И. К.Бажинов, В. Д. Ястребов

Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «АПОЛЛОН»

АКАДЕМИЯ НАУК СССР

ОТДЕЛЕНИЕ МЕХАНИКИ И ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ ИНСТИТУТ ПРОБЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ

#

И.К.Бажинов В.Д.Ястребов

НАВИГАЦИЯ В СОВМЕСТНОМ ПОЛЕТЕ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

> «СОЮЗ» И «АПОЛЛОН»





И. К. Бажинов

В. Д. Ястребов

Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «ПОЛЛОН»

Под редакцией академика Б. Н. ПЕТРОВА

٩

издательство «наука» москва 1978 Бажинов И. К., Ястребов В. Д. Навигация в совместном по.тете космических кораблей «Союз» и «Аполлон». М., «Наука», 1978, 224 с.

В книге освещены основные проблемы навигационного обеспечения совместного полета космических кораблей «Союз» и «Аполлон». Рассмотрены вопросы совместимости средств и методов определения и прогнозирования орбит. Дано описание навигационного плана полета, приведены методы решения навигационных задач при автономных и совместных тренировках и в реальном полете.

Издание рассчитано на специалистов по управлению космическими аппгратами и космической навигации.

531904 122b 055(02) - 78 $65 \sim \sim^{78}$

© Издательство «Наука», 1978 г.

И шило 1975 г. в соответствии с «Соглашением между Союзом Сойотских Социалистических Республик и Соединенными Штатами Лморики о сотрудничестве в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях», подписанным 24 мая HI72 г. во время визита в СССР президента США, блестяще вымолион совместный экспериментальный полет космических кораблой «Союз» и «Аполлон», пилотируемых летчиками-космонав-Т1ши СССР А. А. Леоновым и В. Н. Кубасовым и американскими астронавтами Т. Стаффордом, В. Брандтом и Д. Слейтоном. Стартошш с космодромов, расположенных в разных странах, корабли, пжоришп в космосе ряд маневров, встретились в намеченное время в поданном районе космического пространства и, состыковавшись, образовали первую в мировой истории космическую станпиюс международным экипажем. Полностью выполнив программу г,опмостного полета, корабли благополучно возвратились на Землю.

Основной целью этого совместного экспериментального полета была проверка в условиях космоса совместимых средств сближении и стыковки космических кораблей разных стран, использовании которых позволит в будущем повысить безопасность полетов чолопока в космос и открывает перспективы проведения космических исследований с участием экипажей различных кораблей и станций.

' Выполнению совместного полета предшествовал длительный ітриод напряженной подготовки. В этот период коллективы сойотских и американских специалистов, руководимые техническими АИ (Викторами проекта Героем Социалистического Труда, лауреатом Ленинской и Государственной премий, членом-корреспондентом ЛИ СССР К. Д. Бушуевым с советской стороны и доктором I'. Ланни — с американской, выполнили большую работу по прооктлым исследованиям вопросов совместного полета, модернизации кораблей «Союз» и «Аполлон» и разработке совместимых г.родств сближения и стыковки в космосе. Персоналы управления г.онмостным полетом, возглавляемые дважды Героем Советского <!oio;m, доктором технических наук А. С. Елисеевым с советской г.торопм и доктором П. Франком — с американской, совместно с¹ коллективами проектантов разработали принципы, основные положения, методики и программы управления совместным полетом из Центров управления, расположенных в разных странах. Несколько позже началась техническая подготовка советского и американского Центров управления. Большую работу по руководству совместной деятельностью и ее координации выполнил Совет по международному сотрудничеству в исследовании и использовании космического пространства («Интеркосмос») при Академии наук СССР.

Подготовка к совместному полету имела ту уникальную особенность, что впервые вступили в контакт и должны были наладить четкое взаимодействие коллективы, представляющие две большие школы космонавтики — советскую и американскую. В этих странах в процессе развития национальных работ по освоению космоса независимо создавались и совершенствовались свои, ставшие традиционными взгляды, понятия, методы и средства решения задач космонавтики. И хотя процесс развития в значительной мере был аналогичен, во многом имелись существенные различия. Уже во время первых встреч советских и американских специалистов стало ясно, что основной проблемой, которую необходимо решить для обеспечения совместного полета, была проблема совместимости средств и методов пилотируемых полетов. Советским и американским специалистам при решении этой проблемы пришлось начать с уточнения и установления ряда единых основных понятий и положений, с помощью которых можно было бы одинаково понимать возникающие вопросы и однозначно трактовать принимаемые решения. Были разработаны мероприятия, обеспечивающие решение проблемы совместимости, а также детальные планы тщательной взаимной проверки ее. При подготовке к полету потребовались достаточно емкие экспериментальные отработки взаимодействия Центров управления полетом и экипажей кораблей, для чего был проведен ряд совместных тренировок Центров управления с участием экипажей кораблей «Союз» и «Аполлон».

Во время выполнения всех этих работ было принято много компромиссных решений, разработано большое количество совместной документации, определяющей основные характеристики агрегатов кораблей, взаимодействующих в полете, совместную деятельность экипажей и взаимодействие Центров управления полетом; был накоплен огромный ценнейший опыт по разработке и обеспечению совместного пилотируемого полета.

Этот опыт, безусловно, должен быть использован специалистами, которые будут проектировать и обеспечивать дальнейшие совместные полеты. В связи с этим представляются очень полезными систематизация и обобщение материалов и опыта работ по обеспечению совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон».

Одной из важнейших частей управления космическим полетом является его навигационное, или, как часто говорят, баллистическое, обеспечение.

Предлагаемая читателю книга «Навигация в совместном полеш космических кораблей «Союз» и «Аполлон»» посвящена си-«• пшатипации, анализу и обобщению материала и опыта подготовки и шлполпопия навигационного обеспечения совместного полетп. Ко аи-горы — лауреат Ленинской премии, доктор технических наук ирофоссор И. К. Бажинов и кандидат технических наук, г.тарший научный сотрудник В. Д. Ястребов — организаторы и руководители работ по навигационному обеспечению совместного полотл. И. К. Бажинов являлся заместителем Руководителя полета но баллистическому обеспечению, а В. Д. Ястребов — ведущим социалистом по баллистике советской консультативной группы II американском Центре управления.

Книга написана достаточно просто, хотя в ней нашли отраженно практически все существенные вопросы и особенности организации, тренировок и исполнения навигационного обеспечения «•оимостного полета. Ее материалы доступны для читателя, знакомого с основами космической навигации. Представляется, что маториалы этой книги будут полезны для широкого круга специалистов, работающих в области управления космическими полетами, а также читателей, интересующихся космонавтикой вообще и совмостным полетом кораблей «Союз» и «Аполлон» в частности.

ş

Б. Я. ПЕТРОВ,

академик, Герой Социалистического Труда, председатель Совета «Интеркосмос» при Академии наук СССР В июле 1975 г. был блестяще завершен исторический совместный экспериментальный полет советского и американского космических кораблей «Союз» и «Аполлон». Специалистами обеих стран при подготовке и обеспечении совместного полета проделана большая работа, накоплен уникальный опыт по организации совместной деятельности Центров управления полетом, расположенных в разных странах.

Одной из важнейших частей процесса управления космическим полетом является навигационное, или, что то же самое, баллистическое обеспечение. К навигационному обеспечению управления полетом относится:

определение и прогнозирование движения кораблей по навигационным измерениям;

анализ соответствия фактического движения поставленным задачам;

расчеты параметров маневров корабля и соответствующей командной информации для приведения движения в соответствие с поставленными задачами;

выполнение расчетов всей информации, связанной с движением кораблей и необходимой для работы персонала управления, экипажей и станций слежения;

расчеты маневра схода корабля с орбиты, траектории его снижения в заданную точку поверхности Земли и т. п.

При написании книги авторы главной задачей считали изложение особенностей, систематизацию и обобщение опыта навигационного обеспечения совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон».

Для более полного понимания особенностей навигации кораблей «Союз» и «Аполлон» приводятся краткие сведения о бортовых системах ориентации и управления движением, о советском и американском наземных навигационных комплексах, привлекаемых для обеспечения совместного полета; о структуре служб навигации, а также основные данные проектной проработки навигационного плана совместного полета. В книге приведены материалы совместных решений, определяющих основные правила навигационного обеспечения совместного полета кораблей и взаимодействия советской и американской навигационных служб. Представлены результаты разработки плана проверки совместимости навигационных методов, используемых обеими сторонами, и результаты этой проверки. В последней главе излагаются основные данные навигационного обеспечения совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон». В приложениях приведен ряд дополнительных конкретных материалов, относящихся к подготонке и выполнению совместного полета.

Авторы считают необходимым отметить, что при изложении материалов, касающихся подготовки служб навигации к совместному полету, они использовали совместные документы, основанные на проработках, выполненных советскими и американскими специалистами, утвержденные советским Директором проекта К. Д. Бушуевым и американским Директором Г. Ланни.

Все эти документы по содержанию можно разделить на три группы.

К первой относятся документы, определяющие задачи и требования к полету, а также касающиеся проектных характеристик и схем кораблей «Союз» и «Аполлон».

Во вторую группу входят документы по управлению совместным полетом, начиная с положения по управлению, плана предг/гартовой подготовки кораблей, плана взаимодействия Центров управления при штатном полете и в нештатных ситуациях и т. п. и кончая планами всех тренировок.

. Третья — наиболее многочисленная — группа включает баллистические документы, в том числе баллистическую схему полета, баллистическую вычислительную модель, документацию по иыбору времен старта кораблей; документы, касающиеся точностей формирования монтажной орбиты и ее определения по траекторным измерениям; документацию по методике и критериям сверки результатов расчетов сторон; различные документы, касающиеся данных советской стороны о координатах станций УКВ связи и телевидения, содержащие либо исходные данные, либо результаты совместных баллистических экспериментов при подготиико к полету и т. п.

Основные проектно-баллистические проработки вопросов сов-(моотного полета, вошедшие в совместную документацию, с советской стороны были выполнены В. П. Гавриловым, В. Г. Ермаконмм, Е. С. Макаровым, О. Г. Сытиным.

Кроме этого, были также использованы некоторые материалы иокций советских специалистов, прочитанных американским специалистам во время встречи в Москве, а также лекций американских специалистов, прочитанных во время посещения советскими пшциалистами американского Центра управления полетом в Хьюспши н октябре — ноябре 1974 г.

И подготовке и выполнении навигационного обеспечения совмистного полета кораблей «Союз» и «Аполлон» принимали участие мистного советские и американские специалисты, составляющие служным навигационного обеспечения. Поэтому все методики и математическое обеспечение ЭВМ, использованные для решения навигационных задач, а также все результаты навигационного обеспечения совместного полета, излагаемые в настоящей книге, есть результат коллективного труда всех этих специалистов.

Авторы выражают глубокую благодарность О. Г. Сытину, который первым из советских баллистиков начал сотрудничество с американскими коллегами в решении вопросов баллистического обеспечения совместного полета и много сделал в этой области, за большую помощь при написании разделов, касающихся проектных баллистических вопросов, просмотр соответствующих разделов рукописи и сделанные замечания.

Авторы выражают признательность сменным руководителям советской службы баллистического обеспечения доктору технических наук В. Н. Почукаеву, доктору технических наук Н. М. Иванову и кандидату технических наук Г. А. Колегову за просмотр рукописи и замечания. Авторы благодарны Ю. П. Павлушевичу, оказавшему большую помощь при написании разделов 5.2 и 5.3, Р. А. Дзесову и Н. Д. Биденко, помогавшим в составлении материалов раздела 5.4, а также Б. Д. Абельмасову, оказавшему помощь при написании раздела 2.1 и Приложения 1, и В. А. Корсакову, помогавшему при написании раздела 5.3. Авторы благодарят А. М. Михалюка и В. Н. Жукова, сделавших много для оформления данной книги.

В заключение авторы выражают искреннюю признательность своим американским коллегам К. Янгу, В. Волленхапту, Р. Беккеру, Ч. Дитриху, В. Стоулу, М. Коллинзу, Р. Муру, Р. Эппсу и другим за их разъяснения по всем возникавшим вопросам в процессе подготовки и проведения совместной работы. Это помогла в изложении вопросов, касающихся особенностей работы американской службы навигационного обеспечения.

1

ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ И ОСОБЕННОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОВМЕСТНОГО ПОЛЕТА

*

1.1. Основные задачи совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон»

24 мая 1972 г. в Москве во время визита в СССР президента США fiiijio подписано «Соглашение между Союзом Советских Социалистических Республик и Соединенными Штатами Америки о сотрудничестве в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях». В этом соглашении, в частности, записано: «Стороны договорились о проведении работ по созданию совместимых средств сближения и стыковки советских и американских пилотируемых космических кораблей и станций с целью повышения безопасности полетов человека в космос и обеспечения возможности осуществления в дальнейшем совместных научных экспериментов. Первый экспериментальный полет для испытания таких средств, предусматривающий стыковку советского космимоского корабля типа «Союз» и американского космического корабля типа «Аполлон» с взаимным переходом космонавтов, намечено провести в течение 1975 года...»

В соответствии с этим соглашением главной целью совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон» является проведение экспериментов по проверке технических требований и решений но совместимости систем сближения, стыковке и переходу для будущих пилотируемых кораблей и станций. Поэтому задачи, решаемые при совместном полете кораблей, разделяются на: основinло задачи, т. е. задачи, связанные с выполнением главной цели полота; дополнительные задачи, не влияющие на выполнение шинной цели полета.

К основным задачам относятся: сближение кораблей; стыковка и расстыковка кораблей; мореход экипажей из корабля в корабль; н:тимодействие центров управления; іпаимодействие экипажей кораблей. If дополнительным задачам полета относятся: гпстопая стыковка и расстыковка кораблей; нцоиодоние ряда совместных экспериментов, таких, как «Зонообразующие грибки», «Универсальная печь», «Микробный обмен», «Искусственное солнечное затмение», «Ультрафиолетовое поглощение».

На этапе автономного полета кораблей после окончания совместного полета экипажи проводят ряд самостоятельных экспериментов, которые здесь не рассматриваются.

Рассмотрим кратко основные и дополнительные задачи совместного полета и роль совместной навигации в решении этих задач.

Сближение кораблей. Необходимо провести сближение кораблей в космосе, используя для этого совместимое оборудование и совместно разработанные методики. Задача считается выполненной, если корабли находятся на расстоянии- от 20 до 50 м друг от друга при относительной скорости между кораблями, приблизительно равной нулю (режим зависания).

Задача сближения решается в два этапа. Сначала в намеченный заранее момент времени на выбранную, так называемую монтажную орбиту (орбита, на которой происходит встреча и стыковка кораблей), совершая ряд маневров, выходит корабль «Союз». Движение корабля «Союз» по этой орбите должно строго соответствовать запланированному.

В период маневрирования корабля «Союз», еще до выхода его на монтажную орбиту, стартует ракета-носитель корабля «Аполлон» и выводит этот корабль на начальную орбиту. Затем, используя данные о фактическом движении корабля «Союз», корабль «Аполлон» выполняет ряд маневров. В результате этих маневров он также выходит на монтажную орбиту, в окрестность корабля «Союз», который к этому времени уже завершает свои маневры. После завершения последнего этапа сближения, на котором производится еще несколько маневров, корабль «Аполлон» подходит к кораблю «Союз», и начинается процесс стыковки кораблей.

Стыковка и расстыковка кораблей. Необходимо провести стыковку и расстыковку кораблей с использованием совместимого оборудования. Задача стыковки считается выполненной, если произведено механическое совмещение кораблей с образованием герметичного стыка. Задача расстыковки считается выполненной, если механическое совмещение кораблей нарушено и произошла их расхождение с допустимыми скоростями.

Переход экипажей между кораблями. Экипажам необходимо провести переходы в условиях различных по составу атмосфер, существующих в кораблях. При этом экспериментально проверяется рациональность и совместимость разработанных средств герметизации, систем жизнедеятельности, оборудования, необходимого для переходов, и т. п.

Взаимодействие Центров управления (ЦУП)¹. ЦУП должны разработать необходимые, методики, оборудование и накопить

¹ Список основных сокращений и обозначений приведен в конце книги»

обмен сообщениями о выполнении задач для отдельных этапои совместного полета кораблей;

обмен периодическими сообщениями о состоянии систем кораблей;

обмен информацией о фактическом движении кораблей, оцениваемом по результатам навигационных измерений;

ретрансляцию телефонных переговоров экипажей кораблей и телерепортажей.

Взаимодействие экипажей кораблей. Необходимо отработать пнаимодействие экипажей в процессе полета. Это взаимодействие состоит как в обмене информацией при выполнении совместных операций, так и в совместном выполнении различных работ. Для птих целей экипажи должны владеть языком другой стороны в объомо, необходимом для обмена информацией, чтения бортовой документации, а также должны быть подготовлены к работе с частью аппаратуры ксрабля другой стороны по согласованному перечню. На такую аппаратуру и на совместные работы подготавлимаотся единая техническая документация.

Задача считается выполненной, если достигнуто надежное пнаимодействие между членами экипажей при проведении совмос.тпой деятельности.

Рассмотрим некоторые дополнительные задачи полета.

Тестовая стыковка и расстыковка производится в конце периода совместного полета, после первой расстыковки кораблей. ,!)тот эксперимент проводится с целью дополнительной проверки работы систем, обеспечивающих стыковку кораблей. Оценка выiHiji иония этой задачи производится по результатам проверки герметичности стыка. Переходы экипажей при этом не совершаются.

Эксперимент «Зонообразующие грибки» состоит в определении илпиния совокупности факторов космического полета на изменении ритмов зонообразующего грибка. В ходе полета в заданные инторналы времени проводится наблюдение и фотографирование <|(||ш:щов. Исследование/культуры грибка производится в лабораториях обеих стран после возвращения кораблей на Землю.

Эксперимент «Универсальная печь» состоит в изучении про-1ИЧТІГМ патвердевания, выращивания кристаллов и других процесгмм фшижого изменения материалов после расплавления эксперимонтильных образцов в электрической печи в условиях невесомонтильных проЭксперимент «Микробный обмен» заключается во взятии и анализе микробно-биологических проб с обоих космических кораблей и у всех пяти членов экипажа до, во время и после полета для определения изменений микробной нагрузки на космонавтов, астронавтов и на оба корабля во время полета.)

Эксперимент «Искусственное солнечное затмение» заключается в обеспечении искусственного затмения Солнца с использованием корабля «Аполлон» в качестве затеняющего фактора. При искусственном затмении должны быть получены фотометрические характеристики солнечной короны и газопылевой атмосферы вокруг корабля «Аполлон». Затмение Солнца производится во время расхождения кораблей после расстыковки. Для обеспечения затмения движение кораблей друг относительно друга и Солнца должно быть вполне определенным. При этом эксперименте экипаж «Союза» производит все фотометрические измерения, а экипаж «Аполлона» — киносъемку корабля «Союз» для послеполетного анализа степени затенения «Союза».

Эксперимент «Ультрафиолетовое поглощение» состоит в том, чтобы определить концентрации компонентов атмосферы «О» и «N» с помощью ультрафиолетового поглощения и резонансной рассеивающей спектроскопии. В качестве отражателей сигналов от резонансных источников служат рефлекторы, устанавливаемые на борту корабля «Союз». Этот эксперимент проводится после окончательной расстыковки кораблей. Маневрирование, обеспечивающее заданное взаимное положение кораблей, обеспечивается кораблем «Аполлон», а «Союз» в процессе эксперимента находится в режиме орбитальной ориентации. Замеры с помощью спектрометра, установленного на «Аполлоне», производятся при определенном взаимном расположении кораблей. При этом бортовыми средствами корабля «Аполлон» также измеряются расстояния между кораблями.

Весь комплекс работ, связанный с обеспечением и выполнением совместного полета космических кораблей «Союз» и «Аполлон», получил наименование программы ЭПАС.

1.2. Общее описание схемы полета

В этом разделе даны общие сведения о плане совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон». Детально план приводится и анализируется в главе 4. Результаты фактического выполнения плана навигации кораблей представлены в главе 7.

Ракета-носитель корабля «Союз» должна была стартовать 15 июля 1975 г. в 15 ч 20 мин². Цосле проверки функционирования бортовых систем корабля и определения по навигационным измерениям

Здесь и далее используется московское время, кроме случаев, специально оговоренных, при этом используются временные обозначения: 15 ч 20 мин 30 с или 15.20.30.

фактических значений параметров его орбиты корабль на четвертом витке своего полета вокруг Земли должен выполнить первый маневрформированиямонтажной, орбиты.

Фактические параметры орбиты выведения корабля «Союз», параметры орбиты после первого маневра, а также прогнозируемые параметры монтажной орбиты передаются в американский ЦУМ, где они используются для точного расчета момента и азимута пуска ракеты-носителя корабля «Аполлон», а также для текущих уточненных расчетов первых маневров «Аполлона», обеспочишшщих сближение его с «Союзом».

Старт ракеты-носителя корабля «Аполлон» был запланирован на 15 июля в 22 ч 50 мин, т. е. через 7 ч 30 мин после старта ракеты-носители корабля «Союз».

По результатам телеметрического контроля работы систем корабля «Союз» при проведении им маневра, определения по напигационным измерениям параметров орбиты после маневра, а также по докладам космонавтов. Руководитель полета корабля «Союз» производит оценку точности выполнения маневра и нормальности функционирования системы управления корабля. На основании этого он выдает в американский ЦУП разрешение на старт ракеты-носителя «Аполлона».

После выведения «Аполлона» также производится проверка работы его систем, затем отделение корабля от последней ступени, разворот на 180°, стыковка с этой ступенью и извлечение из нее стыковочного модуля, используемого для стыковки с кораблем «Союз». После этого выполняется маневр ухода корабля «Аполлон» от последней ступени ракеты-носителя. В дальнейшем корабль «Аполлон» должен совершить, согласно программе полета, ряд маневров для перехода на монтажную орбиту и обеспечения встречи на этой орбите с кораблем «Союз».

Корабль «Союз» на 17-м витке полета совершает второй маневр, в результате которого он должен перейти на монтажную орбиту. Двигаясь по этой орбите, «Союз» ожидает выхода на нее , корабля «Аполлон». Данные о параметрах фактической монтажной орбиты, реализованной кораблем «Союз», передаются в американский Центр управления, где они используются при расчете окончательных маневров корабля «Аполлон» для его выхода на ту жо орбиту и сближения с «Союзом».

Совершив запланированные маневры, корабль «Аполлон» 17 июля 1975 г. примерно в 19 ч должен выйти на монтажную ор-Гиггу, близко подойти к кораблю «Союз» и зависнуть около него. После этого начинается завершающий этап стыковки— причалипапие, выполняемый экипажами кораблей. Жесткая стыковпа должна произойти в 19 ч 15 мин.

Ожместный полет в состыкованном состоянии при нормальных у« пиниях выведения кораблей и нормальном протекании полета продолжается около 44 ч. Затем корабли расстыковываются, соют совместные эксперименты «Искусственное солнечное затмение» и «Ультрафиолетовое поглощение». После завершения этих экспериментов совместная часть полета заканчивается и корабль «Аполлон» совершает маневр ухода от корабля «Союз». Дальше корабли совершают автономный полет.

Корабль «Союз» совершает автономный полет после расстыковки в течение ~40 ч. Примерно за одни сутки до посадки «Союз» выполняет предпосадочную коррекцию орбиты. Коррекция орбиты проводится с целью обеспечения посадки корабля в заранее заданный район, который был выбран из условия обеспечения наибольшей безопасности приземления корабля! и в котором были сосредоточены средства телевизионного репортажа о процессе посадки. Предпосадочная коррекция является^акже тестом для проверки нормальности функционирования бортовых систем корабля после орбитального полета.

После выполнения предпосадочной коррекции производится окончательное уточнение параметров орбиты «Союза» и расчет маневра схода с орбиты и траектории снижения корабля. 21 июля в 13 ч 06 мин включается двигательная установка корабля «Союз» и он переходит на траекторию снижения. Посадка корабля должна быть произведена в выбранном районе 21 июля в 13 ч 51 мин.

Корабль «Аполлон» совершает автономный полет в течение ~5 суток. Включение двигателя для схода корабля с орбиты должно быть произведено 24 июля в 23 ч 38 мин по московскому времени, а приводнение корабля вблизи Гавайских островов 25 июля в 00 ч 18 мин.

Для повышения вероятности выполнения совместного полета предусмотрена возможность запуска второго корабля «Союз». Этот запуск состоится в случае, если:

a) возникнет нештатная ситуация, которая потребует срочной посадки «Союза» еще до того, как будет произведена его стыковка с кораблем «Аполлон»;

б) после выведения на орбиту первого корабля «Союз» возникнут какие-либо неполадки в ракете-носителе или в самом корабле «Аполлон», которые приведут к задержке старта последнего более чем на пять суток.

Схема полета в этих случаях может значительно отличаться от штатной и будет рассмотрена в разделе 4.6.

1.3. Краткое описание общего контура управления совместным полетом

В процессе подготовки к совместному полету стороны договорились об основных принципах организации управления полетом и необходимых средствах, привлекаемых для этого. Было принято, что основным принципом при управлении совместным полетом является обеспечение максимальной безопасности полета. Управление совместным полетом кораблей «Союз» и «Аполлон» осуществляется Центром управления СССР и Центром управления <11НА при четкой координации их совместных действий и действий экипажей кораблей. Советский Центр управления располагается и подмосковном городе Калининграде. Центр управления США ннляотся частью Космического центра им. Л. Джонсона, располагающегося вблизи Хьюстона. В дальнейшем эти Центры для краткости (>УДУТ часто обозначаться соответственно ЦУП-М и ЦУП-Х.

Центры управления каждой стороны осуществляют управление совместным полетом кораблей в соответствии с разработанной и согласованной! обеими сторонами полетной документацией. Руководство полетом и координация действий Центров управления производится Руководителями полета, ответственными за правильность принимаемых решений.

При выполнении управления совместным полетом между ЦУП-М и ЦУП-Х производится обмен необходимой полетной информацией. Этот обмен осуществляется по телеграфным, телефонным и телевизионным каналам связи. Всего для этих целей предусматривается 13 одновременных двухсторонних телефонных каналов, 3 телеграфных и 2 телевизионных канала.

При возникновении нештатных ситуаций решения, принимаемые Руководителями полета, согласовываются по телефонным каналам с последующим документальным подтверждением принятого решения по телеграфу.

Для обеспечения Руководителей полета необходимыми консультациями стороны представляют для работы в Центре управления другой стороны группы технических специалистов, именуемые в дальнейшем консультативными группами.

Управление совместным полетом пилотируемых кораблей разных стран — сложный и ответственный процесс, и для его реализации были привлечены высококвалифицированные специалисты обеих стран, а также большое количество технических средств, используемых этими специалистами.

,Процезз управления совместным полетом складывается из: получения в ЦУП информации о состоянии и самочувствии 'мсшшжей и о состоянии бортовых систем кораблей;

получения информации о движении кораблей;

анализа полученной информации и принятия решений о дальiimiimuf выполнении полета по штатной программе или о переходе на работу по нештатной ситуации;

расчета управляющей информации согласно принятому решению;

согласования принимаемых решений между советским и американским Руководителями полета;

выдачи соответствующей информации экипажам кораблей и команд управления в бортовые системы;

реализации экипажем и системами корабля действий, согласно управляющей информации, и т. п. Для получения информации о состоянии и самочувствии экипажей используются их доклады в ЦУП по переговорным линиям связи с кораблями через станции слежения (американская сторона для переговоров с экипажем «Аполлона» пользовалась также ИСЗ связи ATS-6), а также данные телеметрических измерений медико-биологических параметров членов экипажей. Этим же целям служат телевизионные передачи с бортов кораблей.

Для связи персоналов управления с экипажем, выполнения телеметрических измерений контролируемых параметров систем кораблей, проведения навигационных измерений,; а также выдачи в бортовые системы кораблей управляющей информации применяются наземные командно-измерительные комплексы (КИК). В состав этих комплексов входят наземные станции слежения, оборудованные необходимыми радиотехническими средствами для обеспечения телефонной связи с экипажами, телевизионных передач с борта, телеметрических и навигационных измерений. Все эти станции через систему сбора и обмена информации связаны наземными и спутниковыми линиями связи с ЦУП.

Для обеспечения управления полетом корабля «Союз» по программе ЭПАС были выделены семь станций слежения, расположенных вблизи ряда городов СССР. Кроме того, для слежения были использованы корабли «Академик Сергей Королев» и «Космонавт Юрий Гагарин», также оборудованные соответствующей измерительной и связной аппаратурой.

Название	Обозначение	Координаты, град	
		широта	долгота
- Корабиь «Акалемик Сергей Королев»	ACK	16° 4с ш	87°3з п
Корабль «Космонавт Юрий Гагарин»	КЮГ	44.6 с. ш.	59.6 з. д.
Евпатория	EBT	45,2с.ш.	33,4 в. д.
Тбилиси	ТБЛ	41,6с.ш.	45,2 в. д.
Джусалы	ДЖС	45,7с.ш.	63,5 в. д.
Колпашево	КЛП	58,2с. ш.	82,9 в. д.
Улан-Удэ	УЛД	51,8с. ш.	107,6 в. д.
Уссурийск	УСК	43,9с.ш.	131,6 в. д.
Петропавловск-Камчатский	ППК	53,0с. ш.	158,7 в. д.

Таблица 1

Станции слежения получили сокращенные обозначения, приведенные в табл. 1. В этой же таблице приведены координаты станций и точек стояния кораблей во время полета.

На рис. 1 нанесены на контурной карте мира положения, а также зоны радиовидимости этих станций, рассчитанные для





. Через подспутвиковая точка американского спутника связи АТЗ-6; 2. — граници воны связи корабля «Аполлон» с ЦУП-5 CITYTHEK ATS-6 полета кораблей по монтажной орбите. Границы этих зон соответствуют 0° угла места над местным горизонтом. На этой же карте показана трасса полета корабля по монтажной орбите за одни сутки (т. е. след радиус-вектора положения корабля на поверхности вращающейся Земли при его движении за одни сутки).

Как видно из этого рисунка, расположение советских станций слежений выбрано так, что обеспечивается практически непрерывная радиовидимость во время пролета корабля «Союз» над территорией СССР. Из 16 витков, совершаемых за одни сутки, пролет над территорией СССР имеет место на 10 витках. На остальных витках Земля повернута относительно орбиты корабля таким об^ разом, что он невидим с территории СССР при его нахождении в любой точке орбиты. Для слежения за кораблем «Союз» на невидимых с территории СССР витках, а также для увеличения продолжительности связи с космонавтами на ряде витков, проходящих над СССР, используются указанные выше корабли.

В состав американского командно-измерительного комплекса по программе ЭПАС были включены 15 станций слежения и один корабль «Авангард». В табл. 2 приведены полные и сокращенные названия американских станций слежения, а также их координаты.

Название	Обозначение	Координаты	
		широта	долгота
О-в Вознесения Бермудские острова О-в Гуам Гавайские острова Оррорал (Австралия) Мадрид О-в Меррит (Флорида) О-в Мьюфаундленд Розман (Сев. Каролина) Сант-Яго (Чили)	ASG BDA GWM HAW ORR MAD MIL NFL ROS AGO TAN	07°57'ю.ш. 32 21 с.ш. 13 19 с.ш. 22 08 с.ш. 35 38 ю.ш. 40 27 с.ш. 28 30 с.ш. 47 44 с.ш. 35 12 с.ш. 3309ю.ш.	14°20' з. д. 64 39 з. д. 14444 в. д. 159 40 в. д. 148 57 в. д. 04 10 з. д. 80 42 з. д. 52 43 з. д. 82 53 з. д. 70 40 з. д. 47 18 р. д.
Гананариве (Мадагаскар) Кито (Эквадор) Голдстоун Кваджалейн О-в Кантон Корабль «Авангард»	QUI GDS KMR CTN VAN	1901ю. ш. 00 37 ю. ш. 35 20 с. ш. 9 24 с. ш. 2 47 ю. ш. 2500ю. ш.	47 18 в, д. 78 35 з. д. 116 52 з. д. 167 29 в. д. 171 43 з. д. 155 00 з. д.

