического назначения, требования, предъявляемые к системе АСН космического назначения в целом и к её аппаратуре, анализ отказов аппаратуры АСН-М МКС и методы повышения надёжности системы, разработка идеологии построения АСН космического назначения, методы формирования шкал времени в АСН-К, ЦВМ КА, этапы и методы отработки программного обеспечения АСН космического назначения, разработка математической модели АСН космического назначения, отработка ПО модулей первичной и вторичной обработки измерений АСН, автономная отработка ПО навигационного модуля АСН-К, комплексные наземные функциональные испытания АСН, испытания АСН в составе НКО БКУ КА, комплексные наземные испытания АСН в составе изделия, лётные испытания АСН.

Перечисленные выше вопросы навигации решались и ранее. Написаны сотни монографий, посвященных различным методам их решения. В ВУЗах страны читаются многочисленные курсы лекций по классическим методам космической навигации. Использование АСН для решения этих задач открывает новое направление космической навигации, существенно упрощающее аппаратную реализацию системы и значительно улучшающее ее функциональные и точностные характеристики. Тем не менее подготовка студентов по данному направлению практически отсутствует.

Настоящий курс лекций направлен на подготовку специалистов новой отрасли космической навигации по измерениям от Глобальной Спутниковой Навигационной Системы, обеспечивающей принципиально новые возможности для решения широкого круга задач управления и навигации КА, направленных на расширение функциональных возможностей,

повышение точностных характеристик, уменьшение веса, энергопотребления и стоимости системы, реализующей решение этих задач.

Перечень сокращений

АМ – антенный модуль
АСН – аппаратура спутниковой навигации
БВС – бортовая вычислительная система
БДУС - блок датчиков угловой скорости
БИЛУ - блок интегрирования линейных ускорений
БИНС – бесплатформенная инерциальная навигационная система
БИТС - бортовая измерительная телеметрическая система
БКУ – бортовой комплекс управления
БНМ – бортовой навигационный модуль
БО – бытовой отсек
БП – блок питания
БЦВК - бортовой цифровой вычислительный комплекс
БЦВС – бортовая центральная вычислительная система
ВЭО – высокоэллиптическая орбита
ГГСК – географическая гринвичская система координат
ГЛОНАСС – Глобальная Навигационная Спутниковая Система (Россия)
ГСК – гринвичская (прямоугольная) система координат
ГСНС – Глобальная спутниковая навигационная система
ГСО – геостационарная орбита
ГЧ – генератор частоты
ДО – двигатель ориентации
ДПО – двигатель причаливания и ориентации
ДС – делитель сигнала
ДУС – датчик угловой скорости
ИКВ – инфракрасная вертикаль

ИКД – интерфейсный контрольный документ
ИП – интерфейсная плата
ИСК – инерциальная система координат
КА – космический аппарат
КД – корректирующий двигатель
КДУ – комбинированная двигательная установка
КК – космический корабль
КРЛ – командная радиолиния
КСВ – координаты, скорость, время
ЛИ – летные испытания
МБМВ – Международное бюро мер и весов
МБРЛ – межбортовая радиолиния
МКС – Международная космическая станция
МПВ – модуль приемоизчислительный
МСВЗ – Международная служба вращения Земли
МШУ – малошумящее устройство
НВ – навигационный вычислитель
НВМ – навигационный вычислительный модуль
НИП – наземный измерительный пункт
НКО – наземный комплекс отладки
НМ – навигационный модуль
НП – навигационный приемник
НПМ – навигационный приемный модуль
НС – навигационный спутник
ОС – орбитальная станция
ОСК – орбитальная система координат
ПАО – приборный агрегатный отсек
ПЗУ – постоянно запоминающее устройство
ПМ – приемный модуль

ПО – программное обеспечение

ПП – процессорная плата

ПС – переизлучатели сигналов

РБ – разгонный блок

РКК «Энергия» - Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

РКО – радиоконтроль орбиты

РН – ракета-носитель

СА – спускаемый аппарат

СБ – солнечная батарея

СВЧ – сверхвысокая частота

СВЭО - супер высокоэллиптические орбиты

СКД – сближающий корректирующий двигатель

ССК – связанная (с КА) система координат

СУ – система управления

СУДН – система управления движением и навигацией

СУС – система управления спуском

ТМ – телеметрический модуль

ТОРУ – телекомандный режим управления

УА – устройство антенное

УСМ – усилитель секундной метки

УУ – устройство усилительное

ЦВМ – центральная вычислительная машина

ЦУП – Центр управления полетом

ШВ – шкала времени

АТВ - Европейский автоматический корабль

СР – careers phase (интегральная фаза)

GDOP – Geometric Dilution of Precision (геометрический фактор)

GPS – Global Positioning System

NIST - Национальный институт стандартов и технологий

NRL - Военно-морская исследовательская лаборатория

PR – pseudoranges (псевдодальность)