Таблица 2

Кроме того, как было отмечено выше, для переговоров с экипажем корабля «Аполлон» американская сторона использовала спутник связи ATS-6.



Рис. 2. Схема организации управления] совместным полетом кораблей «Союз» и «Аполлон»

1 — командно-измерительный комплекс (КИК) США; 2 — технический Директор проекта США; 3 — консультативная группа (КГ) СССР; 4 ≪• Руководитель полета США; 5 персонал управления США; в — стартовый комплекс США; 7 — командно-измерительный комплекс (КИК) СССР; * — технический Директор проекта СССР; 9 — консульта-, тивная группа (КГ) США; 10 — Руководитель полета СССР; 11 — персонал управления СССР; 12 — стартовый комплекс СССР; 13 — радиотелефонные каналы; 14 — совмещенный радиотелефонный и измерительный канал; 15 — телевизионный канал; 16 — командно-измерительный канал; 17 — одиннадцать телефонных каналов; is — два телевизионных канала;19 — три телеграфных канала; 20 — два телефонных канала для трансляции переговоров с экипажем

Для такой связи экипажа с ЦУП-Х остронаправленная антенна «Аполлона» наводилась на спутник ATS-6 и отслеживала это , направление в течение всей связи. Связь производилась по цепочке: «Аполлон», ATS-6, наземная станция связи с ATS-6, ЦУП-Х и обратно. Положение американских станций слежения, а также их зоны радиовидимости, рассчитанные для тех же условий, что и зоны советских станций, приведены на рис. 1. На этом рисунке представлены также положение ИСЗ ATS-6 на стационарной орбите и зона, при нахождении в которой экипаж корабля «Аполлон» мог использовать этот ИСЗ для связи с ЦУП-Х. Все ммориканские станции слежения соответствующими каналами свя-U и соединены с ЦУП-Х.

Схема организации управления совместным полетом представ-./МЧН на рис. 2.

Ил сказанного следует, что в наземном КИК можно выделить читыро типа средств, которые можно считать объединенными общим характером задач, возлагаемых на них: комплекс средств для обеспечения переговоров с экипажем и ведения телевизионных репортажей с кораблей;

комплекс средств телеметрических измерений, их сбора и передачи в ЦУП, обработки, анализа и отображения их для нужд персонала управления;

комплекс средств навигационных измерений, их сбора и передачи в ЦУП, обработки и решения навигационных задач, отображения результатов их решения для нужд персонала управления, а также средств передачи информации о движении кораблей для наведения на них антенн станций слежения (этот комплекс в дальнейшем называется навигационным комплексом);

комплекс средств для выдачи командной информации и команд управления из ЦУП через станции слежения в бортовые устройства корабля.

1.4. Задачи и особенности совместной навигации кораблей

Одним из главных условий решения основной задачи полета — сближения и стыковки кораблей «Союз» и «Аполлон» на орбите — является качественное выполнение совместной навигации кораблей. Качество навигаций определяется двумя составляющими:

точностью работы средств навигационных измерений и бортовых систем управления движением;

оптимальностью планирования и совершенством методов решения навигационных задач.

Анализ измерительных систем и бортовых систем управления кораблей не является предметом рассмотрения данной книги, поэтому ниже будет анализироваться только вторая составляющая.

Для обеспечения качественного выполнения совместной навигации советские и американские специалисты-баллистики на этапах проектирования, подготовки и выполнения полета должны были решить целый комплекс задач, который можно разделить на три большие группы.

К первой группе относятся задачи оптимального планирования полета, главными из которых являются:

выбор номинальных орбит выведения кораблей и номинальной монтажной орбиты;

выбор времен старта ракет-носителей кораблей в зависимости от календарной даты, обеспечивающих наилучшие условия полета, стыковки и возвращения на Землю;

оптимальное планирование проведения навигационных измерений для контроля движения кораблей и оценка возможных ошибок определения по ним фактических орбит;

выбор схемы маневрирования кораблей, обеспечивающей наилучшие условия их сближения; выбор номинальных маневров и траекторий возвращения кораблей на Землю.

Во вторую группу входят задачи подготовки служб к выполнению навигационного обеспечения во время полета. К ним относятся:

рыбор согласованной моделц внешних сил, действующих на корабли в полете по орбите;

выбор метода и алгоритма определения орбит по навигационным измерениям;

выбор метода и алгоритма численного расчета параметров орбит, т. е. составление модели движения кораблей;

разработка навигационной модели полета, с помощью которой производится анализ влияния маневров корабля на условия сближения и изменения условий штатной посадки корабля «Союз»;

выбор метода и алгоритма уточнения схемы и параметров маневрирования в зависимости от фактической орбиты выведения и исполнения предыдущих маневров;

выбор метода и алгоритма расчета предспусковой коррекции орбиты, маневра схода с орбиты и расчета траектории снижения;

составление алгоритмов расчетов всех навигационных параметров, необходимых для работы персонала управления, станций слежения и экипажа;

составление алгоритмов расчета баллистических данных, неоубходимых для проведения ряда экспериментов экипажами;

разработка соответствующего математического обеспечения для ЭВМ ЦУП;

теоретическая и экспериментальная проверка средств и методов навигационного обеспечения сторон на совместимость;

разработка порядка, сроков и форм обмена необходимой баллистической информацией между ЦУП;

участие в разработке и баллистический анализ возможных нештатных ситуаций в полете и правил выхода из них;

- участие в совместных тренировках ЦУП и отработка взаимодействия между советской и американской службами навигации.

И наконец, к *третьей* группе относятся задачи непосредственного навигационного обеспечения совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон»:

обработка навигационных измерений и определение орбит кораблей;

прогнозирование и анализ движения своего корабля по результатам этого определения и корабля другой стороны по исходным данным, получаемым из ее ЦУП;

уточнение маневров кораблей для обеспечения их сближения и ипииБимости от их фактического движения и расчет соответ-

• шуннцих параметров настройки бортовых систем управления;

(нм'.чот различной навигационной информации для обеспечении шшх групп управлений ЦУП;

расчет навигационных данных для экипажей кораблей;

расчет баллистических данных для обеспечения запланированных экспериментов;

расчет баллистических данных, необходимых для работы станций слежения и других средств наземного командно-измерительного комплекса;

уточнение параметров маневров спусков кораблей на Землю, расчет траекторий снижения и т. п.

Уже при выполнении первых совместных работ специалистыбаллистики СССР и США столкнулись с рядом особенностей и трудностей, с которыми ранее ни одной из сторон не приходилось встречаться. Одной из таких особенностей явилось то, что развитие методов космической навигации в СССР и США шло своими путями и специалисты этих стран разработали свои понятия и методы решения навигационных задач. В ряде случаев подход к решению одних и тех же задач в этих странах разный, и для этого рассматриваются различные результаты из смежных областей науки.

Так, в СССР и США при расчетах движения используются различные системы координат; модели Земли имеют хотя и близкие, но не одинаковые размеры. Разными являются также модели гравитационного поля Земли и модели ее верхней атмосферы. Для определения параметров орбит по результатам навигационных измерений использовались разные методы. На методах решения навигационных задач существенно отразились также различные условия слежения за полетом кораблей: советские станции слежения были расположены на территории СССР, а станции слежения США были расположены достаточно равномерно практически по всему земному шару.

Имелись и менее существенные различия. Так, в СССР за начало витка принимается точка, соответствующая моменту прохождения кораблем восходящего узла орбиты, в США начало витка есть точка, соответствующая точке пересечения орбиты с плоскостью определенного меридиана. Казалось бы, незначительное различие, но из-за него количество витков, совершаемых кораблем за сутки, равно примерно 16, если пользоваться советским методом счета, и примерно 15, если пользоваться американским.

Наконец, в СССР и США, как известно, применяются разные системы единиц: в СССР – метрическая, а в США – футы, фунты, мили и т. п. Все эти различия приводили к различного рода недоразумениям и непониманию одной стороной результатов расчетов, проводимых другой.

Все это уже на первом этапе работ вынудило стороны уделить серьезное внимание установлению единых согласованных исходных понятий, систем координат, размерностей различных величин, а также однозначного соответствия друг другу аналогичных баллистических данных, рассчитываемых разными сторонами, и единой согласованной модели движения кораблей. О решениях всех этих вопросов будет рассказано в главе 3. Здесь же мы толь-

ко отметим, что большое значение приобрели вопросы разработки способов всесторонней проверки совместимости средств и методов выполнения баллистических расчетов и решения навигационных задач, а также практической организации такой проверки.

Другой особенностью совместной навигации явилось то, что старт ракет-носителей кораблей производился из различных географических районов земного шарами управление их полетами выполнялось разными Центрами, далеко друг от друга разнесенными и использующими разные навигационные средства. Эта особенность, с одной стороны, создавала дополнительные трудности при решении баллистических задач (особенно при выборе времен стартов кораблем), а также в организации взаимодействия ЦУП, и в частности служб навигации. С другой стороны, эта особенность расширяла возможности управления каждым из космических кораблей, так как, согласно договоренности, при необходимости каждая сторона могла использовать станции слежения другой стороны для срочной связи и взаимодействия с экипажем своего корабля.

Более подробно анализ влияния всех этих особенностей и трудностей на баллистическое обеспечение совместного полета дается при изложении материалов соответствующих разделов. Однако из приведенных примеров видно, что совместный полет космических кораблей разных стран при самостоятельном управлении ими из своих ЦУП предъявляет весьма своеобразные требования к его навигационному обеспечению. глава

2

ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА И ОРГАНИЗАЦИЯ СЛУЖБ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

2.1. Наземные технические средства и организация советской службы навигационного обеспечения

Для определения параметров фактической орбиты корабля «Союз», необходимых для контроля движения и решения всех навигационных задач, служат измерения параметров движения корабля (навигационные измерения). Для этих целей используются навигационные измерительные средства советских станций слежения. Структурная схема навигационного комплекса СССР по программе ЭПАС приведена на рис. 3.

Во время полета корабля в зоне видимости станции слежения измерительные средства в соответствии с программой полета или по специальным указаниям руководства полетом производят навигационные измерения. Измерительные навигационные средства работают по принципу активной радиолокации [3] и измеряют в ряд моментов времени расстояния до корабля и углы, характеризующие направления со станции на корабль.

Результаты проведенных измерений по автоматизированным каналам связи, использующим наземные линии и линии связи через искусственный спутник Земли «Молния», передаются в советский Центр управления полетом. Здесь эти измерения через устройства сопряжения с каналами связи поступают в электронные вычислительные машины, в которых производится их обработка и определение по ним элементов орбит и параметров движения корабля в заданные моменты времени. Полученные данные об орбите корабля используются для решения всех остальных навигационных задач.

Информационно-вычислительный комплекс ЦУП состоит из четырех больших ЭВМ, созданных на основе ЭВМ БЭСМ-6, но снабженных значительно большим объемом оперативной памяти, накопителями на магнитных дисках, терминалами на основе стандартных дисплеев, а также периферийным процессором для работы с линиями связи. Эти ЭВМ соединены и имеют специальную операционную систему. Каждая такая ЭВМ обладает быстродействием порядка одного миллиона операций в секунду. Для вы-

26

поднения ряда вспомогательных баллистических расчетов используются также ЭВМ типа М-220. При обработке навигационных измерений и решении навигационных задач обычно используется одна из основных ЭВМ, другая в это время находится в горячем резерве. Структурная схема ИВК СЦУП приведена на рис. 4.

Поскольку принятие решений по баллистике и навигации имеет особое значение, так как и# реализация чаще всего приводит к необратимым процессам и расходованию ресурсов кораблей, то решение основных навигационных задач должно производиться с повышенной надежностью, несмотря на возможные ошибки измерений (отказы в работе отдельных радиолокационных станций) и сбои в ЭВМ СЦУП. Для обеспечения такой повышенной надежности используется избыточное количество навигационных измерений, а состав радиолокационных станций назначается с учетом необходимого резервирования. Для решения навигационных задач на участках полета, наиболее ответственных с точки зрения навигации (таких, как выведение, маневрирование, расчеты спуска корабля), могут привлекаться один или два дублирующих вычислительных центра. В этом случае результаты навигационных измерений со станций слежения передаются также и в эти ВЦ. Решение основных навигационных задач производится по алгоритмам, отличающимся от используемых в ЦУП. Результаты обработки измерений и решения навигационных задач по автоматизированным линиям связи передаются в ИВК ШУП.



1*im. Я. Структурная схема навигационного комплекса СССР по программе ЭПАС

I корабль «Союз»; 2 — станции слежения; з — ЦУП-М; 4 — дублирующие ВЦ; •'» шш'имп связи через ИС 3 «Молния»; δ — наземные каналы связи; 7 — аппаратура ирными и передачи данных; 8 — информационно-вычислительный комплекс (ИВК) ЦУМ М; II . устройства управления; io — средства отображения; n — международный ч^rичучыф



Рис. 4. Структурная схема ИВК СЦУП

1 - входы и выходы средств связи для приема и передачи полных и сокращенных потоков телеметрической информации, навигационных измерений, навигационной и командной информации и т. д.; <math>2 -основные ЭВМ; 3 -вспомогательные ЭВМ; 4 -специализиропанные ЭВМ; 5 -коммутатор выходов вычислительного комплекса на средства отображения и управления; 6 -выходы на средства отображения

Все результаты навигационных расчетов, необходимые для работы персонала управления полетом корабля «Союз», из ИВК выдаются на индивидуальные и коллективные средства отображения. Индивидуальные средства выполнены в виде телевизионных устройств с пультами управления выбором информации. В качестве коллективных средств отображения навигационной информации при обеспечении совместного полета использовалось алфавитно-цифровое табло, связанное с ИВК и установленное в Главном зале управления ЦУП, а также большой экран с отображением трасс и движения по ним кораблей на разных участ-ках полета.

Информация о параметрах маневров корабля «Союз», рассчитанная специалистами службы навигации, может быть передана из ИВК ЦУП через специальную систему выдачи команднопрограммной информации (командную систему) в бортовую систему управления движением корабля «Союз», а также на станции слежения. Далее, по командам с Земли или космонавтов эта информация реализуется при выполнении кораблем маневров.

Навигационная информация о движении корабля и о его маневрах передается также непосредственно космонавтам, которые используют ее для контроля работы бортовых систем при проведении маневров в автоматическом режиме или для выполнения необходимых действий при использовании ручных режимов. Баллистическая информация о движении корабля необходима космонавтам также для планирования своей работы и выполнения проводимых ими экспериментов.

Из ЦУП баллистическая информация о движении кораблей передается также на станции слежения. Эта информация необ-

ходима для наведения направленных антенн станций на корабли для вхождения с ними в связь и для производства измерений.

В ходе совместного полета предусмотрен обмен информацией между ЦУП о движении кораблей «Союз» и «Аполлон».

Согласно договоренности, этот обмен совершался по международным телеграфным линиям, арендованным на периоды тренировок и совместного полета. Формирование стандартных форм баллистических сообщений осуществлялось на ЭВМ, передача производилась телеграфистами обычным порядком. Для передачи нестандартных навигационных сообщений использовался фототелеграф. Фототелеграф также служил для обмена баллистической информацией со специалистом-баллистиком своей консультативной группы, работающей в ЦУП другой стороны.

Остановимся на организации работы советской службы навигации (или баллистического обеспечения) по программе ЭПАС. Руководитель службы баллистического обеспечения (ВО) являлся заместителем Руководителя полета по ВО. Руководителю службы оперативно подчинялись также персоналы привлекаемых дублирующих вычислительных центров. Специалисты службы работали в три смены. Каждая смена возглавлялась сменным руководителем службы баллистического обеспечения, являвшимся также заместителем сменного Руководителя полета по баллистическому обеспечению.

В каждую смену может входить до 20 человек в зависимости от состава навигационных задач, решаемых сменой. Некоторые из этих специалистов могут привлекаться на правах консультантов.

Руководитель службы ответствен за организацию и подготовку службы к обеспечению полета. Он имеет право в любой момент принять на себя руководство работой любой смены. Сменные руководители ответственны за работу своих смен, ре-

Сменные руководители ответственны за работу своих смен, решения и рекомендации по навигации, принимаемые за время работы смены. Утверждение основных решений и рекомендаций по навигации корабля «Союз» производится Руководителем или сменньщ Руководителем полета.

В состав консультативной группы (КГ), работавшей во время проведения тренировок и полета кораблей в американском ЦУП, входил ведущий специалист по баллистике. Его задачи: информирование руководителя КГ о ходе навигации корабля «Союз», консультирование американского руководства полетом по всем вопросам баллистики и навигации корабля «Союз», а также выяснение в ЦУП-Х всех неясных вопросов по баллистике и навигации корабля «Аполлон» в ходе его полета по запросам руководства советской службы навигации. Подробнее работа этого специалиста будет рассмотрена в разделе 6.7.

2.2. Наземные технические средства и организация американской службы навигационного обеспечения

Наземный комплекс США, схема которого приведена на рис. 5, включает в себя:

- а) станции слежения НАСА,
- б) центр Годдарда,
- в) комплекс средств ЦУП-Х,

г) имитатор командного модуля.

Станции слежения НАСА, работающие в режиме активного запроса, измеряют следующие параметры движения корабля «Аполлон»: наклонную дальность Z), радиальную скорость Î), азимут *A* и угол места -y-'

Центр Годдарда, который связан со станциями слежения наз.емными и подводными каналами связи или через спутник связи ATS-6, передает данные от станций слежения в ЦУП-Х двумя способами: при выведении корабля па орбиту от станций MIL и BDA в ускоренном режиме, па всех остальных участках полета—по телеграфу в стандартной форме (/),/), Л, у, привязка к среднему гринвичскому времени, метка станции).

В центр Годдарда данные слежения поступают в исходном виде, как правило, в темпе измерений. Предусмотрен также режим накопления информации на станциях слежения с последующей выдачей в «пакетном» виде в центр Годдарда в тех случаях, когда последний не может принять и обработать всю поступающую информацию.

Комплекс средств ЦУП-Х включает в себя:

а. Три ЭВМ комплекса систем связи, выдачи команд и обработки телеметрии с периферийными и управляющими устройствами. Через эти ЭВМ проходят все данные, за исключением сигналов видео- и телефонной связи. В ЭВМ баллистические данные преобразуются к виду, необходимому как для ввода в ЭВМ, работающие в режиме реального масштаба времени, так и для выдачи в линии связи для передачи внешним абонентам. Все три ЭВМ имеют идентичное математическое обеспечение, одна из них предназначена для выполнения всех указанных выше работ, две другие дублируют ее в качестве резерва.

6. Пять ЭВМ, работающих в режиме реального масштаба времени. Каждая из них может взаимодействовать с любой из ЭВМ систем связи, выдачи команд и обработки телеметрии. Системы ЭВМ принимают поступающие данные, по мере необходимости записывают и хранят их, проводят на основе этих данных анализы и расчеты, транслируют результаты на оборудование абонента. Каждая ЭВМ состоит из центрального устройства для обработки данных, блоков хранения в виде магнитных лент и дисков и разнообразного периферийного и взаимодействующего оборудования, необходимого для предоставления линий связи абонентам во всем



Рис. 5. Схема, наземного комплекса США

.

I -ЦУП-Х; II — имитатор командного модуля; III — космический центр им. Годдарда; IV -станция слежения; I -корабль «Аполлон»; 2 -спутник связи ATS-6; 3 -приемные устройства; 4 -телеметрическая ЭВМ; 5 -передающие устройства; 6 -командная ЭВМ; 7 -избирательное устройство станций; 8 -ЭВМ станций слежения; 0 -корабль «Авангард»; $\omega -$ наземная станция связи со спутником ATS-6; 11 - Космический центр им. Кеннеди; 12 -аппаратура наглядного отображения; 13 -графопостроители; n -типовые консоли; 15 -коммутатор изображений; 16 -демодуятор телеметрических данных; 17 -цифровое TB-оборудование; 18 -устройства ввода и выдачи данных; 19 -комплекс ЭВМ связи и преобразования данных; 20 -комплекс ЭВМ, работающих в реальном масштабе времени; 21 -ЭВМ моделирования; 22 -тренажные ЭВМ; 23 -тренажер командного модуля «Аполлона»

ЦУП. Из пяти ЭВМ для проведения всех расчетов по обработке телеметрической информации, решения навигационных задач, отображения и управления полетом при выполнении программы ЭПАС использовались две ЭВМ, работающие параллельно. При этом данные выдает одна машина, а вторая является дублирующей.

в. Комплекс оборудования для преобразования цифровых данных ЭВМ реального масштаба времени в ТВ-форматы цифрового и графического вида. В состав комплекса входит 10 устройств, каждое из которых способно одновременно преобразовать данные ЭВМ для восьми ТВ-форматов. В программе ЭПАС было использовано пять устройств, т. е. одновременно можно было передавать на видеоконтрольные устройства по всему ЦУП-Х 40 ТВ-форматов.

г. Коллективные средства отображения Зала управления, включающие один большой и четыре малых экрана. На большой экран выводится статическая информация со слайдов и динамическая с графопостроителя, связанного с ЭВМ, работающей в режиме реального масштаба времени. На малые экраны выводится информация с ТВ-экранов. д. Индивидуальные средства отображения, состоящие из трех . ТВ-экранов на каждой типовой рабочей консоли.

е. Технические средства службы баллистического обеспечения (БО), состоящие из:

консолей баллистиков в Зале управления;

консолей баллистиков в помещениях группы поддержки, каждая из которых является типовой и предназначена для отображения всех баллистических данных, но не оборудована устройствами, допускающими вмешательство в работу ЭВМ;

консолей операторов-баллистиков в помещении ЭВМ, работающих в режиме реального масштаба времени, которые имеют оборудование, позволяющее управлять процессом решения навигационных задач на ЭВМ.

Имитатор командного модуля корабля «Аполлон» с тренажными и моделирующими ЭВМ служит для тренировок астронавтов и групп управления полетом в условиях, близких к реальным. Тренажная ЭВМ имеет математическую модель, имитирующую работу систем корабля. Она же имитирует работу ЭВМ командного модуля. Кроме того, тренажная ЭВМ управляет видеопроецированием вида Земли, звезд и корабля «Союз» из окон корабля «Аполлон». Так как при имитации систем корабля используются математические модели, имеется возможность имитации нештатных ситуаций, что позволяет астронавтам и персоналу управления проводить анализ неисправностей и принимать меры по их устранению. Моделирующие ЭВМ обеспечивают поступление на входные устройства ЦУП-Х такого же потока информации, что и в реальном полете: траекторная информация и другие данные станций слежения имитируются в самой моделирующей ЭВМ, а данные по измерениям секстанта и дальномера командного модуля и другие данные, связанные с работой двигателя, уходом гироплатформы и т. п., поступают с имитатора командного модуля.

Коротко остановимся на организации работы американской службы БО. Структурно служба БО ЦУП-Х состоит из:

а) баллистиков Зала управления,

б) баллистиков группы поддержки,

в) баллистиков-операторов ЭВМ, работающих в режиме реального времени.

Сменные баллистики Зала управления возглавляют службу БО в своей смене и подчиняются непосредственно сменному Руководителю полета.

Баллистики группы поддержки в постоянном дежурстве не участвуют. Они привлекаются к решению вопросов БО на наиболее ответственных этапах полета. В состав этой группы входят специалисты по участку выведения, по сближению, экспериментам, спуску и т. п. В задачи баллистиков группы поддержки входит прежде всего анализ возникающих баллистических ситуаций и выработка рекомендаций персоналу управления по наиболее сложным вопросам БО полета кораблей.

Баллистики-операторы службы БО осуществляют контроль и управление решением навигационных задач на ЭВМ, работающих в режиме реального масштаба времени. Они находятся в комнате, непосредственно примыкающей к залу, в котором размещены ЭВМ. В этой комнате расположен ряд типовых консолей, имеющих специальный пульт для управления решением навигационных задач на ЭВМ, назначение и возможности которых будут описаны в разделе, посвященном работе КГ СССР (см. разд. 6.7).

С помощью пневмопочты баллистики могут получать или отправлять необходимые документы одному из абонентов или получать копии ТВ-форматов (см. разд. 6.7), высвечиваемых на правом ТВ-экране консоли.

Всего в ЦУП-Х 42 абонента пневмопочты, из них 15 — в Зале управления, а остальные — в рабочих помещениях Центра управления. На доставку документа от одного абонента к другому с помощью пневмопочты требуется несколько десятков секунд.

2.3. Бортовые системы ориентации и управления движением корабля «Союз»

Бортовые системы ориентации и управления движением (СОУД) «Союза» предназначены для ориентирования корабля в различных режимах, а также для изменения движения центра масс с целью коррекций орбиты, совершения маневров по сближению с другими космическими объектами или для схода корабля с орбиты при возвращении на Землю. Все эти операции могут производиться автоматически по разрешающим командам Центра управления или космонавтов, в ручном режиме — космонавтами корабля или в некоторых комбинированных режимах. Разнообразие возможных режимов работы СОУД и значительное резервирование ее аппаратуры при этом обеспечивают высокую степень надежности функционирования СОУД.

Корабль «Союз» проектировался для полетов около Земли, и это его назначение отразилось на выборе и построении СОУД, в которой в связи с этим был использован ряд устройств, специфичных для околоземных полетов. СОУД корабля «Союз» состоит из ряда подсистем, к которым относятся:

система оптических и ионных датчиков, фиксирующих различные направления в пространстве во время полета и вырабатывающих управляющие сигналы при отклонениях этих направлений от соответствующих осей приборов,

приборы визуального контроля ориентации корабля,

инерциальный измерительный блок,

пульт*и ручки управления кораблем космонавтами,

комплекс коммутационно-логических и преобразующих электронных приборов,

программно-временное устройство,

2 И. К. Бажинов, в. Д. Ястребов 33



Рис. 6. Укрупненная блок-схема СОУД корабля «Союз»

J− датчик направления местной ИКВ; 2 – ионные датчики; 3 – датчик направления на Солнце; 4 – гирокомплекс; 5 – блок датчиков угловых скоростей (БДУС); в – акселерометр; ? – приборы ј визуального контроля ориентации; 8 – пульты космонавтов; 9 – ручки управления ориентацией и перемещением КК; 10 – комплекс коммутационно-логических и преобразующих электронных приборов; 11 – программно-временнбе устройство; 12 –. приемник командной радиолинии; 13 – блок двигателей причаливания и ориентации; 14 – сближающе-корректирующая двигательная установка; 15 – сигналы датчиков ориентации; 1е – сигналы датчиков инерциальной ориентации; 17 – сигналы БДУС; 18 – сигналы акселерометра; 19 – данные об углах разворота корабля; 20 – данные о вращениях корабля; 21 – • команды из ЦУП; 22 – команды на запуски программы; 23 – другие команды из ЦУП; 24 – индикация команд на ПК; 25 – команды на включение различных устройство т ПВУ; 28 – команды на запуски программ; 29 – команды на включение СКДУ; 31 – команды на привод СКДУ для стабилизации корабля[∧]

система управляющих реактивных двигателей,

сближающе-корректирующая двигательная установка (СКДУ). К навигационным устройствам относятся также бортовые навигационные огни корабля.

Укрупненная блок-схема СОУД представлена на рис. 6.

Система оптических и ионных датчиков включает в себя следующие устройства:

датчик направления местной инфракрасной вертикали (ИКВ), ионные датчики (ИД),

датчик направления на Солнце.

Датчик направления местной инфракрасной вертикали — оптическая система, работающая в инфракрасном спектре и определяющая по тепловому излучению Земли положение ее диска, видимого с корабля, и направление на его центр. Последнее с достаточной точностью совпадает с направлением местной вертикали Земли. Чувствительная ось этого датчика направлена по оси $+j/_4$ корабля, поэтому датчик реагирует на вращение корабля вокруг осей я, и z_4 (см. рис. 12).

Ионные датчики реагируют на встречный поток ионизированного газа верхних слоев атмосферы. Их чувствительные оси установлены вдоль оси $я_4$ (один по $+s_4$ » второй по $-\#_4$) и вырабатывают сигналы управления при отклонениях оси $\#_4$ от линии действия вектора скорости набегающего потока ионов.

Таким образом, ИД реагируют на вращения корабля вокруг осей у₄ и z₄.

Датчик направления на Солнце реагирует на излучение последнего и вырабатывает управляющие сигналы в зависимости от отклонений оси поля зрения датчика от направления на центр диска Солнца. Этот датчик используется в основном для автоматического ориентирования корабля плоскостями солнечных батарей на Солнце с целью обеспечения их освещения.

Приборы визуального контроля ориентации корабля служат для контроля космонавтами работы СОУД в автоматическом режиме и для обеспечения возможности ручной ориентации корабля. К ним относятся:

визир космонавта,

теневые индикаторы.

Визир космонавта — оптический прибор, позволяющий космонавту путем наблюдения через него освещенной Земли определять направление на ее центр. Ось визира направлена по осв — уд.

Таким образом, с помощью этого прибора космонавт может обнаруживать повороты корабля вокруг осей $\#_4$ и z_4 . Кроме того, наблюдая поверхность Земли при ориентированном положении оси прибора (по местной вертикали), космонавт по видимому бегу ориентиров поверхности Земли относительно прибора может определить направление полета и отклонения от него оси $\#_4$, т. е. вращение корабля вокруг у₄.

Теневые индикаторы устанавливаются с внешней стороны иллюминаторов спускаемого аппарата (СА). По расположению теней на экранах индикаторов космонавт может определить направление на Солнце и произвести с помощью ручек управления ориентирование корабля на него. Такой способ ориентирования используется для обеспечения освещенности солнечных батарей и поддержания медленного движения корабля вокруг центра масс, нужного для обеспечения его нормального теплового режима.

Инерциальный измерительный блок состоит из гирокомплекса, установленного на корпусе корабля, с датчиками положения осей гироскопов относительно его осей, блока датчиков угловых скоростей вращения корабля «Союз» вокруг своего центра масс, а также акселерометра, установленного жестко на корпусе корабля, причем чувствительная ось акселерометра направлена параллельно продольной оси корабля.
Инерциальный блок корабля «Союз» позволяет произвести: измерения отклонений осей корабля «Союз» от заданного положения,

измерения угловых скоростей вращения корабля вокруг центра масс,

выполнение разворотов корабля в пространстве,

измерения ускорений, создаваемых двигателем корабля.

Измерения угловых отклонений и угловых скоростей используются для поддержания нужной ориентации, развороты — для необходимого ориентирования корабля в пространстве при выполнении маневров и проведении наблюдений космонавтами внешнего пространства в периоды выполнения экспериментов и др., а измерения ускорений, создаваемых СКДУ, используются для выработки сигнала на ее выключение.

Комплекс коммутационно-логических и преобразующих электронных приборов служит для преобразования сигналов от инерциального блока, от устройств оптической и ионной ориентации и от ручек управления в сигналы управления* двигателями ориентации. Эти приборы также вырабатывают сигнал на выключение СКДУ путем сравнения приращения скорости, вычисляемого по показаниям акселерометра, и расчетного, заложенного в него по радиолинии с Земли или космонавтами. Наконец, с помощью этого блока производится формирование и выдача управляющих сигналов для выполнения разворотов осей корабля относительно гироскопов инерциального блока. Сигналы на развороты формируются на основании навигационной информации о маневре, закладываемой в блок космонавтами или по командной радиолинии .с Земли, и сигналов бортового программно-временного устройства, работающего также в соответствии с этой информацией.

Для того чтобы упростить управление различного рода бортовой аппаратурой, типовые наборы команд соответствующих основным операциям, производимым автоматикой, на корабле «Союз» компонуются в так называемые временные программы и закладываются на Земле при подготовке к полету в электронный прибор, называемый программно-временным устройством (ПВУ). Эти программы представляют собой строгую последовательность во времени сигналов на выполнение необходимых коммутаций, включение питания нужных приборов, на начало работы разных устройств и т. п. Имеются, например, программы, управляющие включением необходимых бортовых приборов при проведении разворотов корабля, при включении СКДУ и т. д. Предусматривается возможность включения концом одной программы начала другой. Начальный запуск одной или комплекса программ производится всегда командой из ЦУП по радиолинии или космонавтом с пульта управления, тем самым осуществляется привязка программ к текущему времени. Ряд программ предусматривает возможность проведения временних подстроек, т. е. изменения в некоторых пределах промежутков времени между некоторыми командами

данной программы. Величины подстроек в таких случаях] также вводятся из ЦУП или космонавтом. ПВУ связано, с одной стороны, с командной радиолинией, через которую в СОУД из ЦУП выдается командная и числовая информация, и с пультом управления космонавтов, а с другой стороны, с комплексом коммутационно-логических приборов, реализующих сигналы управления от ПВУ. Информация о параметрах маневров, выполняемых при использовании автоматического режима работы СОУД, также вводится в ПВУ.

Блок двигателей системы ориентации космического корабля представляет собой набор реактивных сопел, разнесенных по корпусу корабля и направленных в разные стороны. Сопла работают на продуктах разложения перекиси водорода и создают моменты вращения корабля относительно его осей. Двигатели ориентации включаются и выключаются по сигналам от приборов преобразующего логико-коммутационного комплекса. Они способны создавать положительные и отрицательные вращения корабля относительно всех его осей.

Система управляющих двигателей может также создавать небольшие изменения скорости полета корабля во всех направлениях на этапе причаливания кораблей, для совершения близких облетов других космических объектов и т. п. Для обеспечения управления на участке снижения СА в плотных слоях атмосферы (см. разд. 5.3.) на СА установлена специальная система сопел, создающих моменты вращения по крену СА.

⁴ Сближающе-корректирующая двигательная установка (СКДУ) жидкостный реактивный двигатель, служащий для существенных изменений величины и направления скорости полета с целью коррекции орбиты, обеспечения управления процессом сближения кораблей в пространстве, а также для схода КК с орбиты при его спуске на Землю. Топливо для СКДУ, а также для работы управляющих двигателей хранится на корабле в специальных баках.

Для контроля космонавтами работы систем корабля, а также применения при необходимости ручного управления в спускаемом аппарате корабля «Союз» установлены пульты управления и две ручки управления системой малых двигателей. На пультах управления смонтировано значительное количество индикаторов, на которых отображаются различные данные о работе СОУД, и переключателей, которыми космонавты могут устанавливать различные режимы работы СОУД. Имеется также числовой индикатор и клавиатура, с помощью которой космонавты могут контролировать и вводить в СОУД числовую информацию о параметрах маневров и т. п.

Здесь же, в СА, установлены две ручки управления. Одна ручка служит для управления двигателями в режиме создания тяги в любом направлении, приводящей к небольшим изменениям скорости полета в этом направлении. Другая ручка служит для управления разворотом корабля вокруг центра масс. Бортовые навигационные огни служат для облегчения визуального наблюдения «Союза» экипажем корабля «Аполлон» при полете в тени Земли. На корпусе «Союза» установлены два проблесковых маяка, вспышки которых облегчают опознавание корабля на фоне звезд. Четыре бортовых огня ориентации — красный, зеленый и два белых — расположены на концах солнечных батарей. Эти огни позволяют приблизительно оценить взаимное положение кораблей при небольших расстояниях между ними.

Возможны различные варианты работы СОУД корабля «Союз». Поскольку солнечные батареи служат основным источником электроэнергии на корабле, то последний в периоды спокойного полета, когда нет необходимости выполнять какие-либо маневры, находится в режиме постоянной ориентации солнечными батареями, т. е. осью y_4 на Солнце. Такая ориентация выполняется автоматически с помощью датчика направления на Солнце или космонавтом путем наблюдения теневых индикаторов и соответствующего управления кораблем с помощью ручки управления. Стабилизация такой ориентации корабля достигается с помощью придания кораблю небольшой постоянной скорости вращения вокруг оси z/4 или, в автоматическом режиме, за счет работы СОУД.

Начальное ориентирование корабля перед проведением маневров или для выполнения космонавтами каких-либо наблюдений может производиться в автоматическом или ручном режиме, при этом возможны также разные варианты этих режимов. Так, возможны:

1. Автоматическая трехосная орбитальная ориентация корабля с использованием ИКВ и ИД. При этом ИКВ ориентирует корабль по осям тангажа и крена, а ИД — используется для ориентирования по оси рыскания.

2. Автоматическая ориентация с использованием только ИКВ, ориентирующего космический корабль (КК) относительно осей тангажа и крена.

3. Автоматическая ориентация с использованием только ИД, ориентирующего КК относительно осей рыскания и тангажа.

4. Ручная трехосная ориентация космонавтом, использующим наблюдения освещенной Земли в визир и ручки управления для выработки сигнала управления. Ориентация по осям тангажа* и крена определяется наблюдением горизонта, а по оси рыскания — наблюдением бега изображения относительно осей визира.

5. Ручная ориентация КК относительно Солнца, выполняемая посредством наблюдения космонавтом Солнца в визир.

6. Комбинированная трехосная ориентация, выполняемая автоматически (при ориентировании по осям тангажа и крена с помощью ИКВ) и вручную космонавтом (при ориентировании по оси рыскания наблюдением бега изображения в визир).

В любом из автоматических режимов космонавт может контролировать работу автоматических систем при помощи наблюдений в визир и при необходимости вмешиваться в работу автоматических систем, переключая работу системы ориентации в ручной режим.

Гироскопическая система ориентации служит для запоминания и длительного поддержания начального ориентирования КК, а также для выполнения любых заданных разворотов корабля относительно его начального положения.

Работа в этом случае производится следующим образом. Сначала гирокомплекс устанавливается и закрепляется в таком положении, когда оси его гироскопов совпадают с осями корабля. Затем, после начального ориентирования КК одним из способов, указанных выше, производится разарретирование гироскопов, т. е. устраняется их механическая связь с корпусом. Заняв, таким образом, заданное положение в инерциальном пространстве, гиросистема ориентации с помощью датчиков рассогласования начинает вырабатывать сигналы управления (сигналы рассогласования), пропорциональные углам отклонения осей корабля от осей гироскопов. Эти сигналы преобразуются с помощью логикокоммутационного блока в сигналы управления включением двигателей ориентации, которые устраняют появившиеся отклонения, поддерживая тем самым постоянное положение осей корабля в инерциальном пространстве.

При поддержании постоянной инерциальной ориентации корабль ориентирован постоянно относительно звездного неба и направление осей корабля относительно Земли и вектора скорости движения корабля изменяется вдоль орбиты некоторым образом. В практике часто требуется длительное удержание орбитальной ориентации корабля, т. е. такой, когда ось y_4 всегда совпадает с направлением на центр Земли, а ось $#_4$ всегда направлена по движению и лежит в плоскости орбиты корабля (см. рис. 11). Гироскопическая система ориентации может поддерживать ориентацию корабля и в таком режиме.

Для организации разворотов корабля логико-коммутационный блок выдает в гирокомплекс сигналы разворота его гироскопов относительно корпуса корабля. Полный разворот осуществляется в общем случае в три этапа путем соответствующих разворотов относительно трех осей. Эти развороты совершаются достаточно медленно, и за счет того, что сами гироскопы стремятся сохранить в пространстве постоянное положение, система гироориентации вырабатывает сигналы рассогласования, включающие двигатели ориентации, соответственно разворачивающие КК. После совершения нужных разворотов корабля в пространстве это его положение может удерживаться необходимое время.

2.4. Бортовые системы ориентации, управления движением и навигации корабля «Аполлон»

Настоящий раздел написан по материалам, переданным американскими специалистами советским специалистам, а также по источникам [25, 27, 29, 30].

В дальнейшем все бортовые системы ориентации, управления и навигации корабля «Аполлон» по аналогии с «Союзом» будем называть для краткости СОУД. Блок-схема этой системы приведена на рис. 7.



Рис. 7. Блок-схема системы ориентации и управления движением (СОУД) корабля «Аполлон»

1 — основная БЦВМ;

- 2 основной инерциальный блок;
- 3 оптическая система ориентации и измерений;
- 4 бортовой радиодальномер;
- 5 ручки управления;
- в пульт управления БЦВМ;
- 7 индикаторы ориентации;
- 8 вспомогательная система управления движением;
- 9 система двигателей малой тяги;
- 10 маршевый двигатель

Рассмотрим ее устройство, функции и режимы работы элементов. СОУД «Аполлона» состоит из следующих систем:

основная система управления и навигации, вспомогательная система управления и навигации, ручные устройства управления движением,

ручные устроиства управления движение

система двигателей малой тяги,

маршевый двигатель.

Основная система ориентации, управления движением и навигации включает в себя следующие устройства:

основной инерциальный измерительный блок; оптическую систему ориентации и навигационных измерений; основную БЦВМ с индикаторами и клавиатурой; индикаторы ориентации.

Кроме этих устройств, при работе основной системы на этапе сближения используется также бортовой радиодальномер. Этот прибор путем активной радиолокации корабля «Союз», на котором для этого устанавливается радиоответчик, производит измерения расстояния между кораблями непрерывно. Предельная ошибка измерения расстояния ~100 м, предельная дальность ~270 км при наибольшей относительной скорости ~ 180 м/с.

Основной инерциальный измерительный блок представляет из себя платформу, установленную на системе кардановых подве-

сов, обеспечивающих три степени свободы, и стабилизированную тремя ортогонально установленными гироскопами [25]. Система кардановых подвесов снабжена датчиками углов поворота корабля относительно платформы. На платформе установлены ортогонально друг другу три акселерометра. Уход гироплатформы после введения поправки на систематический уход (см. ниже) не превышает 0°,1 в сутки.

Платформа, ориентированная каким-либо образом в пространстве, в дальнейшем сохраняет постоянное положение и при вращении вокруг нее корабля вырабатывает с помощью системы датчиков сигналы, пропорциональные углам между осями платформы и осями корабля. При включении двигателей корабля акселерометры вырабатывают сигналы, пропорциональные линейным ускорениям, измеряемым по трем осям.

Сигналы от датчиков угловых положений и от акселерометров вводятся в БЦВМ и выдаются на индикаторы для экипажа корабля.

Оптическая система состоит из широкоугольного телескопа и секстанта, установленных рядом.

Телескоп — визирная трубка, укрепленная в подвесе, имеющем две степени свободы [29]. Углы поворота по каждой из этих осей регистрируются специальными датчиками и могут при нажатии астронавтом кнопки вводиться в ЭВМ. Поле зрения телескопа составляет 60°, а его увеличение равно 1. Точность визирования, а соответственно и точность измерений телескопа равны 30'. Путем сканирования в телескоп может быть осмотрен участок неба в поле зрения с углом примерно 100° (рис. 8). Для обзора объектов, находящихся вне этого поля, астронавты с помощью ручек управления должны соответственно развернуть корабль.

Секстант [29] — оптический прибор, позволяющий визировать одновременно два объекта и точно измерять угол между направлениями на эти объекты. Поле зрения визирной трубки секстанта 1°, 8 при увеличении, равном 28. Предельная ошибка измерений составляет ~18".



Рис. 8. Расположение двигателей и оптических приборов корабля «Аполлон»

командный модуль; 2 — служебный модуль; 3 — блоки (квады) двигателей малой тяги; 4 — маршевый двигатель;
 5 — ось телескопа и секстанта

Оптическая система используется для выполнения следующих функций:

поиска нужных объектов для визирования,

визирования направлений на звезды для начального ориентирования гироплатформы в пространстве и контроля ее положений,

измерения направлений на корабль «Союз» относительно ги-' роплатформы или звезд при расчете маневров сближения,

измерения угловых высот звезд над видимым горизонтом Земли или углов между линиями визирования звезды и ориентира на поверхности Земли.

Основная БЦВМ представляет собой вычислительный и контрольный центр, обслуживающий основную систему ориентации, управления движением и навигации корабля. Эта .БЦВМ связана со всеми измерительными устройствами системы, органами управления системой малых двигателей и маршевым двигателем корабля. Она также снабжена рядом индикаторов, на которых высвечиваются результаты ее работы, и клавиатурой, с помощью которой астронавты могут вводить в БЦВМ различную навигационную информацию и команды. В БЦВМ может также вводиться навигационная информация, получаемая с Земли.

Основные характеристики БЦВМ [27]:	
емкость постоянной памяти	36 864 слов
емкость оперативной памяти	2048 слов
число разрядов в ячейке памяти	16
число команд	44
время сложения	23,4 мкс
время сложения с удвоенной точ- ностью	35,1 мкс
время умножения	46,8 мкс
Bec	26,3кГ
объем	28,3 л
потребляемая мощность	100 Bt

Основная БЦВМ используется для обработки данных полета и выполнения следующих основных функций:

проведение текущих расчетов вектора состояния «Аполлона», моментов входа в зоны видимости наземных станций слежения, входа и выхода корабля из тени Земли и т. п.;

проведение расчетов параметров наведения оптической системы на требуемые объекты визирования и выдача соответствующих сигналов управления этой системе;

обработка данных визирования звезд и расчет положения платформы относительно небесной сферы, а также расчет и выдача сигналов коррекции положения платформы по данным визирования звезд;

обработка навигационных измерений, полученных с помощью бортовой оптической системы, и вычисление соответствующих параметров движения и векторов состояния; расчет маневров корабля «Аполлон» по данным о его движений, получаемым из ЦУП-Х или путем обработки бортовых навигационных измерений, а также формирование и выдача сигналов управления работой бортовых двигательных установок для выполнения разворотов корабля и изменения скорости его полета и т. п.

Для решения всех этих задач в постоянной памяти БЦВМ заложен комплекс математических программ. Необходимая программа может быть вызвана астронавтом в оперативную память с помощью клавиатуры пульта БЦВМ.

Основные результаты расчетов высвечиваются на индикаторах и реализуются после одобрения их астронавтом путем выдачи соответствующих команд с клавиатуры пульта. С БЦВМ связан также индикатор ориентации корабля «Аполлон». На этот индикатор БЦВМ на основе сигналов от датчиков углового положения корабля относительно платформы выдает текущие данные об ошибках ориентации и скорости устранения этих ошибок.

Работа основной системы заключается в следующем. На Земле перед стартом корабля производится начальная фиксация осей гироплатформы в пространстве. Эта операция может также выполняться астронавтами в полете. В последнем случае астронавты выбирают две (или больше) звезды из 37 навигационных звезд, которые заранее намечены в период подготовки к полету и небесные координаты которых введены в БЦВМ, а затем разворачивают с помощью ручек управления корабль так, чтобы эти звезды попади в поле обзора сканирующего телескопа. Наблюдая звезды в телескоп, астронавт ориентирует корабль так, чтобы было удобно выполнить визирование звезд в секстант. Как только изображения звезд сцентрируются в секстанте, астронавт нажимает кнопку, и БЦВМ регистрирует углы поворотов оптической системы и положение осей гироплатформы относительно корабля, а также момент времени этой регистрации.

БЦВМ по соответствующей программе по этим данным рассчитывает положение осей платформы относительно одной из небесных систем координат. Эти данные являются исходными для всех дальнейших расчетов.

Вследствие неточностей изготовления платформы, влияния трения в осях стабилизирующих гироскопов и т. п. платформа со временем может изменить свое положение в пространстве. Астронавты периодически контролируют положение платформы в пространстве наблюдением звезд в секстант. Наведение оптической системы на нужные звезды для этого может осуществляться по выбору астронавтов в автоматическом или ручном режиме. В первом случае астронавт, указав ЭВМ, какие звезды он хочет наблюдать, выдает команду на проведение соответствующих расчетов и выполнение поворотов секстанта или телескопа относительно осей неподвижной гироплатформы. Во втором случае астронавт, рассчитав с помощью БЦВМ соответствующие углы, вручную наводит по этим данным секстант (или телескоп) на нужный участок неба. Если платформа за время, прошедшее с момента ее фиксации или предыдущей коррекции ее положения, не изменила своего положения в пространстве, то в результате наведения секстанта на звезды последние окажутся точно в центре его поля зрения. Если же платформа вследствие указанных выше причин совершила повороты в пространстве, звезды не совпадут с центром поля зрения. Зафиксировав углы отклонения наблюдаемых звезд от центра поля эрения (путем дополнительной подстройки секстанта) и передав их в БЦВМ, астронавт с ее помощью может вычислить наблюдаемую среднюю скорость разворота гироплатформы относительно небесной сферы. Эта скорость запоминается в БЦВМ и может учитываться при проведении дальнейших расчетов или для корректировки положения платформы. Определение средней скорости ухода гироплатформы может производиться также в ЦУП по данным, сообщаемым астронавтами.

На самых ответственных навигационных участках астронавты производят несколько раз контрольные наблюдения звезд и вычисления скоростей самопроизвольных поворотов платформы.

Установив положение платформы в пространстве и задав режим ориентирования корабля (режим постоянной ориентации в инерциальном пространстве, режим орбитальной ориентации или др.), астронавты включают режим автопилота, который на основе сигналов рассогласования между осями платформы и корабля поддерживает нужную ориентацию корабля.

Для ориентирования корабля с целью обеспечения нужного направления в пространстве вектора тяги маршевого двигателя, выполняющего маневр, БЦВМ рассчитывает необходимые развороты корабля и, управляя работой двигателей малой тяги, реализует эти развороты.

С помощью акселерометров, установленных на платформе, производятся измерения трех ортогональных компонент действующего на корабль ускорения. Данные измерений акселерометров выдаются в БЦВМ, которая на их основании производит соответствующие расчеты и выдает сигналы управления включением и выключением двигателя.

Для расчетов маневров на последнем этапе сближения «Аполлона» с «Союзом» астронавты производят с помощью секстанта измерения углов между визируемыми направлениями на «Союз» и на навигационные звезды или с помощью телескопа производят измерения углов между направлением на «Союз» и осями гироплатформы. Для этих же целей используются измерения расстояния между кораблями с помощью бортового радиолокатора. Полученные данные вводятся в БЦВМ₂ которая рассчитывает параметры необходимых маневров.

При расчетах маневров или решении других навигационных задач используется информация, получаемая через командную радиолинию с Земли из ЦУП-Х. Эта информация может содержать полные сведения о параметрах маневров или часть таких сведений. Бортовая система позволяет при необходимости производить навигационные измерения, достаточные для определения орбиты корабля и расчета маневров и на тех участках, на которых обычно работают наземные средства навигации. Для этих целей астронавты в нескольких точках орбиты должны измерить угловые высоты навигационных звезд над видимым горизонтом Земли или углы между направлениями на эти звезды и какими-либо ориентирами на поверхности Земли, координаты которых им известны. Данные измерений вводятся в БЦВМ, и производятся расчеты по соответствующим программам.

Вспомогательная система управления движением корабля «Аполлон» состоит из:

вспомогательного инерциального измерительного блока,

электронной преобразующей аппаратуры,

специального индикатора ориентации, связанного с вспомогательным инерциальным блоком.

Вспомогательный инерциальный блок жестко связан с корпусом корабля и состоит из двух комплектов гироскопических устройств, позволяющих определять положение корабля относительно осей гироскопов и составляющие угловой скорости вращения корабля вокруг своего центра масс. Кроме того, в его состав входит акселерометр, установленный так, что он измеряет ускорения вдоль продольной оси корабля.

При работе вспомогательной системы используется также опдическая система, описанная выше. При этом оптическая система работает в ручном режиме.

К вспомогательной системе управления можно также отнести ручную БЦВМ, на которой астронавты могут дублировать расчеты, выполняемые БЦВМ основной системы управления.

Вспомогательная система функционирует следующим образом. Астронавты, наблюдая в телескоп звезды или Землю, производят начальное ориентирование корабля с помощью ручек управления. В нужный момент включается вспомогательная система. Гироизмерители начинают фиксировать угловые смещения корабля. Эти данные электронными преобразователями переводятся в данные об отклонениях ориентации корабля, которые выдаются на индикатор для астронавтов. Астронавты, наблюдая эти отклонения на индикаторе, с помощью ручки управления восстанавливают нужную ориентацию. В одном из режимов ориентации вспомогательная система может автоматически вырабатывать сигналы на поддержание ориентации.

При работе вспомогательной системы навигационные измерения осуществляются, так же как и при работе основной системы, с помощью секстанта и бортового радиолокатора. Вычисления производятся на основной или ручной БЦВМ. Результаты расчетов приращения вектора скорости корабля вводятся в электронный блок.

Развороты корабля могут выполняться автоматически или астронавтами, которые используют индикатор ориентации. Время

работы двигателя и команда на его выключение определяются вспомогательной системой на основе измерений акселерометра и введенных расчетных данных. Стабилизация корабля во время работы двигателя может производиться как вспомогательной системой, так и астронавтами с помощью ручек управления и индикатора ориентации.

Для изменения углового движения корабля вокруг центра масс и для малых изменений скорости полета во всех направлениях корабль «Аполлон» снабжен четырьмя блоками двигателей малой тяги. В каждом блоке имеются четыре сопла, развернутые друг относительно друга в одной плоскости на 90°. Блоки расположены в носовой части служебного модуля и разнесены друг от друга на */4 окружности его внешней поверхности (см. рис. 8). Двигатели могут работать в режиме коротких импульсов и в режиме создания постоянной тяги.

Включая сопла разных блоков в различных комбинациях, можно создавать импульсные или длительно действующие моменты вращения корабля относительно любой оси или тягу в любом направлении, что приводит к набору определенной скорости корабля в этом направлении.

В импульсном режиме двигатели обычно работают при проведении разворотов корабля или при поддержании его ориентации, а в режиме постоянной тяги — при совершении маневров причаливания или облетов другого корабля.

Управление работой двигателей малой тяги осуществляется, как отмечалось, либо БЦВМ основной системы управления, либо вспомогательной системой, либо астронавтом с помощью соответствующих ручек управления.

Кроме указанных двигателей, на командном модуле установлена еще одна система малых двигателей, обеспечивающая управление ориентацией этого модуля при спуске его на Землю и работающая после отделения командного модуля от служебного.

Маршевая двигательная установка обеспечивает тягу для значительных изменений скорости полета. Эта установка расположена в задней части служебного модуля и создает тягу в направлении продольной оси корабля. Двигатель установлен в кардановом подвесе, что позволяет отклонять направление его вектора тяги относительно осей корабля. Управляя этими отклонениями, БЦВМ (или астронавт вручную) обеспечивает стабилизацию корабля во время работы маршевого двигателя. Маршевый двигатель работает на жидких компонентах топлива и развивает тягу в пустоте 9930 кГ.

Для ручного управления работой системы двигателей малой тяги астронавты имеют в своем распоряжении соответствующие ручки. Для управления поворотами корабля установлены две дублирующие друг друга ручки, называемые ручками вращения. Управление можно производить любой из них. Вращения ручки вокруг любой из трех осей с помощью специальных преобразователей и переключателей перерабатываются в сигналы управления включением и выключением соответствующих двигателей малой тяги. Так, вращение ручки вокруг ее продольной оси вызываей вращение корабля по рысканию, отклонения ручки вправо — влево приводит к вращению по крену, для изменения угла тангажа необходимо ручку двигать на себя или от себя.

Для управления малыми изменениями скорости полета корабля служит ручка управления перемещением. Эта ручка обеспечивает управление ускорением корабля за счет работы двигателей малой тяги относительно любой оси.

Ручная стабилизация корабля при работе маршевого двигателя производится астронавтами также с помощью ручки вращения. Для этого на панели управления переключатель режима работы ручки должен быть установлен в соответствующее положение.

2.5. Основные принципы взаимодействия советской и американской служб навигации

Советская и американская службы навигации — часть службы управления совместным полетом кораблей. Поэтому в своей деятельности они руководствовались основными принципами совместных действий при управлении полетом, разработанными при подготовке к работам и нашедшими отражение в документе ЭПАС 40401 «План взаимодействия Центров управления». Документ содержит основные директивные указания по взаимодействию Центров управления с детализацией деятельности персонала управления СССР и США на всех этапах полета кораблей, а также временной планграфик взаимодействия Центров управления и стандартные формы обмена различными сообщениями и данными. Этим документом руководствовались советские и американские специалисты при управлении как в реальном полете кораблей, так и во время тренировок наземного персонала Центров управления СССР и США.

В соответствии с этим документом сформулируем основные вопросы и принципы взаимодействия советской и американской служб навигации.

1. Взаимодействие служб осуществляется путем координации совместных действий в части обмена информацией о движении кораблей, в плане проведения маневров, результатах маневров и т. п., а также по выполнению плана навигационного обеспечения или его изменению. Данные о фактическом движении корабля «Союз» на всех этапах формирования им монтажной орбиты были необходимы американской стороне для проведения расчетов мапевров корабля «Аполлон» по сближению его с «Союзом» и для расчета целеуказаний для антенн своих станций слежения в случаях запроса связи ЦУП-М с экипажем корабля «Союз» через американские станции. Данные о движении корабля «Аполлон» были необходимы для выполнения расчетов завершающих маневров «Союза» по формированию монтажной орбиты, для контроля маневрирования «Аполлона», а также для расчета целеуказаний антеннам средств радиосвязи советских станций слежения в случаях запроса связи ЦУП-Х с экипажем корабля «Аполлон» через советские станции.

2. Обмен баллистической информацией проводится по согласованному графику. При этом обмен был заранее спланирован так, чтобы стороны получали наиболее точные данные об орбите перед проведением кораблями «Союз» или «Аполлон» таких ответственных операций, которые требуют согласования.

3. Стороны немедленно сообщают о любых непредвиденных баллистических ситуациях, влияющих на совместную навигацию кораблей и либо препятствующих началу или продолжению данного этапа полета корабля (этапа БО полета), либо требующих оперативного изменения плана дальнейшей навигации кораблей или действий персонала службы БО.

4. При возникновении нештатных ситуаций персонал служб навигации при изменении плана БО полета кораблей придерживается заранее разработанных процедур и графиков. Любые изменения в совместные документы могут вноситься только при выходе из строя систем корабля или при осложнениях с выполнением графика (экипажем или Центром управления одной из сторон) либо если оба Руководителя полета определят, что изменение необходимо для безопасности экипажа или наилучшим образом удовлетворяет решению задач полета.

5. При решении сложных вопросов БО Руководитель полета и специалисты-баллистики данного Центра управления получают необходимые разъяснения и консультации от специалиста-баллистика КГ другой стороны.

6. Основным способом сообщения баллистической информации между Центрами управления является телеграф.

Обмен информацией, касающейся управления полетом, по телефону подтверждается письменно (по телеграфу или фототелеграфу).

7. Все письменные сообщения должны быть, как правило, подписаны РП. Специалисты КГ могут посылать сообщения за подписью руководителя КГ.

8. Все баллистические и иные данные, которыми обмениваются Центры управления, должны быть в метрической системе единиц. Английская система мер и весов может использоваться только при обмене информацией между ЦУП-Х и американской КГ в ЦУП-М.

9. Информация по управлению полетом, содержащаяся в сообщении, должна быть привязана к полетному времени корабля «Союз». Векторы состояния и другая баллистическая информация привязываются к ГСВ.

10. Все письменные сообщения должны содержать заголовок, дату и время (ГСВ) передачи. Во временных графиках взаимодействия между Центрами управления время передачи телеграфного и фототелеграфного сообщения определяется временем начала передачи сообщения.

Эти и подобные им принципы позволили до деталей разработать «План взаимодействия Центров управления» и другие руководящие документы для всех этапов полета кораблей, исключить возможность различного толкования тех или иных плановых операций и тем самым ввести к минимуму не предусмотренные планом переговоры между Центрами управления. В условиях управления совместным полетом кораблей «Союз» и «Аполлон» одновременно из существенно географически разнесенных ЦУП-М и ЦУП-Х указанное обстоятельство имело решающее значение для успешного проведения полета, в том числе и для его навигационного обеспечения.



МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

×

3.1. Математические мо дел и физических процессов основа навигационных задач

В каждой навигационной задаче используются те или иные математические модели некоторых физических процессов, в которых реальные объекты вступают в определенное взаимодействие. Так, в задачах прогнозирования используется модель движения космического аппарата под воздействием различных сил относительно Земли, других небесных тел и космических объектов. При решении задачи определения орбиты по навигационным измерениям наряду с движением КА моделируются и сами измерения, т. е. рассматривается своеобразное взаимодействие между КА и объектами на поверхности вращающейся Земли. В задачах маневра моделируются работа двигателя КА и процесс изменения его орбиты в результате этого и т. д.

В зависимости от назначения при решении конкретной навигационной задачи используется та или иная совокупность математических зависимостей, объединенных логическими условиями в общий алгоритм, позволяющий по заданным исходным данным с необходимой полнотой и достоверностью воспроизвести определенные стороны моделируемого процесса и получить требуемые результаты. Так, например, при прогнозировании моделируется реальное движение КА и по известному начальному вектору состояния КА (см. ниже) вычисляются элементы его орбиты или другие баллистические данные для заданного интервала прогнозирования. При решении задачи определения орбиты КА моделируются результаты измерений и на основании сравнения их с реальными навигационными измерениями определяется вектор состояния КА в некоторой точке его фактической орбиты и т. п.

При решении любой навигационной задачи в общую математическую модель моделируемого физического процесса входят:

а) модель движения космического аппарата (МДКА);

б) математические модели физических объектов, используемых в данной задаче;

в) математические зависимости, отражающие взаимодействие

К А с другими физическими объектами, либо определяющие чисто математические способы и особенности решения задачи, либо используемые для преобразования результатов решения задачи к нужному виду.

Модель движения космического аппарата, представляющая собой совокупность метода рещения системы дифференциальных уравнений движения КА и математических моделей действующих на КА сил, является основой общей математической модели при решении всех навигационных задач. Как будет показано ниже, от корректного выбора МДКА при решении навигационных задач различного назначения в существенной степени зависит общая эффективность навигационного обеспечения КА.

Под математическими моделями физических объектов будем понимать прежде всего формульные и иные описания различных систем КА, используемых при решении навигационных задач: системы ориентации, тормозные и корректирующие двигательные установки и т. п. К ним же будем относить геометрическую модель Земли, модели некоторых объектов на поверхности Земли, например станций слежения и т. д.

К зависимостям последней (в) группы будем относить те математические выражения и формулы, которые используются не для описания движения КА, а для дополнительных характеристик моделируемого при решении данной задачи физического процесса. К ним, например, принадлежат зависимости для определения освещенности КА Солнцем, для расчета зон радиовидимости КА со станций слежения и т. п. К чисто математическим способам и особенностям решения задачи относятся, например, критерии оптимальности обработки навигационных измерений и методы расчета частных производных в задачах определения орбит, методы оптимизации в задачах расчета маневров и спуска КА и т. д.

Введем некоторые общие понятия и обозначения, которые широко используются в дальнейшем.