PVt – position, velocity, time

USNO – Военно-морская обсерватория

UT – универсальное время

UTC – универсальное международное время

Глоссарий

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

Альманах – набор параметров, по которому могут быть рассчитаны координаты и скорости НС на требуемый момент времени с низкой точностью. По альманаху в АСН определяется список видимых НС

БИНС – бесплатформенная инерциальная навигационная система, включающая ДУС, акселерометры и цифровой вычислитель (как правило, это ЦВМ КА). Интегрируя уравнения движения КА с учетом измерений от датчиков, БИНС определяет ориентацию КА относительно начальной ориентации и текущую орбиту КА. В состав БИНС могут не входить акселерометры. Тогда БИНС определяет только ориентацию КА

ВЭО – высокоэллиптическая орбита КА с периодом 12 час или 24 часа, наклонением $\sim 63^\circ$, низким перигеем (1 - 2 тыс. км) и высоким апогеем

Гиродин – двухступенчатый силовой гироскоп, был установлен на станции «МИР» как исполнительный орган системы ориентации

ГЛОНАСС – российская Глобальная навигационная спутниковая система

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

ГСО – геостационарная орбита КА, близкая к круговой, совпадает с плоскостью экватора и имеет период 24 часа

ДУС – датчик угловой скорости – устройство, формирующее выходные сигналы, пропорциональные проекциям угловой скорости КА на оси чувствительности ДУС. ДУС бывает гироскопический, оптический, твердотельный и др. Он отличается ресурсом, диапазоном измеряемых угловых скоростей и точностью измерения угловой скорости.

Звездный датчик – датчик определения ориентации КА по звездам. Современные датчики имеют оптическую трубу с полем зрения $\sim 8^\circ$ и работают по звездам до седьмой звездной величины. При наведении оптической трубы на любой участок звездного неба в ее поле зрения всегда попадает несколько звезд. Датчик имеет вычислительную систему, содержащую в памяти звездный каталог. По измеренным угловым расстояниям между звездами в трубе путем сравнения с каталогом определяются координаты видимых звезд в ИСК $j2000$ и в ССК, в результате определяется кватернион перехода от ИСК $j2000$ к ССК

ИИО – инерциальные исполнительные органы.

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

ИКВ – инфракрасная вертикаль – одноосный датчик измерения углового положения КА относительно направления на центр Земли. Датчик осуществляет обработку сигналов от поверхности Земли в ИК – диапазоне. Бывают датчики, сканирующие чувствительным элементом по горизонту Земли или по двум взаимноперпендикулярным хордам. В результате обработки принимаемых сигналов на выходе прибора формируются два угла – угол тангажа и угол рысканья. Обычная точность ИКВ лежит в диапазоне от 0,5 до 1°

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

«КУРС» - радионавигационная система, обеспечивающая сближение кораблей «Союз» и «Прогресс» с орбитальными станциями, начиная с 80-х годов. Система имеет активную часть,

устанавливаемую на корабли, и пассивную часть, устанавливаемую на станцию. Система является много антенной и определяет дальность и скорость изменения дальности между антеннами КА и станции для различных комбинаций антенн. По измеряемым параметрам определяется относительный вектор состояния и относительная ориентация, по которым система управления осуществляет сближение с дальности ~50 км до касания. Недостатком системы является большой вес, высокое энергопотребление и стоимость

МКС – Международная Космическая станция, первый модуль которой был запущен в 20 ноября 1998 года — функционально-грузовой блок «Заря», был выведен ракетой Протон-К (ФГБ). 26 июля 2000 года — к функционально-грузовому блоку «Заря» был пристыкован служебный модуль (СМ) «Звезда».

2 ноября 2000 года — транспортный пилотируемый корабль (ТПК) «Союз ТМ-31» доставил на борт МКС экипаж первой основной экспедиции.

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

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

СА – спускаемый аппарат – отсек корабля «Союз», в котором экипаж спускается на Землю. СА отделяется от корабля после выдачи тормозного импульса перед входом в атмосферу. За

счет специальной формы («Фары») и центровки при полете СА «скользит» по атмосфере, а не падает в нее «камнем». За счет этого существенно снижаются перегрузки и реализуется управляемый спуск

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

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

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

broadcast – эфемериды, передаваемые от НС с определенной частотой.

j 2000 – инерциальная система координат, совпадающая с ГСК на момент времени UTC 11:58:55,816 01.01.2000 г, Принята в качестве универсальной ИСК

leap sec – рассогласование шкалы системного времени GPS со шкалой UTC на целое число секунд вследствие регулярной коррекции шкалы UTC на целую секунду

GDOP – Geometric Dilution of Precision – геометрический фактор, характеризующий взаимное геометрическое расположение НС и потребителя и определяющий точность формируемых КСВ по измерениям от данного набора НС

GPS – американская Глобальная спутниковая навигационная система