Известно, что текущие параметры орбиты КА однозначно определены, если задана система сил, действующих на КА в полете, и шесть любых независимых параметров орбиты в некоторый начальный момент времени £₀. Вектор-столбец

$$\mathbf{a} = \| \boldsymbol{a}_{\boldsymbol{e}} \boldsymbol{a}_{\boldsymbol{e}} \dots \boldsymbol{a}_{\boldsymbol{e}} \|^{\mathrm{r}}$$
(3.1)

будем называть вектором основных параметров орбиты КА, а вектор-столбец

— вектором параметров моделей сил, действующих на КА. В формулах (3.1), (3.2) и далее индекс «т» будет обозначать операцию транспонирования векторов и матриц.

Таким образом, любой параметр орбиты т) определяется формулой

T) == T]
$$(a/c, t)$$
. (3.3)

(3.2)

Зависимости типа (3.3), достаточно точно описывающие движение КА, задаются обычно дифференциальными уравнениями, в которых учитывается действие всех основных сил.

Для определения параметров движения КА используются навигационные измерения. В общем случае по навигационным измерениям уточняется так называемый вектор состояния КА

$$(3-4)$$

в состав которого входят основные параметры орбиты (3.1) и не-которые параметры (составляющие) вектора (3.2). Таким образом,

Щ

$$r_{,} = T_{,}(a,c,0) = ri(q,c^{0},^{\wedge})$$
 (3.5)

где

$$\mathbf{c}^{0} = \| c_{1}^{0} c_{2}^{0} \dots c_{k}^{0} \|^{\mathsf{T}} (k_{o} \leq k).$$

Параметры орбиты, измеряемые навигационными средствами станций слежения, будем обозначать у в отличие от параметров, вычисляемых по соотношениям (3.5). Очевидно, что для расчетных значений у могут быть записаны аналогичные соотношения, т. е.

$$\widetilde{\mathbf{Y}} = \widetilde{\mathbf{Y}}(\mathbf{q}, \mathbf{cV}). \tag{3.6}$$

Вектор выборки навигационных измерений обозначим

$$\mathbf{Y} = \mathbf{I} \mathbf{Y} \mathbf{Y}_2 - \mathbf{Y} \mathbf{n} ||^{\mathsf{T}}, \tag{3.7}$$

причем индекс $i = 1, 2, \ldots, n$ означает, что измерение произведено в момент времени $t = t_{iy} n$ — общее число измерений (объем выборки). Вид измеряемого параметра будем считать произвольным, поскольку это не влияет на дальнейшее изложение.

Как известно, результаты навигационных измерений содержат ошибки, т. е.

$$Yi = Yi + 6Yi, (3.8)$$

где Yi — истинные значения измеряемых параметров, 6Y* — ошибки измерений.

Будем полагать, что для вектора ошибок измерений

$$8_{r} - || 6_{r} fiY_{2} - 6_{r} n ||^{r}$$
 (3-9)

задана матрица вторых моментов

$$\mathbf{B} == \| \text{bull} ('^*, / = 1, 2, \dots, \pi).$$
(3.10)

Расчетные значения параметров т] и у» получаемые по зависимостям (3.5) и (3.6), соответственно также содержат ошибки, т. е.

$$\Pi = rj^{*}(q, c^{\circ}, t) + 6r|_{M}(q, c^{\circ}, 6cM, 0,$$
(3.11)

$$X = Y^* (q, c^{\circ}, t) + \delta y_{_{M}} (q, c^{\circ}, \delta c_{_{M}}, t).$$
(3.12)

В зависимостях (3.11) и (3.12)

$$6c_{M} = \| 6Cific_{2} \dots 6c_{fc} 6c_{01} 6c_{02} \dots & & c_{01} \partial c_{p1} \delta c_{p2} \dots & dc_{ps} \|^{T}$$
(3.13)

— вектор ошибок модели движения КА. В этот вектор входят ошибки параметров действующих на КА сил (6с), ошибки из-за неучета: влияния некоторых сил на полет КА ($6c_0$) и ошибки метода расчета (бср). Отличительной особенностью вектора ошибок МДКА (3.13) является то, что влияние некоторых из его составляющих на ошибки в расчетных значениях параметров орбиты *ц* и v с большим трудом поддается достаточно надежной оценке (см. разд. 3.2)*,

Ошибки бт), и бf_м носят явно не случайный характер. Они являются, по существу, методическими ошибками, поскольку свойственны данному методу расчета параметров орбиты и принятой модели действующих на КА сил. Ошибки бт), и бу являются функциями времени полета, существенно зависящими от характеристик орбиты КА. Особенности влияния этих ошибок на точность решения навигационных задач более подробно рассматриваются в слелующем разделе.

Вектор состояния КА в начальный момент времени t_0 будем обозначать q_0 . Тогда градиент *i-то* измеряемого параметра можнозаписать в виде

$$\mathbf{w}_{i}\left(\mathbf{q}, \mathbf{c}^{0}, t_{i}\right) = \mathbf{w}_{i} = \left\| \frac{\partial \gamma_{i}}{\partial q_{10}} \frac{\partial \gamma_{i}}{\partial q_{20}} \cdots \frac{\partial \gamma_{i}}{\partial q_{m0}} \right\|^{\mathrm{T}}.$$
(3.14)

Отсюда для матрицы производных от измеряемых параметров по составляющим вектора q₀ получим

$$\mathbf{W} = \| \mathbf{w}_1 \mathbf{w}_2 \dots \mathbf{w}_n \|^{\bullet}. \tag{3.15}$$

• В процессе подготовки к навигационному обеспечению совместного полета стороны должны были рассмотреть и учесть все особенности навигационных задач. Однако в первую очередь необходимо было выбрать согласованную МДКА. Этот важный вопрос подробно рассматривается в настоящей главе.

3.2. Вопросы выбора модели движения КА

При выборе МДКА для решения различных навигационных задач главным вопросом является обеспечение требуемой точности прогнозирования движения КА. Иначе говоря, допустимыми являются такие ошибки модели движения КА 6с_м (3.13), для которых ошибки расчета некоторых параметров орбиты на всем интервалепрогнозирования не превышают допустимых значений, т. е. выполняется неравенство

$$|\delta\eta_{\mathtt{M}j}(\mathbf{q},\mathbf{c}^{0},\delta\mathbf{c}_{\mathtt{M}},t)|\leqslant\varepsilon_{i},$$

(3.16)

где $t_0 <; t <; \mathfrak{L}_{fc}, t_0$ и *IK* — соответственно начальный и конечный моменты времени интервала прогнозирования, / = 1,2, ... —индекс параметра орбиты.

Одной из характерных особенностей навигационного обеспечения полета КА является то, что для всего комплекса навига-

ционных задач в качестве исходных данных используется начальный вектор состояния KA q₀. В свою очередь вектор q₀ уточняется в процессе полета КА в результате решения задачи определения орбиты по навигационным измерениям. В связи с такой особенностью ошибки МДКА бг), весьма своеобразно влияют на точность решения навигационных задач, причем выявляется существенная взаимная зависимость алгоритмов навигационных задач. Рассмотрим характер этого влияния более подробно.

Для определенности примем, хотя это и не имеет принципиального значения, что при расчете орбиты КА по навигационным измерениям используется метод максимального правдоподобия [10, 20]. В соответствии с этим методом при решении задачи минимизируется функционал

$$\Phi = 6B^{6} = \min, \qquad (3.17)$$

где 8 — вектор невязки.

Пусть также известный до решения задачи определения орбиты приближенный начальный вектор состояния q₀ уточняется итерационным методом, путем введения поправок по формуле (5.22) до полной сходимости итерационного процесса [2, 3]. Тогда в каждом приближении вектор поправок находится из выражения

$$\mathbf{Aq}_{0} = (\mathbf{W}^{\mathbf{W}}\mathbf{W}\mathbf{r}^{\mathbf{B}}\mathbf{A}\mathbf{Y}, \qquad (3.18)$$

где

$$Ay = V - Y. a 8 = WAq_0 - AY.$$
(3.19)

Если теперь учесть, что в последнем приближении Aq₀ ^ 0, то при решении задачи в конечном счете минимизируется функционал

$$\Phi \sim \mathbf{A}\mathbf{Y}\mathbf{B}\mathbf{-}^{\mathbf{A}}\mathbf{Y} = \mathbf{m}\mathbf{m}.$$
 (3.20)

Как следует из предыдущего, вектор отклонений АУ зависит от вектора ошибок измерений fry и вектора методических ошибок \$YM. Представим формулу (3.12) в ином виде:

$$?= \pounds^*(\mathbf{Ho},^*) + 8\mathbf{TM},$$
 (3.21)

тде Ý* (qo> 0 — вектор истинных] расчетных значений измеряемых параметров для идеальной МДКА. Пояснение обозначения Чо будет дано ниже.

Предположим теперь для простоты, что измерения не содержат ошибок, т. е. &Y = 0. Тогда, имея в виду тождество

$$\mathbf{\gamma}^* \equiv \widetilde{\mathbf{\gamma}}^* \, (\mathbf{q}_0^*, t),$$

получим $AY = \&Y_M$ и формула (3.20) приобретает вид

$$\Phi \simeq \delta \gamma_{\rm M}^{\rm T} \mathbf{B}^{-1} \delta \gamma_{\rm M} = \min. \tag{3.22}$$

Пусть МДКА такова, что вектор ее методических ошибок бум неможет быть уменьшен по модулю путем введения поправок $Aq_{(,)}$ в начальный вектор состояния q_0 . В этом случае вектор поправокопределяется по формуле, аналогичной формуле (3.18):

$$Aq_{\epsilon} = (WBriW)^{-1} W'B^{-}YM^{-}$$
(3.23)

Предположим также, что приближенный начальный вектор состояния \tilde{q}_0 равен вектору, полученному в результате решения задачи определения орбиты для идеальной МДКА, т. е. $q_0 = q^*$. Тогда вектор поправок (3.23) будет представлять собой (при 8v = 0) разность

$$\mathbf{A}\mathbf{q}=\mathbf{q}_{0}-\mathbf{q}\mathbf{j}.$$

В этом случае после определения орбиты и уточнения начального» вектора состояния q_0 при прогнозировании движения НА методическая ошибка МДКА будет проявляться в чистом виде и в любой момент времени *t* ошибка прогнозирования параметра т] будет строго равна $8r_{\rm w}^2$.

Однако реальные методические ошибки МДКА имеют другой характер. Для любой корректно выбранной МДКА значительная часть методической ошибки может быть исключена путем введения поправок в начальный вектор состояния КА. Иными словами/ методическую ошибку МДКА бум можно представить в виде суммы двух слагаемых

$$бум = 8?$$
м. комп + &Ум. ост* (3.24)

где бум.комп — часть методической ошибки, которая может быть исключена (компенсирована) введением соответствующих поправок в начальный вектор состояния КА; бу_{м'ос}т — остаточная часть методической ошибки МДКА. Вектор поправок для компенсации первого слагаемого суммарной ошибки (3.24) определяется из выражения

$$\Delta \mathbf{q}_{\mathbf{0},\text{ROMI}} = (\mathbf{W}^{\mathsf{T}} \mathbf{B}^{-1} \mathbf{W})^{-1} \mathbf{W}^{\mathsf{T}} \mathbf{B}^{-1} \delta \bar{\mathbf{\gamma}}_{\mathsf{M}} \cdot_{\text{ROMII}}. \tag{3.25}$$

Рассмотрим теперь разность

$$\Delta \mathbf{q}_0 = \mathbf{q}_0 - \mathbf{q}_0^*$$

в общем случае, когда $q_0 \Phi q^* \cdot \Pi$ режде всего заметим, что разность векторов Aq₀ обусловлена'несоответствием математической модели и истинного движения KA". Эту разность можно представить в виде суммы двух слагаемых

$$Aq_{0} = 'Aq_{0} KOM\Pi + 8q_{0} OCT -$$
(3.26)

Первое слагаемое суммы (3.26) является тем вектором поправок к начальному вектору состояния КА, который позволяет для выбранной МДКА определить орбиту наилучшим образом, в соответствии с заданными критериями оптимальности, отражающуюреальное движение. Другими словами, эта поправка приближенно компенсирует отличие движения, заданного выбранной МДКА, от истинного движения. В связи с этим можно записать

$$qo = qo + Aq_0a = q? + Aq_0 KOMI-$$
, (3.27)

Второе слагаемое Aq_{003T} обусловлено невозможностью полной компенсации отличия математической модели и реального движения. Это остаточное рассогласование является для рассматриваемого случая (fry = 0) причиной неравенства нулю минимума функционала (3.22). В этом смысле $Aд_0$ озт есть остаточная методическая ошибка уточненного по формуле (3.27) начального вектора состояния KA, обусловленная влиянием таких методических ошибок МДКА, которые не могут быть исключены введением поправок к начальному вектору состояния KA. Заметим, что при 8v $\phi > O$ все проведенные рассуждения остаются в силе. Различие будет лишь в том, что уточненный по формуле (3.27) вектор состояния, кроме методических ошибок, будет содержать еще и ошибки за счет ошибок измерений.

К методическим ошибкам МДКА вида (3.25) относятся прежде всего такие, которые приводят к ошибкам в расчете положения КА вдоль витка, меняющимся по линейному или квадратичному закону в зависимости от времени полета (номера витка). Компенсация таких ошибок сводится для линейного закона изменения к введению поправок в модуль радиус-вектора и модуль вектора скорости, корректирующих период обращения КА; для квадратичного закона — к введению поправки в баллистический коэффициент *с*, который в этом случае должен входить в начальный вектор состояния.

Вообще говоря, возможна компенсация ошибок МДКА и других типов. Так, например, ошибки в прецессии плоскости орбиты или в движении перигея могут быть исключены за счет уточнения некоторых коэффициентов зональных гармоник разложения гравитационного поля Земли, которые в этом случае должны входить в расширенный вектор состояния КА, и т. п. Однако здесь мы не будем рассматривать более детально ошибки МДКА подобного типа, поскольку они являются менее характерными как в общем случае, так и для навигационных задач программы ЭПАС.

На основании изложенного рассмотрим основные выводы по выбору МДКА для комплекса навигационных задач. Из формул (3.24), (3.25) и (3.27) следует, что для последнего приближения задачи определения орбиты вектор 6f уже не содержит методических ошибок определенного вида, и прежде всего эквивалентных смещению КА вдоль орбиты. В суммарных же поправках к приближенному вектору состояния, а следовательно, и в самом векторе будет содержаться поправка вида (3.25). Поскольку эта поправка верна только для данной МДКА, то и прогнозирование движения необходимо, вообще говоря, производить с той же моделью. Если же для прогнозирования по каким-либо причинам используется другая МДКА по сравнению с используемой при определении орбиты по траекторным измерениям, то допустимость такого подхода необходимо дополнительно обосновать. Применение другой МДКА. при прогнозировании возможно лишь в том случае, когда достаточно строго оценена ошибка, возникающая из-за несоответствия моделей движения, либо если приняты специальные меры по согласованию этой модели с МДКА в задаче определения орбит.

Поскольку достаточно строгую и исчерпывающую оценку ошибок, обусловленных несоответствием моделей, получить трудно,, и учитывая, что, как правило, справедливо неравенство

|8ум.ост|<|б7м.комп|,

(3.28)

можно считать допустимыми два подхода к решению проблемы выбора МДКА для комплекса навигационных задач.

Первый из них заключается в использовании для всех навигационных задач одинаковой МДКА. Недостатки такого подхода, очевидны. Во-первых, во всех задачах приходится использовать МДКА той точности, которая определена целевым назначением данного КА. Это может привести к снижению оперативности навигационного обеспечения в том случае, когда для решения ряда вспомогательных задач такая точная модель движения не нужна. Как правило, использование более точной МДКА в какой-либо навигационной задаче приводит к увеличению машинного времени ее решения. Во-вторых, с появлением новых КА, для которых необходимо применять более точные модели при решении лишь некоторых навигационных задач, приходится переделывать специальное математическое обеспечение всех уровней. В частности,, приходится переделывать программы решения навигационных задач для ЭВМ станций слежения КИК и во всех других организациях, которые используют полученный из Центра управления; начальный вектор состояния КА для решения ряда задач, например, по географической привязке научных измерений и т. п. В-третьих, если модели движения выбираются одновременно для нескольких классов КА, то также существенно усложняется специальное математическое обеспечение всех уровней. Последние* два недостатка особенно заметно проявляются в условиях резкого роста числа испытываемых КА и внедрения автоматизированных систем обработки данных в ВЦ и на станциях слежения КИК.

Второй подход предполагает, что наиболее точная МДКА используется только в навигационных задачах I группы. К таким: задачам относятся: определение орбиты по результатам траекторных измерений; точное прогнозирование движения, определяющее целевое использование КА (эталонный прогноз для данного» КА или класса КА); задачи расчета данных для маневра КА и для его посадки на Землю. Поскольку число таких задач сравнительно невелико, разработка нового специального математического обеспечения для вновь испытываемых КА облегчается. К тому же, как видно из перечисления задач этой группы, разработка алгоритмов и программ их решения касается лишь ЦУП. В навигационных залачах II группы для всех КА используются либо одна, либо несколько более простых и неменяющихся МДКА. К задачам этой группы можно отнести: расчет данных для наведения антенн командно-измерительных средств станций слежения КИК: расчет зон видимости, освещенности, трасс полета, времени существования; расчет баллистических данных для планирования работы средств КИК; расчет данных для привязки научных измерений, полученных с помошью данного КА, и т. п. Так как требования к точности решения навигационных задач II группы ниже по сравнению с задачами I группы и они практически не меняются в зависимости от типа конкретного КА, то и математические модели, используемые для их решения, можно считать постоянными. Таким образом, при втором подходе к решению проблемы выбора МДКА для комплекса навигационных задач в состав специального математического обеспечения всех уровней (ЭВМ ЦУП, станций слежения, внешних организаций и т. д.) входят программы задач, использующих различные МДКА. В связи с этим возникает проблема согласования моделей движения задач II группы с МДКА, используемыми при решении задач І группы. Подробно этот вопрос излагается в главе 5. Здесь же укажем лишь, что согласование моделей движения сводится к подбору такого начального вектора состояния для задач II группы, чтобы различие приближенного описания движения КА в задачах этой группы по сравнению с эталонным прогнозированием было допустимым для заданного времени полета КА.

В заключение заметим, что на отдельных этапах навигационного обеспечения полета согласование МДКА необходимо производить после решения задачи расчета данных для маневра. В этом случае полученный в результате решения задачи расчетный вектор состояния КА используется для решения задач II группы до первого определения орбиты по результатам траекторных измерений за а маневром.

3.3. Системы координат. Модель Земли и основные баллистические понятия

Для обеспечения совместимости навигационных методов и оборудования для сближения и стыковки кораблей стороны при разработке документа «Баллистическая вычислительная модель» определили шесть основных систем координат, разделенных на две категории: системы, независимые от конфигурации КК, и системы, зависящие от конфигурации.

К первой категории относятся: геоцентрическая экваториальная инерциальная, геоцентрическая экваториальная вращающаяся и орбитальная системы координат. Для этих систем координат ниже приведены полное описание и математическое описание преобразований, связывающих эти системы. Ко второй категории относятся: система координат КА система координат стыковочного узла и структурная системам оординат. Для этих систем координат предусматривалось, что каждая страна использует собственные определения для своего корабля, В соответствии с этим любые материалы, в которых применялись эти системы координат, должны были включать определение используемой системы координат.

Рассмотрим первые четыре системы координат более детально.. Все они являются правыми ортогональными, т. е.

x X Y = z, .

где x, y и z — векторы, направленные по осям Ox, Oy и Oz. Присвоим каждой системе координат свой номер. В соответствии с номером координаты и оси системы будем различать индексом / и обозначать Xj, ys, Zj, а начало координат Oj.

Система координат № 1, геоцентрическая экваториальная инерциальная, отражена на рис. 9. Начало координат O_i совпадает с центром Земли. Ось $O_i x_i$ направлена вдоль линии пересечения средней эклиптики и среднего экватора в направлении восходящего узла (средняя точка весеннего равноденствия) в эпоху^{*}, соответствующую началу бесселианского года 1950 (или в юлианский эфемеридный день 2433282, 42345), $O_i z_i$ направлена вдоль, средней оси вращения Земли в тот же момент времени, O_{y_i} дополняет систему координат до правой.

Система координат № 2, геоцентрическая экваториальная вращающаяся, отражена на рис. 10. Начало координат 0_2 совпадает с центром Земли. Ось $O_2 x_2$ направлена вдоль линии пересечения нулевого меридиана Земли и экватора определенной даты, $O_2 z_2$ направлена вдоль истинной оси вращения Земли, $O_2 y_2$ дополняет систему координат до правой.

Система координат № 3 — орбитальная (рис. И) вращающаяся; опорной орбитой является орбита КК «Союз». Начало координат θ_3 совпадает с центром масс пассивного корабля; $x_3 = x\&$ —фазовое, z/3 = YA — высотное и $z_3 = Z_4$ — боковое рассогласования при движении центра масс корабля «Аполлон» относительно центра масс корабля «Союз».?

Система координат № 4 космического аппарата, вращающаяся, связана с аппаратом, она отражена на рис. 12. Начало координат- O_4 совпадает с центром масс аппарата, направление осей O_4 а:₄, O_4y_4 , O^{**4} зависит от его конкретной конфигурации.

Системы координат второй категории используются в основном при проведении операций по стыковке, при проведении экспериментов и т. п. Поэтому далее мы более подробно рассмотрим вопросы преобразования координат для систем № 1, 2 и 3.

Преобразование от системы координат № 1 к системе № 2 и обратное разделим на три части, соответствующие физическому движению Земли. Введем три матрицы преобразования: первая



•Рис. 9. Система координат J4i 1 — геоцентрическая экваториальная инерциальная 1 — средняя ось вращения Земли; 2 — средний экватор; v — средняя точка весеннего равноденствия 1950.0

Рис. 10. Система координат № 2 — геоцентрическая экваториальная вращающаяся *J.* — • истинная ось вращения Земли; *2* — истинный экватор; *3* — нулевой меридиан



Рис. 11. Система координат № 3 — орбитальная

·И

*A — радиус-вектор корабля «Аполлон»; гд_р — его проекция на плоскость орбиты корабля «Союз»; Ф — фазовый угол; гд — радиус-вектор корабля «Союз»; х°, y°, z°-• единичные орты мгновенной замороженной орбитальной системы координат

Рис. 12. Система координат JV* 4 космического аппарата

матрица Р определяет прецессию, вторая N • — нутацию полюса Земли и третья G — суточное вращение вокруг земной оси. Тогда

$$\mathbf{r}_{2} = \mathbf{GNPr}_{b} \quad \mathbf{r}_{2} = \mathbf{GNP} (\mathbf{rx} - \&E/lG \mathbf{X}, \mathbf{rO})$$
$$\mathbf{r}_{x} = \mathbf{P}^{*}\mathbf{N}^{*}\mathbf{G}^{\mathsf{T}}\mathbf{r}_{2}, \quad \mathbf{T}! =, \mathbf{prN} \mathbf{O}'(\mathbf{r}, + \mathbf{IIE}/\mathbf{IG} \mathbf{X}, \mathbf{r}),$$

где F! и г_а — • векторы в системах № 1 и 2, CD[^]/JG — вектор инерцилльной скорости вращения Земли, т. е. относительно инерциальной гринвичской системы координат. Формулы для определения матриц P, N, G и вектора & E/IG даны в работах [1, 13].

Система координат № 3 использовалась главным образом для определения параметров относительного движения кораблей на конечной фазе сближения. Приведем основные соотношения для перехода от геоцентрической экваториальной (№ 1) к орбитальной системе координат (см. рис. 11).

Координаты относительного положения и составляющие относительной скорости корабля «Аполлон» в орбитальной системе координат, связанной с кораблем «Союз», определяются следующим образом:

$$x_{3} = x_{A} = |\mathbf{r}_{S}|\Phi, \quad y_{3} = y_{A} = |\Gamma_{Ap}| - |\Gamma_{s}|,$$

$$z_{3} = z_{A} = \mathbf{r}_{A} \cdot \mathbf{z}^{0},$$

$$\dot{x}_{3} = \frac{|\mathbf{r}_{S}|}{|\mathbf{r}_{Ap}|} \cdot |\mathbf{v}_{Ap} - \dot{y}_{A}y_{Ap}^{0}| - |\mathbf{v}_{S} - \dot{y}_{S}y_{S}^{0}|,$$

$$\dot{y}_{3} = \mathbf{y}_{Ap}^{0} \cdot \mathbf{v}_{Ap} - \mathbf{y}^{0} \cdot \mathbf{v}_{S},$$

$$\dot{z}_{3} = \mathbf{v}_{A} \cdot \mathbf{z}^{0},$$

где FS и YS, ГА и VA — положение и скорость соответственно кораблей «Союз» и «Аполлон» в системе координат № 1;

$$\mathbf{y}^{\mathbf{0}} = \frac{\Gamma_{\mathbf{0}}}{|\mathbf{r}_{\mathbf{g}}|}, \quad \mathbf{z}^{\mathbf{0}} = \frac{V_{\mathbf{0}} \times \Gamma_{\mathbf{0}}}{\Gamma^{\vee} \mathbf{S}^{\times r} \mathbf{s} \mathbf{1}} \quad \mathbf{v}^{\mathbf{r}}_{\mathbf{p}} = \frac{\Gamma_{\mathbf{A}} \mathbf{r}_{\mathbf{p}}}{\mathbf{1}^{\Gamma} \mathbf{A}_{\mathbf{p}}} \mathbf{I}$$
$$\Gamma \mathbf{A}_{\mathbf{p}} = \Gamma \mathbf{A} - \mathbf{z}_{\mathbf{g}} \mathbf{z}^{\circ}, \quad \mathbf{y}_{\mathbf{s}} = \mathbf{v}_{\mathbf{s}} \cdot \mathbf{y}^{\circ},$$
$$(\mathbf{v}_{\mathbf{A}\mathbf{p}} = \mathbf{V} \mathbf{A} - \mathbf{2}_{\mathbf{A}} - \mathbf{z}^{\circ}, \quad \mathbf{j}/_{\mathbf{A}} = \mathbf{y}_{\mathbf{A}\mathbf{p}} - \mathbf{y} \mathbf{\hat{A}}_{\mathbf{p}},$$

причем $0 < \Phi < \mathfrak{A}$, если ($r_{Ap} X r_s$)- $z^\circ > 0$ и r_{Ap} - $r_s > 0$; в противном случае $n < \Phi^{\land} 2\pi$.

По элементарным формулам определяются и другие параметры относительного движения:

расстояние между кораблями

$$\boldsymbol{\rho} = |\mathbf{r}_{\mathbf{A}} - \mathbf{r}_{\mathbf{S}}|,$$

скорость изменения расстояния

$$\dot{\rho} = \frac{1}{\rho} \left(\mathbf{v}_{\mathbf{A}} - \mathbf{v}_{\mathbf{S}} \right) \cdot \left(\mathbf{r}_{\mathbf{A}} - \mathbf{r}_{\mathbf{S}} \right),$$

разность высот

$$ДЯ = |r_{s}| - |r_{A}|^{-} - уз$$
 (при малом z_{3}),

угловая скорость линии визирования

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{\rho} \left| \mathbf{v}_{\mathbf{A}} - \mathbf{v}_{\mathbf{S}} - \frac{\dot{\rho}}{\rho} \left(\mathbf{r}_{\mathbf{A}} - \mathbf{r}_{\mathbf{S}} \right) \right|.$$

Одновременно с выбором систем координат стороны согласовали ряд баллистических понятий, относительно которых могли возникнуть различные толкования; определили форму обмена для начальных векторов состояния кораблей, т. е. для основной исходной баллистической информации при решении навигационных задач; выбрали систему единиц для всех баллистических данных, которыми Центры управления должны были обмениваться и которые приводились в совместных документах.

В СССР и США по-разному трактовалось понятие виток орбиты. Виток в определении США — дуга орбиты между двумя последовательными прохождениями космическим кораблем, находящимся на орбите, над одним и тем же меридианом. Для корабля «Аполлон» в качестве начала отсчета принят меридиан 80°,4 з. д. Первый виток начинался в точке выведения корабля «Аполлон» и заканчивался при прохождении корабля над меридианом 80°,4 з. д.

Виток в определении СССР — дуга орбиты между двумя последовательными прохождениями кораблем восходящего узла орбиты. Первый виток начинался в точке выведения корабля «Союз» на орбиту и заканчивался в первом восходящем узле.

Для принятого в США отсчета витков через каждые 16 инерциальных обращений корабля теряется один виток, так как меридиан 80°,4 з. д. инерциально сдвигается со скоростью вращения Земли. Поэтому 15-й виток соответствует 16-му инерциальному обращению, 30-й виток— 32-му обращению и т. д. Для принятого в СССР отсчета витков номер инерциального обращения совпадает с номером витка. В связи с этим будем впредь для корабля «Аполлон» вместо витка использовать термин «оборот». Тогда для первой стартовой возможности корабля «Аполлон» (см. гл. 4) номер. текущего оборота «Аполлона» при известном номере витка корабля «Союз» можно определить по формуле

$$N_{\mathbf{A}} = N_{\mathbf{S}} - \Delta N_{\mathbf{S}\mathbf{A}} - E\left\{\frac{N_{\mathbf{S}}}{16}\right\},\tag{3.29}$$

где NS — номер текущего витка корабля «Союз», A#SA — число полных витков «Союза», прошедших до старта корабля «Аполлон», E — целая часть от выражения в скобках.

Уточнения потребовал и вопрос отсчета высот, в частности экстремальных. В СССР экстремальные высоты $\mathbf{M}_{n}\mathbf{1}_{n}$ и \mathbf{M}_{rax} для каждого витка орбиты обычно вычисляются относительно поверхности общего земного эллипсоида [19, 23]. В США используются высоты перигея H_{n} и апогея H_{a} для заданных моментов оскуляции (здесь и далее H_{n} и H_{a} — высоты относительно некоторой сферы радиуса Д). В программе ЭПАС стороны договорились в совместной документации при обмене баллистическими данными и любой другой совместной деятельности высоты полета кораблей HRотсчитывать от поверхности сферы, радиус которой равен экваториальному радиусу R общего земного эллипсоида; таким образом, в ряде навигационных задач была принята сферическая модель Земли. Следует заметить, что в МДКА используется другая модель Земли (см. ниже), которая органически входит в математические модели сил, действующих на корабли в полете. Здесь и в дальнейшем будут использоваться высоты H и Яд, поскольку первая из них характеризует реальную орбиту корабля, а вторая удобна при введении некоторых определений. Экстремальные высоты относительно поверхности сферической Земли радиуса ft будем обозначать $H_{R \min}$ и HR_{\max} .



Рис. 13. Изменение высоты круговой орбиты в течение витка за счет нецентральности гравитационного поля Земли

1 — кривая изменения Яд и ДЯд = Яд — Яд_о, 2 — средняя высота Яд_{ср}

Для решения задач сближения кораблей было введено понятие круговой орбиты. Известно, что из-за несферичности Земли и нецентральности ее гравитационного поля можно говорить лишь об орбите, близкой к круговой, поскольку для реального движения КА круговой орбиты практически не существует. Поэтому было принято под круговой орбитой высоты Яд над сферой радиуса *R* понимать орбиту, высота которой над экватором равна Яд и приблизительно одинакова в других диаметрально противодоложных точках орбиты.

Рис. 13 иллюстрирует смысл введенного определения и дает возможность оценить разность высот для различных точек круговой орбиты при Яд₀ = 230 км.

В совместном документе ЭПАС 40201 «Баллистическая вычислительная модель» стороны приняли стандартную форму вектора состояния корабля и определили его временную привязку и систему единиц для измерения составляющих вектора состояния. Было определено, что вектор состояния каждой из сторон передается в системе координат № 2, координаты измеряются в метрах, составляющие вектора скорости в м/с, баллистический коэффициент корабля передавался в размерности м³/кГ»с². Время, к которому был привязан вектор состояния, соответствовало всемирному времени с указанием года, месяца, дня, часов, минут и секунд с точностью до 0,001 с. Ниже приведена стандартная форма вектора состояния:

 $\begin{array}{r} 1975 \ 07 \ 141440 \ 00.000 \\ \text{C.} \ 01557 \\ X2 \ + \ 5.0449510 + 06 \\ Y2 \ + \ 2.7741500 + 05 \\ Z2 \ + \ 4.2178240 + 06 \\ \text{DX2} \ - \ 3.2735585 + 03 \\ \text{DY2} \ + \ 5.7315130 + 03 \\ \text{DZ2} \ + \ 3.5356714 + 03 \end{array}$

Такая запись означает, что 14.7.1975 г. в 14 ч 40 мин 00,000 с всемирного времени вектор состояния КА имел следующие компоненты: a? =* 5044951,0 м, $y_a = 277415,00$ м, ..., % = 3535, 6714 м/с и c = 0,01557 м³/к Γ -с².

Стороны условились, что и при любой другой совместной деятельности отсчет времени будет производиться либо во всемирном (гринвичском среднем) времени (ГСВ), либо в полетном времени (ПВ) от момента старта корабля «Союз».

3.4. Согласованная модель движения КА

Как показано выше, МДКА состоит их двух главных компонент: метода расчета (метод решения дифференциальных уравнений движения КА) и моделей действующих сил. Из этих компонент при выборе МДКА для проведения совместных работ по навигационному обеспечению полета главное значение имел выбор моделей действующих сил. Основным условием для методов расчета была практически одинаковая точность вычисления текущего фазового вектора корабля при вычислениях по одному и тому же исходному начальному вектору состояния в примерно идентичных условиях. Последнее подразумевает использование одних и тех же моделей действующих сил и близких по характеристикам ЭВМ, и прежде всего по их разрядности. Бели выполнено это основное условие, то при всех различиях методы расчета не оказывают заметного влияния на МДКА и этим влиянием можно пренебречь.

При согласовании моделей действующих сил предполагалось, что как в СССР, так и в США, имеющих большой опыт решения задач навигационного обеспечения полета КА различных классов, упомянутое основное условие при разработке методов расчета выполнено. Это естественное предположение надо было проверить, что и было сделано в дальнейшем (см. гл. 6). Исходя из этого, выбор моделей действующих сил, по существу, означал выбор МДКА.

При выборе моделей действующих сил необходимо было учитывать, с одной стороны, требования к точности определения орбит кораблей и прогнозирования их движения, а с другой стороны, возможные ошибки прогнозирования движения в соответствии с выбранными орбитами. Полет КК «Союз» и «Аполлон» проходил на сравнительно малых высотах, для которых сопротивление атмосферы имеет на движение кораблей определяющее влияние. По сравнению с атмосферой гравитационное поле Земли оказывало значительно меньшее влияние на полет кораблей. В связи с этим было нецелесообразно использовать достаточно полные модели гравитационного поля Земли с учетом большого числа гармоник разложения в ряд по сферическим функциям, поскольку это без особой необходимости приводило бы к увеличению времени решения навигационных задач на ЭВМ. В разложении гравитационного поля Земли необходимо было удерживать лишь члены, учет которых позволил бы обеспечить нужную точность определения орбит и прогнозирования движения корабля по высоте. с тем чтобы ошибки такого рода не приводили к заметным дополнительным ошибкам в расчете силы сопротивления атмосферы. И наоборот, для атмосферы необходимо было использовать наиболее точную модель с целью уменьшения ошибок прогнозирования и создания тем самым лучших условий сближения кораблей.

Руководствуясь такими соображениями, стороны для решения основных навигационных задач приняли предложенную США модель гравитационного поля Земли и предложеннуюСССР модель плотности верхней атмосферы. Ниже дано описание этих моделей.

Зацишем обхрее выражение для гравитационного потенциала Земли в следующем виде:

$$U = -^{1} |\mathbf{l} + 2 \wedge ^{^{^{^{^{^{^{^{^{^{^{^{}}}}}}}}}} Bmm} (6) \operatorname{Km} \operatorname{COS} \operatorname{Ttr}\mathbf{Z}, + \operatorname{S}_{nm} \operatorname{sin} mL] (-jr \operatorname{Tr} 1,$$

Ti=2 s=0

где c_{mn} и 5,, — постоянные коэффициенты, e = V xl + yl + z, $0 = \sin i$) == z_a/r , i) — геоцентрическая широта,

$$L = \text{Arctg} \ ^{L}_{\mu} (-180^{\circ} < L < 180^{\circ}),$$

n

— географическая долгота, R—экваториальный радиус, [A — гравитационный параметр, P_{nm} (0) — функции Лежандра, определяемые по формулам

$$\sum_{Z^n w} \frac{d - e^{w}}{2^n \pi!} \frac{d^{n+m}}{d\theta^{n+m}} (\theta^2 - 1)^n.$$

Для согласованной модели гравитационного поля Земли в общем его выражении учтены только зональные гармоники до четвертого порядка включительно и тессеральные гармоники второго порядка:

$$U = \frac{\mu}{r} \left\{ 1 + \left[\sum_{n=2}^{a} c_{n0} \left(\frac{R}{r} \right)^{n} P_{n0} \left(\theta \right) \right] + \left(-^{-} Y^{22}(B) / CM \cos 2L + (22 \sin 2L) \right] \right\}.$$
 (3.30)

3 И. К. Бажинов, В. Д. Ястребов

Принятые значения констант и их точность (в скобках) приведены ниже!

$\mu = 0, 3986012 - 10^{18} M^8/c^2,$	(±0,4-10° м»/с²);
Д = 0,6378160-10 ⁷ м,	(±0,5-Юм);
с ₂₀ = 1082,7.10-в,	(±0,ЫО- ^в);
$c_{30} = 2,56.10-e,$	(±0,ЫО-');
= 1,58.10-e,	(±0,2.10-0);
$c_{22} = 1,57 - 10^{-6},$	(±0,OMO-«);
$m = -0,897 - 10^{-8},$	(±0,ОЫО-в).

Модуль ускорения силы сопротивления атмосферы вычисляется по известной [141 формуле

$$a_{\nu} = \frac{1}{2} c_{D} \frac{s}{m} - pv^{2} c_{D} v^{*}, \qquad (3.31)$$

где со — коэффициент лобового сопротивления, § — эффективная площадь поперечного сечения корабля [23], т — его масса, с — баллистический коэффициент КА, р — плотность атмосферы, $f = V \pm 1 + yl + zf$ — модуль вектора скорости корабля относительно вращающейся Земли.

При вычислении плотности верхней атмосферы была использована советская динамическая модель [7], для которой плотность вычисляется как произведение нескольких сомножителей, соответствующих тому или иному виду известных вариаций плотности:

(3.32)

$$p = pHR^{R}R^{*}$$

где РН — ночной вертикальный профиль плотности атмосферы; KI — сомножитель, отражающий изменение плотности при изменении интенсивности солнечного радиоизлучения F на волне 10,7 см относительно некоторого среднего уровня интенсивности F_0 ; K_2 — сомножитель, учитывающий суточный эффект в распределении плотности; K^{\wedge} — сомножитель, описывающий полугодовые вариации плотности атмосферы; K_4 — сомножитель, учитывающий корреляцию между вариациями плотности и геомагнитной возмущеныостью. Сомножители, входящие в формулу (3.32), определяются по формулам;

$$P_{H} = \exp[ai - a_{2}(H - a^{*})^{T}], K_{e} \ll 1 + (b_{e} + b_{a}H) - \frac{F - F_{0}}{F_{0}},$$

$$K_{2} = 1 + \left\{c_{1} + c_{2}H + c_{3}\exp\left[-(H + c_{4})^{3} - \frac{1}{c_{5}^{2}}\right]\right\} \times X\left(\cos^{w} > \frac{\psi_{1}}{2} + c_{6}\cos^{w_{2}} - \frac{\psi_{2}}{2}\right),$$

$$K_{3} = 1 + (A_{1} + A_{2}H)A(d), \quad K_{4} = 1 + (e_{1} + e_{2}H)\ln\frac{a_{p}}{a_{p}}.$$

где

$$\cos \% = -\frac{1}{4} \sum_{z_z} \sin 60 + \cos 60 (\# 2 \cos Y! + i/_2 \sin Y_1) J,$$

$$\cos \psi_2 = -\frac{1}{4} I - z_2 \sin 60 + \cos 60 (\#_2 \cos 72 + y_2 \sin 72) B$$

$$\gamma_1 = \langle \mathbf{e} | \mathbf{e} + \mathbf{e}_1 - S_0 - \omega t, \quad \gamma_2 = \mathbf{a}_0 + \mathbf{e}_2 - S_0 - \omega t,$$

Я — высота над земной поверхностью, км, t — - гринвичское средпее время, a©, 60 — прямое восхождение и склонение Солнца, г) — угловая скорость вращения Земли, «<u>S₀</u> — звездное время в среднюю гринвичскую полночь, e = Yx + r/2 + t - mogynbрадиус-вектора корабля.

Значения численных поправок на полугодовой эффект A (d) приведены в табл. 3. Поправки заданы от начала года с тагом в 10 сут. На промежуточные моменты времени значения A (c!) находятся линейным интерполированием.

-1	A (d)	d	A (d)	d	A (d)
0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 110 120	-0,067 -0,088 -0,094 -0,088 -0,053 -0,005 0,039 0,090 0,123 0,123 0,123 0,126 0,099 0,059	130 140 150 160 170 180 190 200 210 220 230 240 250	0,017 -0,027 -0,065 -0,103 -0,136 -0,156 -0,172 -0,180 -0,183 -0,179 -0,163 -0,133 -0,085	260 270 280 290 300 310 320 330 340 350 360 370	-0,018 0,059 0,123 0,161 0,170 0,156 0,119 0,073 0,027 -0,023 -0,055 -0,078

Таблица З

В табл. 4 приведены значения других коэффициентов модели (3.22), изменяющиеся в зависимости от изменения среднего уровня интенсивности солнечного радиоизлучения F_o на одиннадцатилетнем цикле солнечной активности.

Массивы значений F (текущий уровень интенсивности солнечного радиоизлучения) и a_p (текущий индекс геомагнитной возмущенности) в общем случае должны задаваться с шагом 1 сут и 3 ч соответственно. В течение интервалов Дг (F) = 0,25 сут и Д2 (dp) = 0,75 ч табличные значения этих величин остаются постоянными, а между участками постоянства их значения находятся линейной интерполяцией. Значения F и a_p , используемые

Таблица 4

	IVЮ ² *, Вт-м-в.Гц-і			
Коэффициент	75	100	125	150
«1 «2 «3 · *1 *2 Cl Cl Cl Cl Cl Cl Cl Cl Cl Cl Cl Cl Cl	$\begin{array}{r} 75 \\ -14,030 \\ 0,9108 \\ 59,77 \\ -0,630 \\ 0,100506 \\ 0,130 \\ 0,00014 \\ 3,733 \\ -507,95 \\ 189,85 \\ -0,041 \\ 4,2 \\ 6,0 \end{array}$	$\begin{array}{r} 100 \\ -15,095 \\ 0,8299 \\ 68,92 \\ -0,750 \\ 0,00560 \\ -0,172 \\ 0,00217 \\ 3,784 \\ -566,11 \\ 200,97 \\ -0,047 \\ 4,1 \\ 6,0 \end{array}$	125 -17,028 0,7198 93,36 -0,710 0,00562 -0,274 0,00257 4,048 -632,63 230,76 -0,038 4,4 5,Й	$\begin{array}{r} 150 \\ \hline -16,072 \\ 0,7166 \\ 70,33 \\ -0,765 \\ 0,00571 \\ -0,247 \\ 0,00199 \\ 4,698 \\ -707,58 \\ 278,35 \\ -0,012 \\ 5,2 \\ 5,9 \end{array}$
Φ_{1}^{2} Φ_{2}^{2} Π_{1} Π_{2}^{2} *1 e_{2}^{2} ap	37°,4 325°,9 0,602 0,00369 0,132 0,00108 2,0	, 34°,2 318°,0 -0,526 0,00636 0,130 0,00104 2,0	34°,5 308°,0 0,513 0,00631 0,128 0,00095 3,0	33°,8 322°,2 0,607 0,00670 0,115 0,00089 4,0

на шаге интегрирования в момент времени *t*, должны рассчитываться на моменты времени tp = t — At (*F*) и $t_{ap} = t$ — AT (a_p), где AT (*F*) = 1 сут и AT (a_p) = 0,25 сут — «времена запаздывания» изменений плотности, коррелирующих с соответствующими изменениями величин *F* и a_p .

При проведении работ по п^рограмме ЭПАС для предполетных навигационных расчетов принималось, что для данной высоты полета H K_{z} = const и K^{\pm} — const, поскольку их ежедневные значения не могли быть спрогнозированы. Постоянные значения K' и K^{\pm} были получены в соответствии с прогнозом на 1975 г. для F = 75 и $a_{p} = 10$. Для вычисления в этом случае p_{μ} , K_{2} и K_{3} использовались табл. 3 и первая колонка табл. 4.

В соответствии с договоренностью наилучшие значения F и a_p должны были быть спрогнозированы и согласованы не менее чем за три месяца до полета кораблей. В процессе полета стороны при решении навигационных задач должны были использовать эти постоянные значения F и a_p . Реальное состояние атмосферы должно было учитываться средним образом путем уточнения баллистического коэффициента c в формуле (3.21), как параметра согласования, для повышения точности прогнозирования движения корабля.

Плотность, вычисленная по формуле (3.22), имеет размерность к Γ -с²'М~⁴. Для перехода к размерности к Γ -м""³ значение плотности необходимо умножить на величину гравитационного ускорения g = 9,80666 м-с"².

В процессе БО полета корабля «Союз» при решении основных навигационных задач использовался метод численного интегрирования дифференциальных уравнений движения КА. В векторной форме эти уравнения имеют следующий вид [6]:

$$\Gamma = -\pounds' + B, \qquad (3.33)$$

где г — радиус-вектор КА, f_в — вектор возмущающего ускорения. Запишем уравнение (3.33) в координатной форме в системе

Запишем уравнение (3.33) в координатной форме в системе координат № 2 (индекс «2» для упрощения записи опустим):

$$\dot{\boldsymbol{v}}_{\boldsymbol{x}} = \left(\boldsymbol{\omega}^{3} - \frac{\mu}{r^{3}}\right)_{\boldsymbol{x}}^{\boldsymbol{x}} + \frac{\partial \boldsymbol{U}_{B}}{\partial \boldsymbol{v}_{x}} - cp\boldsymbol{w}_{\boldsymbol{x}} + 2\boldsymbol{\omega}\boldsymbol{v}_{\boldsymbol{y}},$$

$$\dot{\boldsymbol{v}}_{\boldsymbol{y}} = \left(\boldsymbol{o}^{2} - \frac{\mu}{r^{2}}\right)_{\boldsymbol{y}}^{\boldsymbol{x}} + \frac{\partial \boldsymbol{U}_{B}}{\partial \boldsymbol{z}} - cp\boldsymbol{v}\boldsymbol{v}\boldsymbol{y} - 2(\boldsymbol{0}^{2}, \boldsymbol{z}),$$

$$\dot{\boldsymbol{v}}_{\boldsymbol{z}} - \frac{\mu}{\Gamma^{2}}\right)_{\boldsymbol{x}}^{\boldsymbol{x}} + \frac{\partial \boldsymbol{U}_{B}}{\partial \boldsymbol{z}} - cp\boldsymbol{v}\boldsymbol{v}_{\boldsymbol{z}},$$

$$\dot{\boldsymbol{y}}_{\boldsymbol{z}} = * \times *, \quad \boldsymbol{Y} = \boldsymbol{y}, \quad \boldsymbol{z} = \mathbf{i}_{\boldsymbol{y}},$$
(3.34)

В системе (3.34) £7_в — часть потенциала гравитационного поля Земли, за исключением потенциала центрального поля. Для принятой модели гравитационного поля Земли

$$U_{\rm B} = \frac{\mu}{r} \left[\sum_{n=2}^{4} c_{n0} \left(\frac{R}{r} \right)^n P_{n0} \left(\theta \right) + \left(-\pounds \right)^2 ^2 ({\rm B}) \left(c_{22} \cos 2L + s_{22} \sin 2L \right) \right].$$
(3.35)

Из выражения (3.35) и предыдущих формул легко получить зависимости для производных *dUJdx*, *dUJdy* и *dUJdz* как функций модуля и составляющих радиус-вектора г.

Для численного решения системы дифференциальных уравнений (3.34) используется метод численного интегрирования Адамса седьмого порядка при постоянном шаге интегрирования по времени $h_{c} = 80$ с.

Таким образом, при БО полета корабля «Союз» используемая для решения навигационных задач точная МДКА включает систему дифференциальных уравнений движения (3.34) с математичгскими моделями действующих сил (3.30) — (3.32) и метод Адамса А/іп численного интегрирования этой системы. Координаты и состшишющие вектора скорости корабля в моменты времени, не крати ып тагу численного интегрирования, вычисляются при необходимости но интерполяционным формулам метода Адамса [2, 3], точность которых совпадает с точностью численного интегрирования.

В общем случае задание МДКА эквивалентно функциональной зависимости между векторами состояния КА в текущий и некоторый начальный моменты времени, а именно

$\mathbf{q}\left(t\right)=\boldsymbol{F}_{\mathrm{M}\mathrm{J}\mathrm{K}\mathrm{A}}\left(\mathbf{q}_{0},0\right)$

(3.36)

В частном случае аналогичное соотношение существует для фазового вектора КА:

о(*)-/ЪдкА(Яо»0, (3-37)

где и = $|| xyz \pm yz ||^{r}$ — фазовый вектор КА, составляющими которого являются координаты и компоненты скорости КА в некоторый момент времени в любой системе координат.

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О НАВИГАЦИОННОМ ПЛАНЕ ПОЛЕТА

*

4.1. Орбиты выведения и монтажная орбита кораблей «Союз» и «Аполлон». Окна старта

Одной из первых задач навигационного планирования полета было определение орбит выведения кораблей и выбор монтажной орбиты. Орбиты выведения кораблей «Союз» и «Аполлон» были выбраны из достаточно простых соображений. В каждой из стран для выведения КК на орбиту использовались известные ракеты-носители и их пуск производился с определенных космодромов. Поэтому не было серьезных причин для какого-либо существенного изменения принятых в СССР и США схем выведения кораблей.

Как известно, корабли типа «Союз» при старте их ракет-носителей с космодрома Байконур обычно выводились на орбиты со средними высотами полета порядка 200-250 км при наклонении около 52°. Предварительные расчеты показали, что сближение и стыковку кораблей целесообразно осуществить также в указанном диапазоне высот. Условия пуска корабля «Аполлон» из Центра космических полетов им. Дж. Кеннеди (мыс Канаверал) позволили американским специалистам принять и характерное для корабля «Союз» наклонение. В связи е этим стороны согласовали следующие орбиты выведения:

корабль «Союз» выводился на орбиту с параметрами $HR_m \setminus_n =$ ' =188, $\Re_{\Pi_{raax}} = 228 \text{ км};$ корабль «Аполлон» выводился на орбиту с параметрами

#**Rmln** = ¹⁵⁰> Яятах = ¹⁶⁷ № наклонение орбит было, естественно, одинаковым и равнялось

 $i = 51.^{\circ}8.$

После выведения на эти орбиты корабли совершают серию маневров и переходят на монтажную орбиту, на которой происходит их встреча и стыковка.

Выбор монтажной орбиты потребовал длительных исследований. Во-первых, необходимо было согласовать форму орбиты. Для принятой схемы сближения корабля «Аполлон» с кораблем «Сотн» оптимальной являлась круговая монтажная орбита. Во-вторых, необходимо было выбрать высоту Н_{ко} круговой монтажной
орбиты. При этом пришлось рассмотреть все возможности и ограничения кораблей «Союз» и «Аполлон» по минимальной и максимальной высотам полета, а также учесть особенности совместного полета, и в том числе возможность старта КК «Аполлон» после формирования кораблем «Союз» монтажной орбиты не только в первый, но и в другие дни полета корабля «Союз». Более подробно резервные стартовые возможности КК «Аполлон» рассмотрены в разделе 4.6. Здесь же отметим, что, кроме первых суток, корабль «Аполлон» мог стартовать на вторые, третьи, четвертые и пятые сутки полета корабля «Союз», т. е. имелось пять стартовых возможностей для КК «Аполлон».

Рассмотрим первую стартовую возможность. Для нее исходя из схемы сближения корабля «Аполлон» с кораблем «Союз» выбирается определенная номинальная ситуация по высоте полета и фазовому рассогласованию, т. е. высота монтажной круговой орбиты должна быть равна Яд₀, а фаза $\Phi = \Phi_0$ (см. разд. 3.3). При этом очевидно, что корабль «Аполлон» должен быть выведен в плоскость орбиты корабля «Союз» с незначительными возможными ошибками, так как устранение боковых рассогласований требует больших расходов топлива.

Для остальных стартовых возможностей корабля «Аполлон» на первый взгляд идеальной была бы так называемая кратная монтажная орбита корабля «Союз», т. е. такая орбита, трасса которой в каждые сутки проходит через точку выведения корабля «Аполлон» при одном и том же фазовом расстоянии между кораблями.

Такая кратная орбита с учетом прецессии узла (6Q = 0,°34 за виток при i = 51.% и HR = 200 -т- 250 км) и торможения корабля в атмосфере имеет, как показали расчеты, среднюю высоту $\hat{H}R_{o}$ = = 203 км. Однако такая высота является неприемлемой как для корабля «Союз», так и для корабля «Аполлон» по ряду причин. Во-первых, при некоторых нештатных ситуациях (низкое выведение корабля «Союз», нерасчетные маневры формирования монтажной орбиты) становится малым время существования корабля «Союз», т. е. время его полета до некоторой допустимой высоты *H_в* > Яддоп» в частности, из-за теплового нагрева корабля. Во-вторых, при тех же ситуациях усложняются условия сближения для корабля «Аполлон». Как будет подробно изложено в разделе 4.3, для принятой схемы сближения корабль «Аполлон» на последней стадии сближения должен находиться на орбите, которая имеет меньшую высоту по сравнению с орбитой корабля «Союз». Но при малой высоте монтажной орбиты в нештатных ситуациях и особенно для более поздних стартовых возможностей уже для корабля «Аполлон» может сложиться ситуация, когда его штатное сближение с кораблем «Союз» станет невозможным из-за недопустимо низкой высоты орбиты корабля «Аполлон». К этому следует добавить, что для низких высот на полете кораблей могли более заметно сказаться возможные колебания плотности верхней

72

атмосферы. Из-за этого возрастают ошибки прогнозирования движения кораблей и, следовательно, ухудшаются условия их сближения. В-третьих, такая орбита является кратной практически только для одних суток полета кораблей. Значительное торможение в атмосфере при малой высоте полета быстро превращает эту орбиту в некратную. Использовать в качестве монтажной другую, более высокую кратную орбиту было также нецелесообразно. С одной стороны, серьезным препятствием к этому была большая высота лолета (*HR* ^> 300 км) и как следствие этого значительные энергетические затраты для формирования такой монтажной орбиты кораблем «Союз» и для сближения корабля «Аполлон» с кораблем «Союз». С другой стороны, переход на такие высокие орбиты не был вынужденным и, кроме приблизительной кратности орбиты, ничем не был оправдан.

В связи с изложенным при окончательном выборе высоты монтажной орбиты за основу были взяты возможности корабля «Аполлон» по сближению для всех пяти стартовых возможностей. При этом ставилось условие, чтобы временной график проведения маневров сближения кораблей «Аполлон» после маневра NC2 (см. разд. 4.3) был в основном одним и тем же для всех стартовых возможностей. При таких условиях могли иметь место две ситуации, определяющие допустимые границы фазового угла на момент выведения корабля «Аполлон». При первой корабль «Аполлон» выводится позади корабля «Союз» ($\Phi > 0$) и, оставаясь на более низкой орбите, чем орбита корабля «Союз», догоняет его. При второй корабль «Аполлон» выводится впереди корабля «Союз» (Ф < <Ч)), при помощи дополнительного маневра переводится на более высокую орбиту, чем орбита корабля «Союз», и отстает до нужного значения фазового угла. Затем «Аполлон» переходит на более низкую орбиту, чем орбита корабля «Союз», для проведения окончательного этапа сближения. Проведенные американской стороной расчеты показали, что для высоты монтажной орбиты HR_{o} = = 225 км при выведении корабля «Аполлон» в интервале фазовых углов (-64°, +115°) энергетические возможности «Аполлона» позволяют обеспечить его сближение с кораблем «Союз» при одном и том же графике проведения маневров (после маневра NC2), причём маневры проводятся приблизительно в одно и то же время суток, но величины корректирующих импульсов по изменению орбиты различны. Такой порядок проведения маневров создает определенность, что в значительной степени облегчает действия экипажа и управление полетом КК «Аполлон». Действительно, при таком постоянном графике многие условия проведения маневров являются достаточно близкими. Так, сдвиг маневров КК «Аполлон» во времени суток незначителен и примерно равен сдвигу времени старта (около 25 мин/сут). Еще меньше изменяются условия видимости корабля со станций слежения; в некотором сравнительно небольшом интервале времени, включающем момент проведения маневра, близкими остаются и условия освещенности

73

корабля; план деятельности экипажа для всех стартовых возможностей в части времен и условий проведения маневров остается практически постоянным.

Заметим, что при таком подходе к выбору высоты монтажной орбиты для номинального полета (первая стартовая возможность) маневры по фазированию и переходу на коэллиптическую орбиту, ит маневра NC1 до маневра NSR (см. разд. 4.3), не обязательно являются оптимальными по энергетическим затратам. Так, из табл. 9 и табл. 33—36 (Приложение 4) следует, что энергетические затраты на эти маневры для номинального полета несколько оолыпе по сравнению с второй стартовой возможностью.

На основании всех этих соображений для монтажной орбиты была принята высота $HR_o = 225$ км. Согласованные начальные условия и основные элементы монтажной орбиты приведены в Приложении 1 (табл. 30) и в табл. 25.

Следует заметить, что для конечного участка сближения план маневров составляется так, что маневры этого участка во времени суток смещаются еще меньше. Это в свою очередь существенно облегчает действия экипажа при сближении и стыковке кораблей (см. разд. 4.3). Исключением из этого правила является пятая стартовая возможность, для которой уже начиная с первых маневров по сближению одноименные маневры производятся примерно на один виток (по времени суток) раньше по сравнению с первыми четырьмя стартовыми возможностями (см. разд. 4.3).

Окна старта кораблей определялись из следующих условий. Некоторые участки полета КК требуют выполнения определенных условий по освещенности на поверхности Земли или на орбите. В свою очередь для выбранных номинальных орбит эти условия зависят от конкретной календарной даты и времени старта корабля. Если потребовать выполнения этих условий при полете корабля, то из полных суток каждой даты для старта корабля должны быть выделены лишь вполне определенные интервалы времени — окна старта.

Для КК «Союз» и «Аполлон» выбор и согласование стартовых окон представляли определенные трудности, поскольку требования по освещенности для кораблей различны и стартовые комплексы сторон географически существенно разнесены.

Рассмотрим ограничения на времена старта КК «Союз» и «Аполлон». Номинальное время старта корабля «Союз» определяется условиями, которые должны быть выполнены на одном из трех первых суточных витков в сутки посадки:

1) посадка корабля должна произойти не менее чем за час до реального захода Солнца в районе приземления;

2) перед включением тормозного двигателя должны быть выполнены требования по работе системы ручной ориентации — время полета от терминатора до включения тормозного двигателя должно быть не менее восьми минут; при соблюдении этого уеловия космонавт в специальное визирное устройство корабля видит



Рис. 14. Ограничения на времена старта «Союза» и «Аполлона» *1* — номинальные времена старта корабля «Союз»

полностью освещенную Землю и имеет возможность при помощи ручной системы ориентации контролировать работу автоматической системы или, перейдя на ручное управление, обеспечить построение местной вертикали.

Как правило, такие условия должны быть выполнены на первом суточном витке — основном посадочном витке корабля «Союз». При этом второй и третий суточные витки являются резервными для посадки. Однако оказалось, что для первого суточного витке взаимно приемлемое стартовое окно, учитывающее одновременно ограничения на времена старта кораблей «Союз» и «Аполлон», выбрать невозможно. Поэтому было принято решение выполнить условия освещенности только на третьем или втором суточном витках в зависимости от календарной даты. На рис. 14 представлены указанные ограничения в виде графиков функций

$$b = *tf (<9. \quad *_{\mathsf{H}} = *\mathsf{U} (<*) \ (7 = 2, 3), \tag{4.1}$$

где d — дата старта, / — номер суточного витка для корабля «Союз». Для каждого витка посадки время старта корабля «Союз» t^{2} должно выбираться из условия

$$b < ** < tv(/=2,3).$$
 (4.2)

. Время старта КК «Аполлон» определяется двумя ограничениями:

1.) приводнение корабля в конце полета в Тихий океан должно произойти не менее чем за два часа до темноты (гражданского захода Солнца) и не более чем за один час до рассвета (гражданского восхода Солнца) в районе приводнения; 2) при аварии на участке выведения приводнение должно произойти не менее чем за три часа до темноты в районе приводнения в Северной Атлантике.

Для совместного полета ограничение 2) было наиболее существенным. Указанные ограничения на время старта КК «Аполлон», приведенные к ограничениям на время старта корабля «Союз» (t\$ = t - 7430 мин, см. ниже), представлены также на рис. 14 в виде функций

$$t_{A1} = t_{A1}(d), \quad t_{A2} = t_{A2}(d).$$

Время старта корабля «Союз» при выборе по условию (4.2) должно было одновременно удовлетворять условию

(4.3)

$$t_{\mathbf{A}1} \leqslant t_{\mathbf{S}} \leqslant t_{\mathbf{A}2}. \tag{4.4}$$

Как показали расчеты, из-за ограничения 2) для корабля «Аполлон» нельзя было найти взаимно приемлемое решение по времени старта корабля «Союз». В связи с этим была согласована допустимость нарушения этого ограничения, т. е. время старта корабля «Союз» могло быть больше правой границы неравенства (4.4) на 25 мин для диапазона дат с 1 марта по 1 октября и на 50— 90 мин (в зависимости от даты) для остальных месяцев.

Неравенства (4.2) и (4.4) определяют с учетом последнего замечания интервалы допустимых времен старта первого корабля «Союз» (№ 1) в зависимости от даты пуска. Однако при назначении конкретного времени старта в этих интервалах необходимо было учесть возможность запуска второго корабля «Союз» (№ 2) в некоторых ситуациях, с тем чтобы повысить вероятность выполнения основных задач совместного полета.

Запуск корабля «Союз» № 2 планировался прежде всего в том случае, когда при нормальном полете «Союза» № 1 кррабль «Аполлон» не может использовать ни одну из своих пяти стартовых возможностей. В этой основной ситуации корабль «Союз» № 2 запускался при готовности корабля «Аполлон» к пуску и сближение проводилось по номинальному плану. При этом время старта корабля «Союз» № 2 выбиралось приблизительно в середине интервала (\pounds_2 з? ^is) Д^{ая} диапазона март—октябрь и по кривой \pounds_2 2 Д^{ая} диапазона октябрь—март (см. рис. 14), поскольку в этом случае уже нет необходимости учитывать возможность запуска следующего корабля «Союз». Такой подход к выбору времени старта КК «Союз» № 2 улучшает ситуацию с освещенностью при аварии на участке выведения корабля «Аполлон» и в то же время предусматривает некоторый резерв освещенности при работе системы ручной ориентации «Союза».

Вторая ситуация использования корабля «Союз» № 2 возникает в случае досрочной посадки «Союза» № 1 после старта корабля «Аполлон», но до выполнения стыковки. В этом случае корабль «Аполлон» оставался на орбите и совершал соответствующие маневры, с тем чтобы улучшить фазирование для всех старто-

76

вых возможностей кораОля «Союз» № 2. Для этого случая время: старта «Союза» № 2 практически определяется временем прохождения точки его выведения через плоскость орбиты корабля «Аполлон». В свою очередь положение этой плоскости определяется временем! старта корабля «Союз» № 1. Длительность полета корабля «Союз» № 2 во второй ситуации зависит от даты его запуска и даты, в которой еще обеспечивается выполнение номинальных ограничений по освешенности при посадке.

Заметим, что в зависимости от конкретного времени старта корабля «Союз» в* интервале (4.2) возможна большая или меньшая длительность его полета до посадки при выполнении условий по Иначе говоря, длительность полета корабля освешенности. «Союз» с посадкой в начале седьмых суток возможна для всего интервала (4.2) (см. рис. 14). Для большей длительности полета начинает не выполняться условие 2) для корабля «Союз», т. е. нижняя граница интервала (4.2) на рис. 14 будет подниматься выше. На рис. 15 для диапазона дат старта с марта по октябрь индексами $t_1 = \pounds_{23}, \pounds_8, \pounds_9$ и \pounds_{10} отмечены нижние границы интервалов вида (4.2) при посадке корабля соответственно не позднее чем в начале седьмых, восьмых, девятых и десятых суток полета относительно старта корабля «Союз» № 1. В диапазоне октябрь-март дополнительные сутки посадки корабля «Союз» № 2 не обеспечиваются, т. е. его посадка должна произойти не позднее начала седьмых суток. Из приведенного анализа следует, что для увеличения числа стартовых возможностей корабля «Союз» № 2 и более полного выполнения задач совместного полета номинальное время корабля «Союз» № 1 должно быть возможно более поздним.

На основании изложенного и для повышения вероятности запуска в заданный день номинальное время старта корабля «Союз» для каждой даты диапазона март—октябрь выбиралось так, чтобы обеспечить:

а) не менее чем 10-минутное стартовое окно, верхней границей которого является кривая $t_{i R}$ рис. 14;

б) максимальную продолжительность полета корабля «Союз», допустимую по условиям посадки, для обеспечения максимального числа стартовых возможностей корабля «Союз» № 2.

Для диапазона дат октябрь—март из-за невозможности выполнить второе условие номинальное время старта выбирается вблизи нижней границы интервала (4.2) \pounds_{22} с целью обеспечения лучших условий поиска спускаемого аппарата корабля. На рис. 16 приведены времена старта КК «Союз» t и «Аполлон» t_j , причем для корабля «Союз» они являются номинальными. Вместе с соответствующими граничными днями посадки номинальные времена старта «Союза» приведены также в табл. 5 (с шагом в пятнадцать дней) и нанесены точками на рис. 14.

Времена старта корабля «Аполлон» $\pounds j (j = 1 \approx 2, \ldots, 5 - но$ мер стартовой возможности) на рис. 16 приведены для случая запуска корабля с нулевой программой управления по рысканию.



Рис. 15. Диапазоны дат старта корабля «Союз» для максимально допустимо;") продолжительности полета



Рис. 16. Времена старта кораблем «Союз» и «Аполлон»

Јд —номинальные времена стартл «Союза», *ду $0^* = 1, 2, \ldots, 5$) номинальные времена старта «Апол» лона» для его у-й стартовой возможности

Для пяти стартовых возможностей эти времена равны 7 ч 30 мим, 31 ч 05 мин, 54 ч 40 мин, 78 ч 15 мин и 101 ч 49 мин полетного времени корабля «Союз». Для повышения вероятности запуска корабля «Аполлон» при данной стартовой возможности стартовое окно предусматривается также и для «Аполлона». Оно устанавливается в районе времени старта, рассчитанного для запуска с нулевой программой управления по рысканию. Протяженность такого окна ограничена возможностями ракеты-носителя корабля «Аполлон» по управлению рысканием при выведении его в плоскость орбиты корабля «Союз», ограничением на азимут запуска с точки зрения безопасности и диапазоном приемлемых фазовых углов между кораблями на момент выведения «Аполлона», Точное время старта для каждой стартовой возможности корабля «Аполлон» и протяженность стартовых окон «Аполлона» не конкретизировались. Эти параметры зависят от выбранной схемы маневров по сближению корабля «Аполлон» с «Союзом» и рассматривались как вопросы, детальное планирование которых является внутренним лелом США.

Таблица 5

Дате старта	Время старта, ч. мин	Предель- ное время полета до посадки, сут	Дата старта	Время старта ч. мин	Предель- ное время полета до посадки. сут
1 января 15 дирорд	12.56	. 7'	1 июля 15 уюля (уюлянов)	15.34	10
15 января 1 феррода	- 13.00 12.10	7	15 июля (номинал)	15.20	10 .
1 февраля 15 февраля	13.10	7	1 августа 15 августа	14.38	8
1 марта	13.52	7	1 сентября	14.50	
15 марта	13.14	7	15 сентября	13.28	7
1 апреля	14.08	-8	1 октября	12.58	7
15 апреля	14.32	9	15 октября	12.59	7
1 мая	14.55	9	1 ноября	12.40	. 7
15 мая	15.15	10	15 ноября	12.30	7
I июня	15.30	10	1 декабря	12.30	7
15 июня	15.38	10	15 декабря	12.40	7

4.2. Общие требования к совместным маневрам кораблей «Союз» и «Аполлон». Выбор планов навигационных измерений и маневров формирования монтажной орбиты кораблем «Союз»

В разделе 4.1 представлены сведения о выборе параметров номинальных орбит выведения (начальных орбит) кораблей и монтажной орбиты. Для обеспечения встречи и стыковки корабли «Союз» и «Аполлон» должны были совершить ряд маневров по переходу с орбиты выведения на монтажную орбиту. От оптимальности плана этих маневров зависят расходы требуемого топлива на совершение маневров, а также точность формирования монтажной орбиты. Поскольку для расчетов маневров всегда требуется знание фактического движения кораблей, то выбор плана маневров связан с выбором плана навигационных измерений. Особенно важны эти вопросы для корабля «Союз» вследствие того, что сопетские станции слежения, расположенные в основном на территории СССР, позволяют произвести навигационные измерения лишь на относительно небольших дугах орбиты. Поэтому для обеспечения необходимой точности определения орбиты «Союза» приходится использовать навигационные измерения, выполняемые за два-три прохождения корабля «Союз» над территорией СССР. На основании исследований, проведенных на стадиях проектирования и подготовки к совместному полету, специалисты СССР и США пришли к ряду соглашений, определивших некоторые основные черты рациональных планов маневрирования.

Было решено, что ракета-носитель корабля «Союз» стартует первой и выводит корабль на начальную орбиту, а ракета-носитель корабля «Аполлон» стартует второй. При этом момент старта ракеты-носителя «Аполлона» рассчитывается таким образом, чтобы в момент выхода на орбиту вектор скорости полета «Аполлона» был близок к плоскости орбиты полета «Союза». (Скорость «Аполлона», естественно, должна быть направлена в ту же сторону, что и скорость «Союза».) Это выполняется примерно тогда, когда точка старта ракеты-носителя «Аполлона», вращаясь вместе с Землей, совпадает с плоскостью орбиты «Союза».

Расчеты показали, что совпадение точки старта ракеты-носителя «Аполлона» с плоскостью орбиты «Союза» происходит первый раз через 7 ч 30 мин после старта «Союза» и затем повторяется каждые сутки примерно через 23 ч 35 мин.

Момент времени, соответствующий 7 ч 30 мин полета корабля «Союз», был принят в качестве первого основного момента старта ракеты-носителя «Аполлона». Четыре следующих возможных момента старта «Аполлона» были приняты в качестве запасных на случай внезапных резких ухудшений метеоусловий в точке старта, а также непредвиденных неполадок на ракете-носителе или корабле «Аполлон», обнаруженных уже после запуска «Союза». (Более подробно о планах выполнения совместного полета в случаях возникновения основных неполадок на «Аполлоне» или «Союзе» см. разд. 4.6.)

Для того чтобы иметь возможность экспериментально проверить правильность функционирования СОУД корабля «Союз» после его выведения на орбиту, специалистами СССР и США было решено, что первый маневр «Союза» должен быть произведен до старта ракеты-носителя «Аполлона». По результатам выполнения этого маневра советский Руководитель полета должен выдать в ЦУП-Х разрешение на старт корабля «Аполлона. Если такое разрешение не поступает, то старт «Аполлона» откладывается на следующие сутки.

Советские и американские специалисты на основе выполненных исследований также договорились, что традиционные планы маневрирования кораблей «Союз» и «Аполлон» вполне удовлетворяют требованиям совместного полета и могут быть положены в основу плана совместных маневров.

При этом было решено, что маневры по формированию монтажной орбиты производятся кораблем «Союз», а маневры по сближению с ним и причаливанию — «Аполлоном». Для того чтобы обеспечить наилучшие условия маневрирования «Аполлона», условились, что «Союз», кроме требуемых значений параметров, определяющих геометрию монтажной орбиты и указанных в разделе 4.1, обеспечивает определенную синхронизацию своего движения по орбите. Эта синхронизация должна быть такой, чтобы в момент выхода «Союза» на монтажную орбиту угол между радиусвекторами из центра Земли положений «Союза» и «Аполлона» (фазовый угол) был возможно ближе к оптимальному значению для основной и нескольких первых резервных стартовых возможностей. Исходя из этого условия были рассчитаны рациональные значения фазового угла; это значение для основной стартовой возможности приведено в табл. 9, а для резервных — в Приложении 4. Заданное значение фазового угла вместе с датой старта и значениями остальных параметров монтажной орбиты, приведенными в разделе 4.1, полностью определяет требуемое движение корабля «Союз» по монтажной орбите. Согласована была также точность реализации этих параметров «Союзом», при которой «Аполлон» обеспечивает сближение с «Союзом» при номинальной схеме маневров и наименьших затратах топлива.

Согласованные расчетные значения (см. ниже; первый столбец) параметров монтажной орбиты и допустимые предельные отклонения (второй столбец) реализации этих параметров «Союзом» представлены ниже. Все значения приведены для момента прохождения «Союзом» восходящего узла на 18-м витке (после второго маневра).

Большая полуось а, км	6609	±1,5
Эксцентриситет е	0,0009	0,0005
Фазовый угол Ф, град	40,8	± 6
Наклонение і	51,803	$\pm 0,1$

Наконец, социалистами было решено, что поскольку, как показывает опыт, суммарные ошибки выведения и маневрирования кораблей типа «Союз» приводят к ошибкам наклонения орбиты, не превышающим значение, указанное выше, то маневры корабля «Союз» по формированию орбиты в штатном случае могут быть плоскими, т. е. управляемые изменения вектора скорости полета по углу рыскания не производятся.

Таковы общие согласованные требования, предъявляемые к совместным маневрам кораблей «Союз» и «Аполлон», в рамках которых каждая сторона могла варьировать и детализировать эти планы. Ниже рассматривается план навигационных измерений и маневров корабля «Союз». План маневров «Аполлона» будет рассмотрен в разделе 4.3.

На основании изложенного задачу маневрирования корабля «Союз» можно сформулировать следующим образом.

Задана орбита (монтажная орбита), по которой движется фиктивная точка. Движение этой точки определяется параметрами, приведенными выше, и датой старта корабля «Союз».

Требуется рассчитать время старта ракеты-носителя и план маневров корабля «Союз», обеспечивающие его сближение с фиктивной точкой, с точностью, определяемой приведенными требованиями, при допустимых затратах топлива на маневрирование.

Решение этой задачи и выведение «Союза» в заданную окрестность указанной точки означает удовлетворение большинства общих требований, рассмотренных в разделе 4.2. Те требования,

которые при этом автоматически не удовлетворяются, например о проведении первого маневра «Союза» до старта ракеты-носителя «Аполлона», могут быть учтены введением дополнительных ограничений, в частности на интервал возможных вариаций времен проведения маневров.

Вместе с тем приведенная формулировка задачи планирования маневров «Союза» позволяет свести ее к общей традиционной для «Союза» задаче сближения с объектом на орбите. Обстоятельством, упрощающим эту задачу, является то, что «Союз», совершив выход в близкую окрестность заданной точки, может не производить завершающие маневры сближения и причаливания. Эти операции, как было отмечено выше, возлагаются на корабль «Аполлон». В штатной ситуации задача расчета маневров несколько упрощается также тем обстоятельством, что в этом случае (см. выше) можно рассматривать класс только плоских маневров. Следует, однако, отметить, что задача маневрирования в некоторых возможных нештатных ситуациях значительно усложняется по сравнению с традиционной рядом особенностей, связанных со спецификой совместного полета (см. разд. 4.6 и 5.2).

Расход топлива при выполнении кораблем «Союз» маневров складывается из расхода топлива:

1) на номинальный переход корабля с орбиты выведения на монтажную орбиту;

2) на компенсацию возможных ошибок выведения корабля ракетой-носителем на начальную орбиту;

3) на компенсацию ошибок расчетов маневров из-за неточности определения и прогнозирования движения корабля по результатам навигационных измерений;

4) на компенсацию погрешностей выполнения кораблем маневров вследствие неточности работы его систем.

Первая составляющая возникает из-за того, что орбита выведения располагается ниже монтажной орбиты. За счет этого, даже при выводе на такую орбиту без ошибок, корабль должен совершить маневры перехода на монтажную орбиту, т. е. в определенных точках орбиты произвести включения двигателя для доразгона.

Вторая составляющая возникает за счет того, что из-за погрешностей работы своих систем ракета-носитель выводит корабль на начальную орбиту, практически всегда отличающуюся от номинальной. Отклонения начальной орбиты от номинальной приводят как к изменению энергетики перехода корабля на монтаж[^] ную орбиту, так и к нарушению требуемой синхронности движения кораблей вследствие изменения периода обращения корабля по начальной и промежуточной (между маневрами) орбитам. Последнее приводит к тому, что требуемое значение фазового угла между кораблями (см. выше) не будет обеспечено. Для компенсации ошибок выведения, восстановления синхронности взаимного движения и обеспечения тем самым нужной величины фазового угла необходимы дополнительные затраты топлива. Исследования, проведенные на этане проектирования совместного полета, показали, что при любых возможных ошибках выведения корабля на начальную орбиту (при нормальной работе систем ракеты-носителя) переход на монтажную орбиту (с обеспечением нужного значения фазового угла) может быть выполнен практически оптимально двумя-тремя маневрами корабля. При этом первый маневр должен быть произведен возможно раньше после выведения, так как ошибка в фазовом угле накапливается по мере движения по нескорректированной начальной орбите. Чем позже будет произведен маневр коррекции начальной орбиты, тем больше топлива придется затратить кораблю.

Наибольшее значение первый маневр имеет для коррекции фазового угла, однако его целью является также подготовка наилучшей орбиты для проведения остальных маневров (подробнее о методике расчета маневров см. разд. 5.2). Величина первого маневра зависит также и от промежутка времени между первым и последним маневрами перехода на монтажную орбиту.

Для того чтобы величина первого маневра при наибольших возможных ошибках выведения была приемлемой, необходимо, чтобы этот промежуток времени был не менее 15—20 ч. Кроме того, дополнительным условием является то, что с 7-го по 12-й виток полета корабль «Союз» находится вне зоны видимости станций слежения, расположенных на территории СССР. Поэтому второй маневр целесообразно рассчитывать по уточненным данным о движении «Союза», получаемым из результатов навигационных измерений на 13—15-м витках.

Третья составляющая расхода топлива на маневры возникает по следующим причинам. Для того чтобы определить, какие маневры должен совершить КА для обеспечения конечной цели требуемых условий сближения, необходимо знать фактическое движение КА и уметь прогнозировать его, с тем чтобы мржно было оценить степень его соответствия этим условиям. С этой целью со станций слежения производятся навигационные измерения. Путем статистической обработки измерений с использованием согласованной модели движения (см. гл. 3) оцениваются значения параметров фактического движения и производится его прогнозирование.

Навигационные измерения всегда сопровождаются ошибками, а используемая модель движения не является абсолютно точной. Поэтому определение параметров и прогнозирование фактического движения также производятся с соответствующими ошибками, которые в свою очередь приводят к погрешностям расчетов маневров»

Погрешности расчетов маневров приводят соответственно к коррекции орбит с определенными ошибками. Ошибки коррекции орбит и, следовательно, ошибки расчета и выполнения маневра выявляются на последующих этапах полета по результатам обработки навигационных измерений. Эти выявленные ошибки необходимо компенсировать при выполнении дальнейших маневров, что приводит к дополнительным затратам топлива. Если эти погрешности не компенсируются, то они приводят к ошибкам выполнения конечных условий.

Четвертая составляющая появляется ив обстоятельств, аналогичных обстоятельствам, обусловливающим третью составляющую суммарного расхода топлива. Разница здесь только в том, что маневры выполняются с ошибками не за счет неточности их расчетов, а за счет погрешностей работы СОУД корабля. Величина четвертой составляющей суммарных затрат топлива определяется величинами ошибок СОУД.

Для оценки точности определения и прогнозирования движения «Союза» по результатам навигационных измерений на разных участках полета советскими специалистами были произведены априорные оценки влияния различного рода возможных погрешностей. Основными погрешностями, приводящими к появлению ошибок навигационных измерений и рассмотренными при этих оценках, являются:

случайные и систематические (априорно неизвестные) ошибки работы измерительной аппаратуры,

ошибки геодезической привязки антенн станций слежения, погрешности знания законов распространения радиоволн в атмосфере Земли и околоземном космическом пространстве.

ошибки привязки измерений к астрономическому времени, ошибки знания формы Земли.

Основными погрешностями модели движения КА являются (см. гл. 3): неточность описания поля Земли с помощью используемых соотношений; случайные отклонения значений плотности верхней атмосферы Земли от значений плотности, рассчитываемых по используемой модели.

Точность определения параметров движения по навигационным измерениям существенно зависит также от состава используемой выборки измерений. Поскольку положение станций слежения задано, то состав измерений определяется в основном составом станций, зоны радиовидимости которых КА пересекает на этих витках. Поэтому был рассмотрен ряд составов измерений, соответствующих видимостям КА со станций слежения СССР на ряде витков из наиболее важных навигационных интервалов.

С учетом влияний всех отмеченных выше погрешностей для различных выборок измерений были вычислены оценочные матрицы K_{out} вторых моментов ошибок расчета фазовых векторов (координат и компонент скорости). Вычисление матриц K_{out} производилось по ряду методик, в том числе по методикам, изложенным в работах [5, 6, 15]. Анализ результатов проведенных расчетов позволил сделать следующие выводы.

1. Точность определения и прогнозирования движения корабля «Союз» по результатам навигационных измерений на первом витке после его выведения на орбиту недостаточна для использования результатов этого определения при расчетах параметров маневров «Союза» по формированию монтажной орбиты. Необходимая точность достигается при использовании измерений на первом — втором или первом — третьем витках полета.

2. Точность определения фактического движения «Союза» по измерениям на пятом—шестом витках совместно с измерениями на третьем — четвертом витках достаточна для оценки фактических параметров маневра на четвертом — пятом витках (если таковой здесь производится). Однако точность прогнозирования движения по этим измерениям на 15—20 ч недостаточна для того, чтобы по такому прогнозу производить окончательный расчет параметров завершающих маневров формирования «Союзом» монтажной орбиты.

3. Для достижения нужной точности расчета завершающих маневров необходимо использовать измерения, производимые восточными станциями слежения (см. рис. 1) на первых двух-трех витках корабля после появления его над территорией СССР. Такими являются 13—15-й витки.

4. Навигационные измерения, производимые советскими станциями слежения после завершения маневров и выхода «Союза» на монтажную орбиту, обеспечивают своевременное уточнение движения корабля и выдачу данных о его движении в ЦУП-Х по согласованному графику для уточненных расчетов параметровманевров корабля «Аполлон».

Для иллюстрации изложенного в табл. 6—8 приведены матрицы вторых моментов ошибок расчетов фазовых векторов «Союза»для ряда важных навигационных моментов с указанием используемых выборок измерений. Фазовые векторы и и соответственно вторые моменты ошибок компонент векторов представлены в мгновенной системе координат № 3 (см. гл. 3). Данные табл. 6 соответствуют вектору **ге**₂ орбиты выведения по измерениям 1—2-го витков; табл. 7—UQ той же орбиты по измерениям 1—3-го витков; табл. 8—Мі₈ орбиты по измерениям 5—6-го витков.

На основании приведенных результатов советские специалисты приняли следующий план навигационных измерений и проведения маневров формирования «Союзом» монтажной орбиты при его номинальном выведении на начальную орбиту (см. рис. 17).

1. Формирование монтажной орбиты в штатной ситуации осуществляется «Союзом» с помощью двух маневров. Первый маневр производится на четвертом — пятом витках его полета, а второй на 17-м витке. Управляющими параметрами при этих маневрах являются:

точные времена включения СКДУ корабля в разрешенных диапазонах,

времена работы двигательной установки корабля,

углы тангажа корабля при работе СКДУ.

2. Расчеты маневров «Союза» производятся по результатам обработки навигационных измерений на первом и втором витках.

Таблица. 6

	а? _s . км	Уз, КМ	2 ₃ , KM	● 0?», M/C	ў 3, м/с	г ₃ . м/с
X ₃ , KM */3» KM 2 ₃ , KM is, M/c Y ₃ » M/c Z ₃ , M/C	0,01235 0,00934 0,00213 0,02143 0,01456 0,01270	0,00934 0,00790 0,00132 0,01680 0,01110 0,00871	0,00213 -0,00132 0,00101 0,00313 -0,00253 0,00235	$\begin{array}{c} 0,02143\\ -0,01680\\ 0,00313\\ 0,03811\\ -0,02544\\ 0,02165\end{array}$	$\begin{array}{c} -0,01456\\ 0,01680\\ -0,00253\\ -0,02544\\ 0,01735\\ -0,01507\end{array}$	$\begin{array}{c} 0,01270\\ -0,00871\\ 0,00235\\ 0,02165\\ -0,01507\\ 0,01453\end{array}$

Таблина	7
таолица	

	а? ₃ , км	1/3, KM	23, KM	Хз, М/С	Уз, м/с	га* м/с
3, KM !/8, KM Zg, KM a?8 M/c V3, M/c 23, M/C	0,4378 -2,6862 0,0109 3,1783 -0,3996 0,0051	-2,6862 33,0997 0,2907 -38,5733 1,9888 0,1771	$\begin{array}{c} 0,0109\\ 0,2907\\ 0,0149\\ -0,3358\\ -0,0205\\ 0,0073\\ \end{array}$	3,1783-38,5733-0,335845,0198-2,3634-0,2047	-0,3996 1,9888 -0,0205 -2,3634 0,3782 -0,0107	0,0051 0,1771 0,0073 -0,2047 -0,0107 0,1103
	1					1

Таблица 8

	аг ₃ , км	#3, KM	«3, KM	а?з, м'с	Уз, М/С	«8, M/C
Γ ₃ , KM #3, KM 2 ₃ , KM #3, ^M / ^C 3, M/C<br 2 ₃ , M/C	$\begin{array}{r} 1,7372 \\ -11,5037 \\ -0,0324 \\ 14,5889 \\ -1,8813 \\ -0,0866 \end{array}$	11,5037 867,7736 0,5679 1025,0769 4,6531 0,5997	$\begin{array}{c} -0,0324\\ -0,5679\\ 0,1443\\ 0,7002\\ 0,0454\\ 0,1239\end{array}$	$ \begin{array}{r} 14,5889 \\ -1025,0769 \\ 0,7002 \\ 1211,6431 \\ -6,6428 \\ 0,7011 \\ \end{array} $	-1,8813 4,6531 0,0454 -6,6428 2,1520 0,1080	-0,086(5 -0,5997 0,1239 0,7011 0,1080 0,2174

Измерения на третьем витке служат для контроля точности определения орбиты, использованной при расчетах маневров. По этим данным выполняется первый маневр. Параметры фактически отработанного первого маневра «Союза» определяются по результатам навигационных измерений на третьем — шестом витках.

3. Расчеты второго маневра, произведенные одновременно с расчетом первого маневра по измерениям на первом — втором вит-

- Рис. 17. Схема маневрирования корабля «Союз» в штатном полете
- 7 активный участок выведения корабля на орбиту;
- 2 зона радиовидимости;
- 3 разрешенный интервал маневрирования на четвертом—пятом витках;
- 4 первый маневр . «Союза»;
- 5*— разрешенный интервал маневрирования на 17-м витке;
- в второй маневр «Союза»;
- 7 монтажная орбита



ках, являются предварительными. Параметры второго маневра окончательно рассчитываются по результатам уточнения фактической орбиты по измерениям на 13—15-м витках. Это уточнение позволяет учесть не только ошибки прогнозирования движения, возникающие при совместном расчете обоих маневров, но и значительную часть ошибок фактической отработки первого маневра. Параметры фактически реализованной монтажной орбиты определяются по измерениям на 18—20-м витках.

4. Интервалы времени от момента окончания навигационных измерений на втором витке до начала первого разрешенного интервала маневрирования и от момента окончания измерений на 15-м витке до момента начала второго разрешенного интервала используются для проведения всех навигационных расчетов, планирования сеансов связи, передачи данных о движении и маневрах на станции слежения и экипажу «Союза» и других целей.

Таковы основные характеристики принятого плана маневров «Союза» при штатном выполнении полета. Планы маневрирования в ряде нештатных ситуаций могут значительно отличаться от рассмотренного. Эти планы для основных нештатных ситуаций описаны в разделе 4.6.

4.3. Схема сближения, используемая в США. Маневры корабля «Аполлон»

В программе ЭПАС США использовали метод сближения, который впервые был применен для встречи кораблей по программе «Джемини» и в дальнейшем успешно применялся в программах «Аполлон» и «Скайлэб». Такое постоянство объясняется тем, что метод с самого начала был выбран под вполне определенные характеристики систем навигации, управления и двигательных установок, а также следующими важными достоинствами самого метода:

a) на конечном участке сближения скорость сближения почти постоянна и достаточно мала, а угловая скорость линии визирования цели в инерциальном пространстве практически равна нулю; это создает хорошие условия для проведения бортовых навигационных измерений и позволяет достаточно просто прогнозировать изменение угла места цели по отношению к местному горизонту для активного корабля;

б) маневр, проводимый в начале конечного участка, может быть запланирован так, чтобы он осуществлялся при заданном угле места цели; вместе с возможностью прогнозировать изменение этого угла указанное свойство облегчает экипажу контроль команд, формируемых БЦВМ, вследствие чего возрастает вероятность того, что экипаж при необходимости сможет взять управление полностью на себя для осуществления встречи в аварийном режиме;

в) малая скорость сближения означает, что энергетические требования к маневру завершения конечного участка также малы; в свою очередь небольшие величины импульсов на конечном участке сближения позволяют повторить этот участок в случае, если маневры по каким-либо причинам не будут проведены в заданное время или будут выполнены недостаточно точно.

Схему сближения в общем случае можно разбить на четыре участка, как показано на рис. 18.

Два первых участка являются подготовкой к главной части схемы — конечному участку. Все модификации метода производятся в основном за счет этих подготовительных участков. Рассмотрим более подробно полный набор маневров схемы сближения для программы «Союз» — «Аполлон» (рис. 19).

На первом участке производятся маневры ACM, NCI, NPC, PCM и NC2.

АСМ — маневр скругления орбиты, предназначен для перехода на круговую орбиту, с тем чтобы дать возможность проведения последующих фазирующих маневров в нужных (по соображениям освещенности или по расположению линии апсид орбиты) областях орбиты и обеспечить для маневра NCC малую радиальную составляющую скорости. Выбором высоты круговой орбиты частично решается задача фазирования. Маневр может осуществляться одним или двумя импульсами. В некоторых случаях (см. ниже) после маневра АСМ производится маневр коррекции (подъема) высоты орбиты АНМ. Маневр АНМ может проводиться и без маневра скругления орбиты АСМ.

NC1 — первый фазирующий маневр. Основная цель маневра — изменение орбитального периода обращения корабля и тем самым скорости изменения фазового рассогласования. Импульс отрабатывается в плоскости орбиты вдоль местного горизонта.

Рис. 18. Типичная схема сближения, принятая в США

- 1-2 участок подготовки перехода на коэллиптическую орбиту;
- 2~з участок перехода на коэллиптическую орбиту;
- 3—4 участок полета по коэллиптической орбите;
- 4—5 конечный участок (перехват);
 - ао исходная орбита активного корабля;
 - п орбита пассивного корабля

Рис. 19. Орбитальная геометрия типичной шестиимпульсной последовательности маневров для первой стартовой возможности «Аполлона»

- 1 выведение;
- 2 переход на круговую орбиту;
- 3 фазирование 1;
- 4 фазирование 2;
- 5 комбинированная коррекция;
- 6 переход на коэллиптическую орбиту;
- 7 маневр ТРІ;
- 8 торможение (TPF);
- 9 монтажная орбита

a_n 3,4

NPC — маневр изменения плоскости орбиты, предназначенный для перевода корабля в нужную плоскость. При номинальном планировании и почти номинальной реализации схемы необходимости в проведении этого маневра нет и он не проводится до тех пор, пока не возникает потребность в боковом импульсе коррекции орбиты корабля величиной 10 м/с или более. Маневр проводится в районе узла орбиты. Если боковые отклонения таковы, что требуются меньшие по величине импульсы, изменение плоскости орбиты производится при проведении маневра NCC.

РСМ — промежуточный фазирующий маневр, служит для компенсации при необходимости ошибок исполнения маневра NC1 в части фазирования. Импульс отрабатывается в плоскости орбиты вдоль местного горизонта. Обычно, при номинальном планировании и почти номинальной реализации схемы, необходимости в проведении этого маневра нет.

• NC2 — второй фазирующий маневр. Цель маневра заключается в завершении фазирования и обеспечении высотного смещения корабля по отношению к цели на время проведения маневра NCC. Таким образом обеспечивается желательное для осуществления бортовых измерений относительное расстояние между кораблем и целью перед маневром NCC. Номинально с помощью маневра NC2 создается высотное рассогласование между кораблями около 37 км (корабль «Аполлон» движется по орбите с меньшей высотой). В случав ошибок в фазировании до маневра NC2 эта высота может быть соответствующим образом скорректирована.

На втором участке производятся маневры NCC и NSR.

NCC, маневр комбинированной коррекции, — первый из двух маневров трехмерной задачи Ламберта определения элементов промежуточной орбиты [22], предназначенный для обеспечения фазирования и высотной разницы на момент проведения маневра NSR, а также для коррекции плоскости орбиты. Номинально это плоский маневр с горизонтальной и вертикальной компонентами импульса. При наличии боковых ошибок маневром NCC линия пересечения плоскостей орбит смещается в район проведения маневра NSR.

NSR, маневр перехода на коэллиптическую орбиту, — второй маневр в трехмерной задаче Ламберта, формирующий догоняющую орбиту, которая характеризуется малой скоростью сближения с целью, расположенной выше. Эта скорость равна приблизительно 1,°5 за виток (1,85 км/мин) в случае, если выдержана номинальная разница высот, равная 18,5 км. Номинально это плоский маневр с горизонтальной и вертикальной составляющими импульса, предназначенный для организации коэллиптической (концентрической) орбиты с постоянной высотной разницей в 18,5 км. При необходимости маневр имеет и боковую составляющую импульса.

На третьем участке маневры не производятся.

На четвертом, конечном, участке сближения производятся маневры ТРІ и ТРГ.

Движение корабля «Аполлон» относительно корабля «Союз» для первой стартовой возможности «Аполлона» от маневра NC2 до торможения иллюстрируется рис. 20, а от маневра TPI до торможения — рис. 21. На этих рисунках плюс означает- для координаты я₃, что корабль «Аполлон» находится впереди, для координаты i/3— выше по отношению к кораблю «Союз».

Угол места линии визирования цели над местным горизонтом для корабля «Аполлон» определяет желательное относительное положение корабля и цели, получаемое соответствующим выбором времени начала конечного участка (участка перехвата). Угол места выбирается так, чтобы направление вектора тяги приблизительно совпадало с направлением на цель. В расчетной схеме сближения TPI — маневр перехвата, а TPF — маневр выравнивания скоростей (в действительности выравнивание скоростей осуществляется несколькими тормозными маневрами). Эти маневры рассчитываются на основе решения той же задачи Ламберта, которая используется для вычисления маневров NCC и NSR, Единственное



Гис. 20. Движение «Аполлона» относительно «Союза» от маневра NC2 до маневра¹, TP> ; — маневр NG2; 2 — маневр NCG; 3 — маневр NSR; 4 — маневр TPI; SS—— слежение секстантом; VV..— слежение радиодальномером; т V — соответственно десятиминутпые и часовые метки; жирная линия — тень на орбите; тонкая линия — свет на орбите



Рис. 21. Движение «Аполлона» относительно «Союза» на конечном участке сближении после маневра ТР1

l- маневр TPI; 2 и з - маневры TPM1 и TPM2, входящие в суммарный маневр торможения TPF

различие состоит в том, что маневр TPI имеет целью свести к нулю смещение на момент TPF, а маневр NCC обеспечивает некоторое ненулевое смещение на момент NSR с высотной и фазовой компо-,нентами.

Расчет маневров корабля «Аполлон» производится в ЦУП-Х по результатам навигационных измерений наземных станций слежения и экипажем корабля по бортовым навигационным измерениям. В зависимости от условий слежения за кораблем и особенностей маневров на том или ином участке сближения основными могут быть расчеты, полученные как в ЦУП-Х, так и на борту корабля. Более подробно особенности решения навигационных задач для корабля «Аполлон» изложены в разделе 5.5. Отметим некоторые особенности проведения кораблем «Аполлон» маневров по сближению при переносе его старта, т. е. для второй — пятой стартовых возможностей «Аполлона» (подробнее см. разд. 4.6).

Для номинального полета корабли стыкуются на 29-м обороте корабля «Аполлон», т. е. сближение осуществляется через 30 вит-



Рис. 22. Орбитальная геометрия типичной шестиимпульсиол последовательности манспров для четвертой стартовой возможности «Аполлона»

- 1 выведение;
- 2 маневр согласования орбит по высоте;
- 3 переход на круговую орбиту;
- 4 фазирование 1;
- 5 фазирование 2;
- 6 комбинированная коррекция;
- 7 переход на коэллиптическую орбиту;
- 8 маневр ТРІ;
- 9 торможение TPF;
- 10 монтажная орбита

ков (инерциальных обращений «Аполлона»). Под инерциалышм обращением будем понимать дугу орбиты между двумя последовательными прохождениями кораблем некоторого заданного аргумента широты и.

Последовательность маневров корабля «Аполлон» для остальных четырех возможностей отличается от первой возможности привязкой к полетному времени корабля «Союз». Однако, за исключением пятой стартовой возможности, географическое местоположение кораблей в момент стыковки остается в основном тем же, поскольку их сближение для второй — четвертой стартовых возможностей происходит на 14-м обороте «Аполлона».

Для этих стартовых возможностей вся последовательность маневров корабля «Аполлон» начиная со второго фазирующего маневра NC2 и до стыковки сдвигается по времени к моменту его старта примерно на сутки. Время проведения первого фазирующего маневра NC1 в ПВ «Аполлона» остается приблизительно постоянным.

Для пятой стартовой возможности с целью обеспечения большей длительности полета кораблей в состыкованном положении сближение происходит на 13-м обороте «Аполлона». В связи с этим все маневры «Аполлона» начиная с маневра NC1 и до стыковки проводятся примерно на виток раньше. При этом, естественно, существенно изменяется географическое местоположение всех маневров последовательности и стыковки.

Для четвертой и пятой стартовых возможностей «Аполлона» корабль «Союз» фазируется таким образом, что «Аполлон» в момент выведения оказывается впереди «Союза». В номинальном случае конечная фаза сближения начинается из положения, когда «Аполлон» находится ниже и сзади «Союза». Для обеспечения такой номинальной ситуации при использовании четвертой и пятой стартовых возможностей после извлечения стыковочного молуля корабль «Аполлон» проводит маневр коррекции высоты АНМ в районе третьего прохождения перигея орбиты с целью повышения апогея над круговой орбитой корабля «Союз». При четвертой стартовой возможности орбита корабля «Аполлон» затем преобразуется в круговую с высотой, превышающей высоту круговой орбиты корабля «Союз». На этой орбите и начинается последовательность маневров фазирования (рис. 22). При пятой стартовой возможности преобразование орбиты в круговую не производится и первый фазирующий маневр проводится на орбите, полученной после проведения маневра АНМ. Для проведения конечного этапа сближения корабль «Аполлон» в обоих случаях переходит затем на орбиту, расположенную ниже орбиты «Союза».

4.4. Участки автономного полета и спуска кораблей на Землю

На 104-м ч полета корабля «Союз» корабль «Аполлон» после выполнения программы совместных действий совершает маневр ухода от корабля «Союз». С этого момента начинается этап автономного полета кораблей. Рассмотрим кратко основные навигационные задачи, решаемые на этом этапе. Данные о номинальных параметрах орбит кораблей на этих участках приводятся в Приложениях 1 и 2.

Автономный полет корабля «Союз» продолжается 40,5 ч после ухода «Аполлона». Весь этот этап можно разбить на следующие участки:

а) участок выполнения автономных экспериментов экипажем · на орбите,

б) участок подготовки и выполнения предспусковой коррекции орбиты,

в) участок подготовки и выполнения спуска корабля «Союз» на Землю.

На первом из этих участков корабль «Союз» совершает спокойный полет, не производя никаких маневров изменения орбиты. Космонавты выполняют ряд астрогеофизических и биологических экспериментов. Служба навигации на этом участке следит за движением корабля «Союз», уточняя параметры его орбиты по навигационным измерениям, производимым советскими станциями слежения. По параметрам уточненной орбиты проводятся расчеты разного рода навигационной информации, необходимой для работы персонала управления полетом, экипажа и станций слежения (расчеты зон видимости корабля со станций слежения, режимов освещенности корабля Солнцем, навигационной информации для экипажа; информации, необходимой для выполнения некоторых экспериментов; информации о движении корабля для станций слежения и т. п.).

Вся траектория полета корабля «Союз», включая участок совместного полета, рассчитана так, чтобы трасса ее заключительного витка (97-й виток) прошла через намеченный район приземлепия корабля. При расчетах маневров формирования «Союзом» монтажной орбиты это условие также учитывалось. Расчеты производились с помощью навигационной модели, построенной на основе модели движения КК (см. гл. 3) и математической модели выполнения «Союзом» маневров.

При прохождении трассы посадочного витка через район приземления обеспечивается возможность точной посадки «Союза» в намеченном месте. Это необходимо было сделать для быстрейшей эвакуации экипажа после посадки, а также с целью обеспечения возможности прямого телерепортажа о процессе посадки «Союза». Для этого расчетный район приземления «Союза» был оборудован средствами для передачи изображений в сеть широкого телевещания и вертолетами с телекамерами..

Вследствие влияния различного рода отклонений при выполнении «Союзом» маневров, а также из-за неточности используемой модели движения КК прогнозирование траектории выполняется с некоторыми ошибками, накапливающимися со временем. В результате этого трасса посадочного витка может существенно уклониться от расчетного района приземления «Союза».

Для того чтобы скомпенсировать влияние всех возможных неточностей на прохождение трассы посадочного витка, предусматривается проведение кораблем «Союз» предпосадочного маневра коррекции трассы посадочного витка. Одновременно этот маневр является также предспусковым тестом для СОУД корабля.

Анализ возможных отклонений трассы и условий проверки СОУД при выполнении маневра показал, что предспусковой маневр целесообразно произвести за сутки до спуска корабля на а включение двигателя производить примерно Землю. нал тем районом поверхности Земли, которым над будет paботать СОУД при выполнении маневра схода корабля «Союз» с орбиты. Для обеспечения полной проверки СОУД корабля было принято, что предспусковой маневр должен проводиться даже тогда, когда нет надобности в коррекции трассы посадочного витка. В этом случае маневр превращается в чисто тестовый маневр и величина времени работы двигателя должна быть небольшой, с тем чтобы изменение скорости корабля было минимальным.

В соответствии с этим было принято, что предспусковой маневр производится на 80-м (16-м суточном) витке корабля. Минимальная величина приращения скорости «Союза» при маневре принята равной 1,5 м/с.

В конце первого участка этапа автономного полета «Союза» служба навигации начинает анализировать накапливающиеся от-

клонения трассы посадочного витка, определяемые путем прогноза движения по результатам текущих уточнений параметров орбиты по навигационным измерениям. На основании данных этого анализа производятся расчеты предспускового маневра. Этим самым начинается второй участок автономного полета корабля «Союз».

Окончательный расчет предспусковой коррекции орбиты делается с учетом результатов навигационных измерений на 77—78-м (13—14-м суточных) витках. Щи этом производится также предварительный расчет маневра схода корабля с орбиты и траектории его снижения с целью анализа параметров маневра спуска и условий работы СОУД, а также системы управления спуском (СУС) спускаемого аппарата (СА) корабля. Контроль реализованных параметров предспусковой коррекции орбиты осуществляется с учетом результатов навигационных измерений на 81—82-м (1—2-м суточных) витках. На этом оканчивается второй участок автоном-кого полета «Союза» ц начинается третий.

Параметры маневра схода корабля «Союз» с орбиты уточняются после определения орбиты его полета по результатам навигационных измерений на 83—86-м (3—6-м суточных) витках. По результатам этих расчетов делается окончательный анализ условий работы СОУД и СУС. Окончательный расчет маневра и траектории спуска производится по результатам измерений восточных станций слежения на витках при появлении возможности визуального наблюдения корабля с территории СССР в день спуска (93—95-й витки).

Включение СКДУ корабля должно произойти в конце 96-го витка над южной частью Атлантического океана. Номинальное время и некоторые параметры маневра схода с орбиты приведены ниже.

Полетное врзмя включения СКДУ	141 ч 46 мин 00 с
Время работы СКДУ	105,6 c
Приращение скорости	95 м/с
Курсовой угол корабля при работе СКДУ	180°
Тангажный угол корабля при работе СКДУ	0°
Полетное время пбсадки	142 ч 31 мин 00 с

Корабль «Аполлон» после ухода от корабля «Союз» совершает полет еще в течение ~123 ч.

После ухода от «Союза» экипаж производит отделение стыко вочного модуля (СМ) от корабля и маневр ухода корабля от этого модуля. При достижении достаточно большого расстояния между кораблем и СМ выполняется маневр стабилизации орбиты «Аполлона» (DM-2). Этот маневр заключается в том, чтобы уравнять периоды обращения вокруг Земли корабля и стыковочного модуля, с тем чтобы расстояние между ними в дальнейшем практически пе изменялось. После этого экипаж корабля также проводит ряд астрогеофизических экспериментов. На этом участке специалисты США по навигации выполняют расчеты, примерно аналогичные тем, которые выполняются на этом этапе советской службой. После выполдения всех экспериментов экипажем «Аполлона» производится подготовка и спуск корабля с орбиты в намеченный район акватории Земли.

На этапе подготовки к спуску окончательно выбирается район приводнения корабля. Выбор осуществляется в зависимости от метеорологических условий в этот период, которые имеют место в заранее намеченных районах. При необходимости корабль «Аполлон» может совершить маневр предспусковой коррекции орбиты. Затем производится окончательное уточнение орбиты корабля и расчет параметров схода корабля с орбиты и траектории снижения.

4.5. Последовательность навигационных событий. План обмена баллистической информацией при штатном полете между ЦУП-М и ЦУП-Х

В процессе навигационного планирования совместного полета последовательность основных событий, а именно: старт кораблей, маневры формирования монтажной орбиты и сближения, стыковка, совместная деятельность экипажей, расстыковка и автономный полет кораблей, их сход с орбиты и посадка на Землю была определена заранее. Для штатного совместного полета кораблей в соответствии с номинальными орбитами их выведения и выбранной монтажной орбитой были проведены необходимые навигационные расчеты и определены времена основных событий, а для динамических операций также необходимые энергетические затраты (по импульсу скорости ДУ) и элементы расчетной орбиты после каждого такого события.

При совместной разработке баллистической схемы полета некоторые положения, определяемые возможностями кораблей и существенно влияющие на планирование совместного полета (см. выше), являлись фундаментальными и не могли быть изменены без предварительного обсуждения и согласования[^] К таким положениям для штатного полета относились следующие.

1. Номинальные витки маневров корабля «Союз» по формированию монтажной орбиты: для первого маневра четвертый, для второго 17-й.

2. Такие параметры номинальной монтажной орбиты корабля **«Союв**»>>, как наклонение на экваторе i = 51,% и высота HR = 225 км.

3. Виток корабля «Союз» при проведении стыковки четвертый суточный, оборот корабля «Аполлон» 29-й.

4. Продолжительность полета от первой стыковки до первой расстыковки 43,8 ч.

5. Виток (для корабля «Союз) и оборот (для корабля «Аполлон») первой расстыковки соответственно 65-й и 57-й. (5. Суммарное время номинального полета: для корабля «Союз» 142,5 ч, для корабля «Аполлон» 9 дней.

В соответствии с изложенными фундаментальными положениями и результатами разделов 4.1—4.4 для номинального полета была определена последовательность основных событий, приведенная в табл. 9. Совместный номинальный полет кораблей происходит следующим образом. Ракета-носртель «Союза» стартует со стартового комплекса Байконур в 12 ч 20 мин ГСВ (15 ч 20 мин МВ) 15 июля 1975 г. и выводит корабль на орбиту с параметрами: Яяггпп = 188, Як max = 228 км и наклонение i = 51,°8. На четвертом витке корабль «Союз» проводит первый маневр формирования монтажной круговой орбиты. Второй маневр проводится на 17-м витке, в результате чего на 18-м витке формируется номинальная круговая орбита высотой HR = 225 км при номинальной фазе (времени начала 18-го витка).

Через 7 ч 30 мин после старта корабля «Союз» с пускового комплекса Космического центра им. Кеннеди стартует ракета-носитель «Аполлона» и выводит корабль на орбиту с параметрами: Яктш ^ 150, Яд ax = 167 км и наклонение i = 51,°8. Примерно через час после выведения корабль «Аполлон» начинает процедуру перестроения и стыковки с целью извлечения стыковочного отсека из последней ступени ракеты-носителя. Извлечение завершается к 10 ч 00 мин ПВ, после чего импульсом 1 м/с корабль уходит от последней ступени ракеты-носителя S-IV В. В районе третьего прохождения апогея корабль «Аполлон» переходит на круговую орбиту для обеспечения стандартной последовательности маневров сближения с кораблем «Союз». Далее корабль «Аполлон» в соответствии с принятой схемой сближения (разд. 4.4) проводит серию маневров от первого физирующего маневра до маневра перехода на коэллиптическую орбиту. Конечная фаза сближения, движение по перехватывающей траектории, начинается на коэллиптической орбите маневром ТРІ и завершается маневром ТРГ. Орбитальная геометрия встречи кораблей иллюстрируется рис. 20. Времена проведения маневров, параметры результирующих орбит и фазовое рассогласование между кораблями приведены в табл'. 9.

На последнем участке сближения угловая скорость линии визирования полностью сводится к нулю на дальности между кораблями около двух километров и поддерживается нулевой до завершения сближения. Скорость сближения при этом падает от 3,0— 9,2 до 0,03 м/с с уменьшением расстояния между кораблями от 1850 до 30 м.

Стыковка кораблей происходит приблизительно в 51 ч 55 мин ПВ, за 10 мин до входа в тень, на 36-м витке корабля «Союз» (29-м обороте корабля «Аполлон»). Время полета кораблей в состыкованном состоянии около двух суток. После проведения *пертсг* расстыковки, научных экспериментов и повторной стыковки примерно в 102 ч 16 мин ПВ корабль «Аполлон» совершает манерр

/ И. К. Бажинов, В. Д. Ястребов

Таблица 9

	Момент	события				
Событие	ПВ «Союза»» ч. мин	ПВ пв союза»» «Аполло- . мин на», ч. мин Чос		Апогей — перигей *, км/км	Фаза Ф, град.	
Старт «Союза»	00.00	07.30			_	
Вывеление «Союза»	00.00	-07.30 -07.21	•	228/188	_	
Первый маневр «Союза» (СМ1)	06.02	-01.21	. 1,5	229/188	_	
Старт «Аполлона»	07.30	00.00				
Выведение «Аполлона»	07.40	00.10		167/150	59,6	
Извлечение стыковочного модуля	08.44	01.14		167/150	57,5	
Уход «Аполлона» от S-IVB	10.04	02.34	1,0	167/150	52,4	
Переход «Аполлона» на круговую орбиту (АСМ)	11.15	03.45	6,3	169/168	49,3	
Фазирование 1 (NC1)	13.11	05.41	20,2	233/169	44,6	
Изменение плоскости (NPC)	14.18	06.48	0,0	233/169	44,1	
Переход «Союза» на круго- вую орбиту (СМ2)	24.26	16.56	13,2	225/225	40,8	
Промежуточное фазирование (PCM)	32.22	24.52	0,0	228/167	28,9	
Фазирование 2 (NC2)	48.34	41.04	11,1	186/165	4,3	
Комбинированная коррек" ция (NCC)	49.18	41.48	12,3	206/188	2,3	
Переход на коэллиптиче- скую орбиту (NSR)	49.55	42.25	8,3	205/204	1,3	
Начало конечной фазы (TPI)	50.54	43.24	6,7	225/205	0,3	
Начало торможения (TPF)	51.23	43.53	18,3**	225/221	0,02	
Начало зависания	51.32	44.02		222/221	0,0	
Стыковка	51.55	44.25	J—	221/221	0,0	
Первая расстыковка	95.42	82.12		218/218	0,0	
Окончательная расстыковка	98.59	91.29		218/218	0,0	
Уход «Аполлона» от «Союза»	103.44	&6.14	0,7	219/217	0,0	
Сход «Союза» с орбиты	141.46	134.16	95,0	218/—	2,8	
Приземление «Союза»	142.31	135.01	_	L _	- ·	
Отстрел стыковочного модуля	199.21	191.51	0,3	215/212	0	
Отделение КСМ от СМ	199.56	192.26	6,3	233/211	0,02	
Стабилизация орбиты КСМ	204.23	196.53	6,2	212/211	2 _* ^ŋ	
Сход КСМ с орбиты	224.18	216.48	58,4	212/16	- '	
Приводнение «Аполлона»	224.58	217.28	-	-	. —	

Примечания. * Приблизительно определенные высоты отсчитываются от сферической Зе..?ли радиуса 6378,16 км. ** Расчетное значение маневра ТРF (начало торможения) равно 8,7 м/с; дополнительные затраты учитывают коррекции на среднем участке и линии визирования.

ухода, чтобы избежать соударения с кораблем «Союз». После этого корабли продолжают полет автономно. Корабль «Союз» после разделения находится на орбите около 40 ч и приземляется в Казахстане примерно в 142 ч 30 мин ПВ.

При автономном полете корабля «Аполлон» в заданное время (см. табл. 9) происходит отстрел стыковочного модуля (СМ) от командно-служебного модуля (КСМ). Командный модуль (КМ) «Аполлона» приводняется в районе Гавайских островов примерно через девять суток после старта корабля «Союз».

В соответствии с «Планом взаимодействия центров управления» службы навигации сторон обменивались баллистической информацией для решения навигационных задач по обеспечению совместного полета кораблей (см. разд. 2.5). Как показано в главе 3, основной исходной информацией для решения всех навигационных задач является вектор состояния (ВС) корабля q. В связи с этим еще до полета был составлен «и согласован план обмена векторами состояния, вошедший в «План взаимодействия центров управления» как его составная часть. Основой для составления этого плана явился согласованный в феврале 1975 г. «Временной график обмена векторами состояния для основной и резервных стартовых возможностей». Этот общий временной график состоит из «Графика выдачи ВС корабля «Аполлон» в ЦУП-М» (табл. 11).

При составлении и согласовании этих графиков выдерживались следующие основные принципы:

а) векторы состояния выдаются через интервалы времени, допустимые по ошибкам прогнозирования движения кораблей, а также после динамических операций: выведения на орбиту, маневров формирования монтажной орбиты и сближения, предспусковых маневров и т. п.;

б) момент времени (виток), которому соответствует выдаваемый вектор состояния, выбирается так, чтобы интервал интегрирования при использовании вектора состояния другой стороны был сведен по возможности к минимуму; такое условие позволяло уменьшить возможные ошибки прогнозирования из-за неполного согласования сторонами МДКА (подробнее см. разд. 6.4).

Для нештатных ситуаций в дополнение к плану обмена векторами состояния были согласованы «Правила по изменению временного графика обмена векторами состояния между Центрами для основных нештатных ситуаций», приведенные в Приложении 5. При составлении этих правил выдерживались те же принципы. Кроме того, была предусмотрена возможность корректировки времен выдачи векторов состояния и моментов времени, которым они соответствуют, в зависимости от конкретной ситуации в ходе полета, но только по согласованному решению Руководителей полета. Предусмотрено было лишь одно ограничение: в любой нештатной ситуации выдача вектора состояния корабля «Союз» перед маневром NC1 (первый фазирующий маневр) корабля «Апол-

Таблица 10

Орбита	Время возмож	Время выдачи ВС для стартовых возможностей (П\$ «Союза»), ч. мин				
	1	2	3	4	5	ветствует ВС
Номинальная монтажная орбита «Союза»	-22.00 -22.00					18 36
Орбита с расчетным СМ 1	4.20	4.20	4.20	4.20	4.20	5 или 6
Орбита с расчетными СМ 1 и СМ 2	4,20	4.20	4.20	4.20	4.20	18 или 19
Орбита с расчетным СМ 1	6.00	1				<u>5</u> или 6
Орбита с расчетными СМ 1 и СМ 2	6.00			~		18 или 19
Орбита с расчетными СМ 1 и СМ 2 ·	Z.00					36
Текущая орбита	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	8
Орбита с расчетным СМ 2	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	18 или 19
Текущая орбита		28.00				22
» »	20.50	29.30	20.50	20.50	20.50	36(1)*
" "	30.50		30.30	30.30	30.30	23 (3-5)
» 1 »	45.45	45.45				34
» »	47.45	47.45	47.45	47.45	47.45	36
» »			51.30			38
» »	53.00	53.00	53.00			38
» »			69.00	69.00	70.00	50
» »	=====	= = = = = = = = = = = = = = = = = = = =	70.20		/0.20	52
» »	73.30	73.30	/3.30	75 15		54
		i i		76.15		54
» »				03.00	93.00	66
» »	95.00	95.00		93.00	95.00	66
» »	95.00	95.00	1	97.00		68
» »			98.50	,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,	98.50	70
» »					100.20	70
» »	102.00	102.00				70
» »		1			115.00	81
» >>				116.40	116.40	81
» » ·					119.00	83
» »			120.00	[83
» »	121.00	121.00		121.00		83
» »			1 40 20	1 40 20	129.00	89
» ».	140.20	140.20	140.20	140.20	140.20	96
	l ,					

* 36(1) соответствует началу об-ро витка (для первой стартовой возможности).

ВС «Аполлона»	Время выдачи ВС для стартовых возможностей (ПВ «Союза») *, ч. мин						
	1	2	3	4	5		
После выведения После маневров NC1 и NPG Текущий Текущий, после РСМ Текущий С расчетным NC2 С расчетными NC2, NCC	11.00 16.00 21.30 35.00 40.00 47.30 47.30	34.30 39.30 42.00 46.00 46.00	58.40 63.00 65.30 69.30	83.00 86.100 93.00	106.00 108,00 117.30		
и 195 После NC2, NCG и NSR Текущий * * * *	53.00 64.30 88.30 106.00 111.00 136.00	53.00 64.30 88.30 106.00 111.00 136.00	74.30 77.00 88.30 112.30 131.00 135.00	98.10 100.50 112.00 133.00	120.00 . 124.00 131 .00		

Таблица 11

4* Времена, которым соответствуют ВС «Аполлона», совпадают с временами передачи векторов.

лон» должна производиться не позднее чем за два часа до маневра. Смысл этого ограничения очевиден: для осуществления последовательности связанных маневров корабля «Аполлон», начиная от маневра NC1 и до маневра NSR включительно, необходимо достаточно точно знать орбиту корабля «Союз».

Кроме указанного строго согласованного плана обмена векторами состояния, был предусмотрен обмен другими баллистическими данными. К ним относятся: элементы орбит кораблей, в особенности при выведении и после маневров, расчетные и фактические параметры маневров, зоны радиовидимости станций слежения, параметры освещенности кораблей и т. п. Некоторые баллистические данные Центры управления систематически выдавали в свою консультативную группу. Подробно назначение этого обмена информацией излагается в разделе 6.7.

4.6. Основные возможные нештатные ситуации и правила выхода из них

На этапе подготовки к совместному полету для повышения надежности выполнения его главных задач при возможных отказах различного бортового и наземного оборудования советскими и американскими специалистами был проведен анализ большого числа таких возможных отказов и их последствий, а также путей полной или частичной ликвидации этих последствий. Для большей четкости формулировок, используемых далее, введем ряд определений. В их основу положены определения, согласованные советскими и американскими специалистами при рассмотрении нештатных ситуаций.

1. Расчетным отказом будем называть такой отказ в бортовом или наземном оборудовании, который был рассмотрен при анализе возможных вариантов работы наземных или бортовых систем до начала полета. Нерасчетный отказ — отказ, который не был рассмотрен до полета.

2. Расчетная нештатная ситуация — ситуация, возникающая в результате появления расчетного отказа. Нерасчетная нештатная ситуация возникает в результате появления нерасчетного отказа.

3. Нештатная программа действий — последовательность совместной деятельности персоналов управления полетом и экипажей кораблей с целью выхода из нештатной ситуации или уменьшения ее последствий.

4. Отменой старта ракеты-носителя корабля будем называть задержку старта на время, превышающее ресурсы систем кораблей и ракет-носителей. Переносом старта будем называть задержку в пределах ограничений по ресурсам систем кораблей и ракет-носителей.

При анализе нештатных ситуаций, которые могут повлиять на программу совместного полета, советская и американская стороны прежде всего договорились об основных положениях и принципах, которыми они будут руководствоваться при изменениях программы полета в таких ситуациях.

Первым принципом является принцип обеспечения безопасности экипажа. В соответствии с этим принципом на любом участке подготовки и выполнения полета может быть принято одностороннее решение об отмене старта или досрочном прекращении полета корабля, если возникают отказы в системах, при которых создается угроза для безопасности экипажа. При этом будут приняты необходимые меры для того, чтобы действия одной стороны не представляли угрозы для безопасности экипажа корабля другой стороны.

Второй принцип — принцип успешного выполнения основных задач полета. Если потребуется досрочно прекратить полет или полностью задачи последующего полета не могут быть выполнены, то будут приняты все меры к тому, чтобы выполнить возможно больше задач полета, совместимых с обеспечением безопасности экипажа и возможностями оборудования.

Так, после старта корабля «Союз» № 1 ракета-носитель корабля «Аполлон» стартует, если по состоянию систем корабля «Союз» могут быть проведены стыковка и переход экипажей. После выведения корабля «Аполлон» и корабля «Союз», если позводит состояние и лимит времени, то стыковка и переходы экипажей будут произведены независимо от времени совместной деятельности; стыковка будет совершена даже в том случае, если переход экипажей из корабля в корабль невозможен; сближение кораблей будет выполнено даже при невозможности стыковки и т. д.

При возникновении расчетной нештатной ситуации обе стороны согласились руководствоваться совместно разработанными и согласованными рекомендациями, изложенными в совместном документе ЭПАС 40500 «Положения по нештатным ситуациям».

В данном разделе будут рассматриваться не все нештатные ситуации, а только те из них, которые существенно связаны с навигацией кораблей и выход из которых возможен только путем изменения навигационной программы полета. Все такие ситуации можно разделить на следующие группы:

1) нештатные ситуации, связанные с переносами или отменами стартов ракет-носителей кораблей;

2) нештатные ситуации, связанные с аномальным выведением корабля «Союз» или с нештатным формированием кораблем «Союз» монтажной орбиты;

3) нештатные ситуации, связанные с необходимостью срочной посадки кораблей и запуском второго корабля «Союз»;

4) нештатные ситуации, связанные с аномальным выведением или нештатным выполнением кораблем «Аполлон» маневров по сближению с «Союзом»;

5) нештатные ситуации, связанные с отказами различных наземных средств.

В качестве основных времен старта «Союза» и «Аполлона», как отмечалось выше, были приняты соответственно 15 ч 20 мин и 22 ч 50 мин 15 июля 1975 г. по московскому времени. Однако во время подготовки к запуску ракет-носителей и кораблей возможны задержки из-за отказов какой-либо аппаратуры, резкого ухудшения метеорологических условий на космодромах и т. п. Для таких случаев советскими и американскими специалистами был разработан и согласован следующий порядок действий.

а. Если выявляются существенные неполадки на ракетахносителях или кораблях «Аполлон» либо «Союз» в период подготовки к старту, начинающийся за 29 дней и кончающийся за 5 ч до намеченного момента старта ракеты-носителя корабля «Союз», то дата старта может быть перенесена на срок, необходимый для устранения этих отказов. При этом максимальная возможная задержка старта ракеты-носителя «Аполлона» будет такой, чтобы окончание полета корабля «Аполлон» было в пределах 110 дней от начала этого участка. Максимальная задержка старта «Союза» составляет 45 дней. Эти ограничения связаны с особенностями конструкций кораблей и их ракет-носителей и являются строгими. Увеличить эти сроки могут только в крайних случаях Директоры проектов. Времена стартов при переносах определяются в соответствии с правилами раздела 4.1. Программа совместного полета, привязанная к моменту старта корабля «Союз», в этих случаях не изменяется.

б. За 5 ч до старта «Союза» начинается участок заключительных операций его подготовки. Если на этом участке происходит задержка старта «Союза» в пределах стартового окна, то старт корабля «Аполлон» также соответственно переносится в пределах его стартового окна. Точное время старта рассчитывается американскими специалистами с использованием вектора состояния «Союза», вычисленного советскими специалистами с учетом его маневров и параметров его фактической орбиты выведения и переданного в соответствии с графиком обмена баллистической информацией из ЦУП-М в ЦУП-Х. Программа совместного полета, определенная в полетном времени «Союза», в этом случае также не изменяется.

Если на заключительном участке подготовки выявляются более существенные задержки, то старт корабля «Союз» № 1 может быть перенесен на сутки для устранения неполадок. Старт ракеты-носителя «Аполлона» также откладывается на одни сутки. Программа полета не изменяется.

Наконец, если на ракете-носителе или на корабле «Союз» № 1 обнаруживается серьезный отказ в системах, обеспечивающих безопасность экипажа, сближение, стыковку, переход экипажа или радиосвязь, то старт корабля «Союз» № 1 может быть отменен. В этом случае советская сторона для выполнения совместного полета представляет корабль «Союз» № 2. Программа совместного полета должна в этом случае соответствовать ресурсам корабля «Союз» № 2 и корабля «Аполлон». Дата запуска «Роюза» № 2 устанавливается советской стороной по согласованию с американской. Время старта «Союза» и «Аполлона» определяется окнами старта (см. разд. 4.1).

в. В период заключительных операций по подготовке к старту ракеты-носителя корабля «Союз» может произойти задержка старта ракеты-носителя «Аполлона». Если решение о задержке в подготовке корабля «Аполлон» сообщается в ЦУП-М не позднее чем за 10 мин до старта «Союза», то старт последнего откладывается на одни сутки. Перенос старта «Союза» более чем на одни сутки в этом случае невозможен. Если решение о задержке старта ракеты-носителя «Аполлона» сообщается менее чем за 10 мин до старта «Союза», то последний стартует в назначенное время. Если выведение корабля «Союз» № 1 произошло нормально, а задержка старта ракеты-носителя «Аполлона» не превышает 4 дней, то для выполнения совместного полета используется «Союз» № 1. Ракета-носитель «Аполлона» в этом случае стартует в соответствии с одной из четырех резервных стартовых возможностей, предусмотренных для подобных ситуаций. Такие же ситуации возникают в случае, если задержки старта выявляются в пе-



Рис. 23. Основные этапы полета для пяти стартовых возможностей «Аполлона»

1 — старт «Союза»; 2 — сближение; 3 — стыковка; 4 — совместный полет; 5 — расстыковка; б — совместная деятельность после расстыковки; 7 — автономный полет; 8 — посадка «Союза»; 9 — посадка «Аполлона»

риод заключительных операций подготовки ракеты-носителя «Аполлона», начинающийся стартом «Союза» и заканчивающийся стартом ракеты-носителя «Аполлона».

Если задержка старта ракеты-носителя корабля «Аполлон» превышает 4 сут, корабль «Союз» совершает автономный полет, в течение которого решаются такие совместные задачи, как тестовая отработка взаимодействия ЦУП. Для выполнения совместного полета используется корабль «Союз» № 2. Дата запуска этого корабля согласовывается с ЦУП-Х.

В случае старта ракеты-носителя «Аполлона» в одну из резервных дат программа совместного полета изменяется. Основные характеристики полета для пяти стартовых возможностей «Аполлона» приведены в табл. 12 и изображены на рис. 23. Эти характеристики определяются энергетическими возможностями корабля «Аполлон» и возможными деформациями номинального плана маневрирования при традиционной схеме сближения «Аполлон».

План маневров «Союза» по формированию монтажной орбиты для второй стартовой возможности «Аполлона» не отличается от номинального, и в результате «Союз» формирует номинальную вдонтажйую орбиту, параметры которой были приведены на с. 81.

При использовании третьей — пятой стартовых возможностей ракетой-носителем «Аполлона» второй маневр формирования «Союзом» монтажной орбиты переносится на один день. При этом

Таблица 12

Номер стартовой возмож- ности «Апол- лона»	Время старта «Апол- лона» (ПВ, ч. мин)	Номер витка «Союза» для стыковки (ПВ, ч. мин)	Номер витка «Союза» для расстыковки (ПВ, ч. мин)	Время полета в состыко- ванном состоя- нии, ч	Вариант плана маневров «Апол- лона»	План манев- ров «Союза»				
1	7.30	36(51.55)	65Ф5.42)	44.0	M-30	Номинал				
2	31.05	36(51.55)	65(95.42)	44.0	M-14	Номинал				
3	54.40	52(72.38)	81(110.24)	44,0	M-14	Перенос GM2 на день				
4	78.15	68(99.20)	82(120.53)	22,0	M-14	Перенос СМ2				
5	101.49	83(121.33)	88(129.00)	7,5	M-13	па день Перенос GM2 на день				

возможно понижение высоты монтажной орбиты. Перенос второго маневра и возможное понижение монтажной орбиты связано с тем, что при номинальном формировании и использовании третьей — пятой стартовых возможностей (с переносом встречи кораблей согласно табл. 12) фазовые углы между кораблями существенно отличаются от тех, которые требуются для нормального маневрирования «Аполлона». Указанные мероприятия улучшают эту ситуацию.

Может получиться так, что решение о переносе старта ракетыносителя «Аполлона» на третий, четвертый или пятый дни принимается после того, как «Союз» закончил формирование монтажной орбиты. В этом случае при переносе старта «Аполлона» на третий день «Союз» не производит дополнительных маневров. При переносе старта на четвертый или пятый дни «Союз» при наличии энергетических возможностей производит маневры по снижению высоты монтажной орбиты, в результате чего улучшаются фазовая ситуация и снижаются величины энергетических затрат, требуемых «Аполлону» для сближения с «Союзом». Конкретные значения параметров монтажной орбиты, формируемой «Союзом» во всех таких случаях, заранее установлены не были. Они должны были определяться и согласовываться навигационными службами ЦУП-М и ЦУП-Х в ходе полета в зависимости от конкретной ситуации.

План маневрирования корабля «Аполлон» при исцользовании им резервных стартовых возможностей изменяется. Первой и основной особенностью измененных планов является то, что для обеспечения максимальной продолжительности совместной деятельности экипажей время для маневрирования и сближения «Аполлона» с «Союзом» сокращается примерно на сутки. Так, если для первой стартовой возможности стыковка «Аполлона» с «Союзом» производится на 30-м инерциальном обращении «Аполлона» (см. разд. 4.3), то для второй — четвертой стартовых возможностей стыковка производится на 14-м инерциальном обрашении, совпадающем с номером оборота (см. разд. 3.3). Номер инерциального обращения «Аполлона» вокруг Земли, на котором планируется произвести стыковку, американские специалисты обычно обозначают буквой М. План маневров, определяющий стыковку на заданном инерциальном обращении, обозначается «вариант M-30», «вариант M-14» и т. д. Варианты планов маневров, используемых для различных стартовых возможностей «Аполлона» при номинальной монтажной орбите, приведены в табл. 12.

В варианте М-14 для второй, третьей и четвертой стартовых возможностей ^Аполлона» общее сокращение времени маневрирования на одни сутки производится в основном за счет уменьшения интервала между маневрами NC1 и NC2. Поэтому программа выполнения «Аполлоном» маневров на заключительном этапе (после N02) относительно момента стыковки сохраняется номинальной. Для пятой стартовой возможности применяется вариант М-13. В этом варианте программа маневров на заключительном участке также сохраняется близкой^ к номинальной.

Для всех этих планов маневров состав и задачи маневров сохраняются в основном одинаковыми и соответствующими традиционной схеме маневрирования «Аполлона» (см. разд. 4.3). Времена проведения маневров, их параметры, а также значения параметров промежуточных орбит, до маневра NC2 включительно, для разных вариантов сближения существенно различаются. Требуемые затраты топлива для сближения «Аполлона» с «Союзом» возрастают при использовании третьей или последующих стартовых возможностей.

Следует отметить, что поскольку станции слежения США расположены достаточно равномерно вдоль трассы полета на всех витках, то навигационные измерения с этих станций могут обеспечить необходимую точность определения орбиты при проведении маневров «Аполлона» на любых витках. Последовательность навигационных событий для второй — пятой стартовых возможностей «Аполлона» при нормальном полете «Союза» приведены в . Приложении 4.

, Вторая группа расчетных нештатных ситуаций связана с аномальным выведением корабля «Союз» на начальную орбиту и нештатным выполнением «Союзом» маневров формирования монтажной орбиты. Во всех этих случаях при разработке изменений программы полета с целью выхода из этих ситуаций руководствуются следующими правилами.

Если произошло аномальное выведение корабля «Союз» или если промежуточный маневр «Союза» прошел нештатно и параметры промежуточной орбиты существенно отличаются от требуемых значений, то схема последующих маневров «Союза» и их параметры изменяются с тем, чтобы в пределах запасов топлива на борту возможно полнее компенсировать влияние нештатной ситуации на монтажную орбиту, т. е.:

если запасов топлива достаточно, то цель изменения ма-
невров — получить в итоге требуемые параметры монтажной орбиты;

при нехватке топлива для полного устранения нештатной ситуации необходимо последовательно отказываться от обеспечения номинальных значений тех параметров монтажной орбиты, которые меньше влияют на требуемые затраты топлива «Аполлоном» для сближения с «Союзом».

Анализ показал, что наибольшее влияние на затраты топлива «Аполлоном» при сближении с «Союзом» имеют величина большой полуоси *а* монтажной орбиты и фазовый угол Ф. Значительно меньшее влияние на процесс сближения оказывают эксцентриситет орбиты *е* и положение линии апсид со.

Соответственно этому при недостаточности энергетики следует отказываться от обеспечения последовательно параметров монтажной орбиты:

эксцентриситета е и положения линии апсид со,

фазового угла Ф,

большой полуоси а.

При отказе от требуемого значения е в процессе выполнения расчетов проверяется время существования на орбите.

При нештатном выведении «Союза» для формирования монтажной орбиты вместо двух маневров может потребоваться три. При этом первый маневр проводится в первый день полета на четвертом — пятом витках, а последующие два — во второй день на 17—18-м витках. План навигационных измерений при этом остается таким же, как и в номинальном случае, так как второй и третий маневры, отстоящие друг от друга относительно недалеко (в пределах одного витка), рассчитываются по одним и тем же навигационным измерениям (измерения на 13—15-м витках).

Если корабль «Союз» будет выведен на столь низкую орбиту, что время его существования на ней за счет торможения в атмосфере составит всего несколько витков, то на втором витке может быть произведен маневр срочного подъема орбиты.

Первый маневр «Союза» по разным причинам может быть перенесен с четвертого на пятый, шестой или 17-й витки, а второй с 17-го на 18-й или 19-й витки. В случае переноса первого маневра на шестой или 17-й витки «Аполлон» не реализует первую стартовую возможность и старт его ракеты-носителя переносится на один из следующих четырех дней.

При нештатном выполнении «Союзом» первого или второго маневров план дальнейших маневров зависит от вида отказа, послужившего причиной нештатного выполнения маневра, и от запасов топлива на борту «Союза». Эффект от переноса маневра или от его нештатного выполнения корректируется при этом в возможных пределах в соответствии с положениями, изложенными выше.

Если «Союз» в итоге выполнения всех возможных маневров вышел на монтажную орбиту, параметры которой отличаются от расчетных значений больше, чем это обусловлено приведенными



Рис. 24. Возможности «Аполлона» по фазированию для различных ороит «Союза» при вариантах сближения М-29 и М-30

Заштрихованы области, для которых фазирование невозможно

выше данными (см. с. 81), то возможность использования его для совместного полета определяется энергетическими возможно[^] стями «Аполлона». Эти возможности достаточно велики, и класс орбит, на которых «Аполлон» способен произвести сближение в нештатных ситуациях, достаточно широк.

Наибольшее значение, как отмечалось выше, для «Аполлона» имеют величины большой полуоси монтажной орбиты и фазовый угол. Советскими и американскими специалистами были проведены расчеты возможностей обеспечения «Аполлоном» сближения на нештатных орбитах. Результаты этих расчетов представлены на рис. 24 и 25 в координатах Да, ДФ, где

Дa = a - a, $Д\Phi = \Phi - \tilde{\Phi}$,

 $a_g \%$ — соответственно фактическое и номинальное значения большой полуоси монтажной орбиты; Φ , $\overline{\Phi}$ — соответственно фактическое и номинальное значения фазового угла на 18-м витке полета «Союза». Номер стартовой возможности указан в скобках.

На этих рисунках нанесены линии, соответствующие предельным возможностям сближения при разных вариантах маневров и для разных стартовых возможностей. При этом предполагалось,



Рис. 25. Возможности «Аполлона» по фазированию при вариантах сближения М-13 и М-14

Заштрихованы области, для которых фазирование невозможно

что монтажные орбиты эллиптические с минимальной [высотой 210 км на аргументе широты, равном 85°.

Линии D_n определяют правые границы допустимых диапазонов ДФ, соответствующих сближению «Аполлона» с «Союзом» на предельно низких орбитах, линии C_n — левые границы, соответствующие сближению на предельно высоких орбитах; индекс «п» обозначает номер стартовой возможности.

Рассмотренные варианты сближения приведены в табл. 13.

Стартовая возможность -	Вариант сближения	
	Рис. 24	Рис. 25
1.	M-30	
2	M-30	M-14
3	M-30	M-14
4	M-29	M-14
5	_	M-13

Таблица 13

Указанные границы разбивают плоскость Да, АФ на ряд об" ластей, ^ которых обеспечивается общее для данной области количествбустартовых возможностей. Внутри каждой области указан вариант сближения и в скобках номер стартовой возможности.

Таким образом, если нештатная монтажная орбита, сформированная «Союзом», находится в допустимых пределах, определяемых рис. 24 и 25, то она используется для выполнения совместного полета. Если ее параметры a и Φ не соответствуют допустимой области, то первый «Союз» не используется для совместного полета и может быть принято решение о запуске второго «Союза».

Приведенные на рис. 24 и 25 области параметров монтажных орбит, на которых возможно сближение «Аполлона» с «Союзом», определяют некоторую неоднозначную зависимость допустимых а и Φ для разных вариантов сближения и стартовых возможностей. Эта зависимость может использоваться при выполнении расчетов маневров «Союза» в случае, например, такого нештатного выведения «Союза», когда его запасов топлива недостаточно для формирования номинальной монтажной орбиты. Зависимости, представленные на рис. 24 и 25, помогают найти такую комбинацию значений а и Φ (в пределах возможностей «Союза»), Которая обеспечивает сближение для наибольшего числа стартовых возможностей «Аполлона». В случае, если сближение можно обеспечить не для всех пяти стартовых возможностей, а для части из них, предпочтение отдается более ранним стартовым возможностям.

Отметим, что результаты расчетов возможностей «Аполлона» по сближению, приведенные па рис. 24 и 25, являются приближенными и не отражают всех возможных ситуаций. Поэтому заключение о возможности или невозможности сближения «Аполлона» с «Союзом» на конкретно реализованной монтажной орбите должна была сделать американская сторона в ходе конкретного полета.

Третья группа нештатных ситуаций связана с досрочным прекращением полета кораблей и запуском корабля «Союз» № 2. На любом этапе полета в результате возникновения отказов, угрожающих безопасности экипажей, может появиться необходимость в срочной посадке кораблей «Союз» или «Аполлон» на Землю.

В случае срочного прекращения полета корабля «Аполлон» корабль «Союз» продолжает автономный полет в пределах запланированного времени. Американская сторона для обеспечения совместного полета располагала одним кораблем «Аполлон». В связи с этим экипаж корабля «Союз» выполняет ряд научных экспериментов, а Центры управления продолжают совместную тестовую деятельность с целью отработки взаимодействия и накопления опыта для будущих совместных полетов.

• Советской стороной для обеспечения полета было выделено два корабля «Союз». Поэтому, если корабль «Союз» № 1 вынужден срочно прекратить полет еще до того, как будет выполнена главная задача — стыковка кораблей, для ее выполнения может быть

запущен корабль «Союз» № 2. Напомним, что к подобной ситуации приводит также случай, рассмотренный выше, —нештатное формирование «Союзом» № 1 монтажной орбиты, исключающее возможность сближения «Аполлона» с «Союзом».

Если решение о срочной посадке «Союза» № 1 принимается и сообщается в ЦУП-Х раньше чем за 8 мин до старта ракеты-носителя «Аполлона», то старт последнего откладывается. Запуск «Союза» № 2 может быть произведен в одно из последующих стартовых окон по согласованию с американской стороной. Номинальная программа полета не изменяется.

Если решение о срочной посадке «Союза» № 1 принимается и сообщается в ЦУП-Х позже чем за 8 мин до старта или после старта ракеты-носителя «Аполлона», то «Аполлон» переходит на определенную орбиту, на которой ожидает запуска корабля «Союз» № 2. Резервный корабль «Союз» в случае возникновения нештатной ситуации рассматриваемого типа будет запущен возможно быстрее, і Предельные даты старта и продолжительность полета корабля «Союз» № 2 в такой ситуации определяются:

1) предельным временем полета корабля «Аполлон», которое составляет 10 сут;

2) предельной датой посадки корабля «Союз» № 2, определяемой условиями требуемой освещенности Солнцем места посадки и района маневра схода корабля с орбиты (см. разд. 4.1).

Второе условие для «Союза» № 2 существенно по той причине, что старт ракеты-носителя «Аполлона» рассчитывается и производится в рассматриваемом случае по данным движения «Союз» №1. Поскольку время старта корабля «Союз» № 1 было определено исходя из требования выполнения второго условия для его дня посадки (шестой день), то орбита корабля «Союз» № 2, старт которого рассматривается исходя из данных об орбите корабля «Аполлон» (следовательно, в конечном итоге «Союза» № 1), будет соответствовать тому же условию.

При выборе времени старта корабля «Союз» № 1 учитывалась необходимость возможно более долгого выполнения условия 2) (после шестых полетных суток) для обеспечения наилучших условий для' запуска и полета корабля «Союз» № 2 в рассматриваемой нештатной ситуации. В табл. 5 приведены значения предельных суток посадки «Союза» №2, отсчитываемых от старта «Союза» № 1. В случае возникновения рассматриваемой нештатной ситуации советская служба навигации должна рассчитывать время старта ракеты-носителя «Союза» № 2, исходя из данных о фактической орбите «Аполлона», таким образом, чтобы плоскость номинальной орбиты «Союза» № 2 совпала с плоскостью орбиты «Аполлона». Допуск на задержку старта ракеты-носителя «Союза» относительно расчетного времени не должен превышать 70 с. Если задержка превышает эту величину, то запуск «Союза» № 2 переносится на следующий день. Величина допустимой задержки определяется запасом топлива на борту «Аполлона», которое может быть израсходорано на совмещение плоскостей орбит, не совпадающих из-за этой задержки.

После выведения корабль «Союз» № 2 формирует номинальную круговую монтажную орбиту (высотой 225 км) проведением маневров по номинальному плану. Корабль «Аполлон» производит маневры сближения с «Союзом» в варианте М-30, если при этом резерв времени полета кораблей допускает двухсуточный полет в состыкованном состоянии, и в варианте М-14, если при М-30 этого обеспечить нельзя. В том случае, когда вариант М-14 обеспечивает менее чем однодневный полет в состыкованном состоянии, «Аполлон» выполняет маневры сближения в варианте М-13.

Корабль «Союз» № 2 при использовании вариантов М-14 или М-13 с целью увеличения времени полета в состыкованном состоянии переносит второй маневр формирования монтажной орбиты с 17-го на 16-й виток своего полета.

Четвертая группа нештатных ситуаций связана с возможностью нештатного выведения на орбиту «Аполлона» или нештатного выполнения им маневров сближения. Ряд таких ситуаций рассматривается ниже.

За счет аномального выведения «Аполлона» может значительно ухудшиться фазовая ситуация. Если это ухудшение приводит к тому, что запас топлива на «Аполлоне» оказывается недостаточным для обеспечения стыковки на запланированном витке, то стыковка переносится на один день и соответственно изменяется план маневров «Аполлона». Это является более предпочтительным, чем перенос стыковки на несколько витков в течение тех же суток. Для сохранения запланированной длительности полета в состыкованном состоянии (44 ч) продолжительность автономного полета «Союза» после расстыковки при этом сокращается на одни сутки.

,

В процессе полета «Аполлона» возможны также переносы или невыполнения маневров сближения по каким-либо причинам. Укажем на планируемые действия и возможные последствия таких нештатных ситуаций.

Бели в штатные времена не выполнены маневры NC1 или PCM, то эти маневры будут пересчитаны и выполнены через несколько витков. При этом на заключительном этапе сближения сохраняется цоминальный план маневрирования и стыковка производится в расчетное время.

Если в номинальное время не выполнен маневр NC2, то он должен быть выполнен на следующем витке. Стыковка кораблей переносится на один виток позднее.

При невыполнении в штатное время маневра NCC на следующем витке должен быть проведен маневр фазирования. Маневр NCC производится через два витка после номинального времени. Соответственно этому переносится на два витка позднее и стыковка кораблей.

При невыполнении в штатное время маневра NSR на следующем витке производится маневр фазирования. Затем рассчитывается и выполняется новая последовательность маневров NCC – NSR. Стыковка переносится на два витка позднее. Если не выполняется в штатное время маневр TPI, то на сле-

дующем витке должен быть проведен дополнительный маневр фазирования. Затем рассчитывается и проводится новая последо-вательность маневров NCC — NSR и TPI. Стыковка переносится на три витка позже.

Последняя группа рассматриваемых нештатных ситуаций связана с возникновением отказов в наземном оборудовании. Так, на некоторых станциях слежения могут выходить из строя радио-локационные станции, производящие навигационные измерения, а также каналы связи, по которым передаются эти измерения, а также каналы связи, по которым передаются эти измерения в Центры управлейия полетом. Могут возникать отказы в ЭВМ, используемых для решения навигационных задач, наконец, могут нарушаться какие-либо каналы связи между ЦУП-М и ЦУП-Х, в результате чего по этим каналам становится невозможным об-мен навигационной информацией между ЦУП, необходимой для нормального обеспечения полета.

Для того чтобы все такие нештатные ситуации не оказывали существенного влияния на программу выполнения совместного существенного влияния на программу выполнения совместного полета, во всех звеньях наземного комплекса предусматривается необходимое резервирование. Например, вследствие планируемой избыточности навигационных измерений в большинстве случаев отсутствие измерений от одной, а иногда и от двух радиолокационных станций из числа станций, производящих измерения на каком-либо витке, приведет лишь к несущественному ухудшению томости от развения станцию измерения станцию в к несущественному ухудшению всем станию в приведет лишь к несущественному ухудшению томости от развения станцию в к несущественному ухудшению всем станию в к несущественному ухудшению в к несуществен точности определения орбиты.

ЭВМ, используемые для решения навигационных задач, всегда

резервируются, так что выход из строя части из них не приведет к заметному влиянию на программу полета. Линии связи между советским и американским ЦУП также резервированы, поэтому выход из строя даже нескольких из них не приведет к серьезным осложнениям.

На основании изложенного можно считать, что расчетные не-штатные ситуации в наземном навигационном комплексе техни-ческих средств, обеспечивающих полет кораблей «Союз» и «Апол-лон», не приводят к существенным изменениям программы совместного полета.

При возникновениях различных нештатных ситуаций, припри возпикновениях различных нештатных ситуаций, при-водящих к изменениям программы совместного полета, изменяется также график обмена навигационной информацией между совет-ским и американским Центрами управления. Советскими и амери-канскими специалистами были разработаны и согласованы пра-вила изменения этого графика в нештатных ситуациях, при-веденные в Приложении 5.

5

МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ЗАДАЧ

5.1. Метод определения орбит по навигационным измерениям

В процессе полета любого КА регулярно производится решение задачи определения орбит по навигационным измерениям. В общем виде задачу определения орбит можно сформулировать следующим образом.

1. Перед решением задачи заданы:

а) система навигационных измерений (3.7), содержащих ошибки (3.9);

б) координаты измерительных средств станций слежения;

в) МДКА, т. е. модели сил, действующих на КА в полете, и способ решения дифференциальных уравнений его движения;

г) приближенный начальный вектор состояния q₀.

2. В результате обработки навигационных измерений требуется найти уточненный начальный вектор состояния q_0 . В состав этого вектора входят прежде всего шесть независимых основных параметров (3.1), определяющих орбиту КА. Кроме того, в вектор q_0 могут входить и некоторые параметры используемых моделей, в частности модели сил (3.2), так что в результате решения задачи определяются не только параметры движения КА, но и некоторые константы используемых моделей.

Для краткости здесь и в дальнейшем сформулированную выше задачу будем называть задачей определения орбиты КА.

До решения этой задачи производится предварительная обработка результатов навигационных измерений. Она предназначена прежде всего для приведения результатов измерений к виду, удобному для решения задачи определения орбиты, и заключается в дешифровке результатов измерений, определении их принадлежности к той или иной станции слежения и конкретному измерительному средству для выбора в дальнейшем соответствующих координат, в определении вида измерения и т. д.

Вторым весьма важным назначением предварительной обработки является фильтрация, т. е. исключение из дальнейшей обработки тех измерений, ошибки которых являются аномальными.

В общей выборке измерений (3.7) могут быть измерения с Грубыми ошибками, обусловленными либо большими искажениями при передаче результатов навигационных измерений по линиям связи, либо неисправностями измерительной аппаратуры, либо другими причинами [3]. Такие результаты измерений необходимо выявлять и исключать из рассмотрения в самом начале обработки, поскольку отсутствие грубых ошибок является одним из важнейших условий правильного применения методов статистического оценивания каких-либо параметров [3, 11]. Задача определения орбиты КА по навигационным измерениям является, по существу, статистическим методом оценивания составляющих начального вектора состояния q₀.

Рассмотрим более подробно алгоритмы фильтрации результатов навигационных измерений. Будем называть сеансом совокупность результатов измерений одного вида (например, наклонных дальностей/)), полученных при одном прохождении КА над данной станцией слежения. Поскольку далее рассматривается только посеансная фильтрация, для выборки измерений данного сеанса сохраним обозначения главы 3, т. е. вектор выборки измерений данного сеанса будем обозначать

$$\checkmark$$
 YH1YiY2...Yn $||^{T}$.

1Л*

Будем предполагать, что ошибки измерений независимы и имеют нормальное распределение.

Вместо вектора измерений 7 образуем вектор отклонений от расчетного вектора v = V (Чо)

г ду = 7 — V -
$$(5.2)$$

Характер изменения составляющих векторов (5.1) и (5.2) во времени существенно различный. Действительно, если пренебречь ошибками измерений, параметры у изменяются в сеансе в соответствии с законом движения КА, который достаточно точно задается системой дифференциальных уравнений (3.34). На отклонения (5.2) закон движения КА влияет несущественно, так как расчетные значения измеряемых параметров у вычисляются в результате интегрирования той же системы (3,34) при заданном до решения векторе q₀.

В связи с этим при анализе ошибок измерений будем оперировать с вектором (5.2), имея в виду, что его случайные ошибки такие же, как и у вектора (5.1).

Фильтрация результатов навигационных измерений осуществляется в несколько этапов.

1. Прежде всего производится проверка измерений по условию

$$|\mathbf{A}_{\mathbf{Y}_{i}} - \overline{\mathbf{A}}\mathbf{Y}| \leq \mathbf{V}_{15}, \tag{5.3}$$

[(5.1)

где

$$\overline{\Delta\gamma} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \Delta\gamma_i,$$

$$s = \sqrt{\frac{1}{1} \sum_{i=1}^{n} (\Delta\gamma_i - \overline{\Delta\gamma})^2}.$$
(5_4)

Измерения, не удовлетворяющие условию (5.3), исключаются из дальнейшего рассмотрения вплоть до последнего этапа фильтрации. Величина коэффициента v_a подбирается опытным путем, обычно $v_x \sim 2,5$.

2. На втором этапе определяются некоторые величины, характеризующие данный сеанс измерений. Из-за приближенности начального вектора состояния q₀ вектор отклонений (5.2) содержит ошибки прогнозирования движения КА. В первом приближении эти ошибки можно свести к постоянной составляющей Дуо и ошибке, эквивалентной сдвигу измерений всего сеанса по времени на Д£. В связи с этим каждое отклонение можно представить в виде уравнения

$$AY_i = \exists y_0 + T_{\Gamma^*} >$$
(5.5)

где $\dot{\Upsilon}i$ — производная от измеряемого параметра по времени. Значения неизвестных $Дy_0$ и $Д\pounds$ в уравнениях (5.5) найдем, используя метод наименьших квадратов, по формулам

$$\Delta t = \frac{n_1 \sum_{i=1}^{n_1} \Delta \gamma_i \dot{\gamma}_i - \sum_{i=1}^{n_1} \dot{\tilde{\gamma}}_i \sum_{i=1}^{n_1} \Delta \gamma_i}{n_1 \sum_{i=1}^{n_1} \dot{\tilde{\gamma}}_i^2 - \left(\sum_{i=1}^{n_1} \dot{\tilde{\gamma}}_i\right)^2}, \qquad (5.6)$$
$$\Delta \gamma_0 = \frac{1}{n_1} \left(\sum_{i=1}^{n_1} \Delta \gamma_i - \Delta t \sum_{i=1}^{n_1} \dot{\tilde{\gamma}}_i \right),$$

где п_x ~ число измерений после исключения части из них по условию (5.3).

Найденные значения Д[^]о и Д£ используются для анализа и контроля качества измерений путем сравнения этих характеристик для различных сеансов. Кроме того, для более тонкой последующей фильтрации измерений данного сеанса сдвиг по времени учитывается при вычислении расчетных значений измеряемых параметров, т. е. принимается, что

$$\dot{7}_{i} = Y_{i} (*_{i} + AO,$$
 (5.7)

поскольку при прогнозировании движения КА ошибки вдоль орбиты являются наиболее значительными и на порядок и более превосходят ошибки по высоте и в боковом направлении. 3. Далее производится исключение аномальных измерений на основе анализа дисперсий [11]. Вектору отклонений (5.2) можно поставить в соответствие некоторую генеральную дисперсию a^2 . Разобьем выборку отклонений Д[^]г (* = 1, 2, ..., n) на k подвыборок одинакового объема fi, причем

$$\mathbf{p}, = E \ |njk],$$

а символ *E* означает целую часть от выражения в скобках. Для каждой /-и подвыборки (/ = 1, 2, . . .,&) по формуле (5.4) найдем значение выборочной дисперсии s^{*}. При отсутствии в каждой из подвыборок аномальных измерений различия между найденными дисперсиями должны быть незначительными. Сравнение дисперсий между собой производится с помощью критерия Кохрана. Для такого сравнения определяется величина

$$y = \frac{\max s_j^2}{\sum_{j=1}^{k} s_j^2},$$
 (5.8)

где max sJ — максимальная дисперсия из всех подвыборочных дисперсий sJ. Величина y имеет специальное распределение, зависящее от числа подвыборок k и числа степеней свободы каждой подвыборки / = [n - 1]. С помощью этого распределения можно выяснить, являются ли числа s^* (/ = 1, 2, ..., k) оценками одной и той же генеральной дисперсии (нулевая гипотеза).

По известным значениям *k* и / из специальных таблиц находятся квантили z/!__ для заданного уровня значимости *p* (см. табл. VIII в работе [111). Если

V <

(5.9)

то нулевая гипотеза верна. При невыполнении условия (5.9) подвыборка, которой соответствует максимальная дисперсия, исключается из рассмотрения вплоть до последнего этапа фильтрации. Далее сравнение дисперсий повторяется для k - 1 и последующих подвыборок до тех пор, пока условие (5.9) не будет выполнено.

Из рассмотрения исключается также часть измерений, оставшихся после образования k подвыборок одинакового объема i.

При определении объема подвыборок необходимо руководствоваться следующим практическим правилом: число степеней свободы / и число подвыборок k не должно быть меньше пяти, т. е. / > 5 и k > 5. Конкретные значения этих величин зависят от темпа измерений, ограничений при работе' измерительных средств и других особенностей, определяющих общий объем измерений в сеансе, и выбираются опытным путем.

4. После этого производится исключение аномальных измерений на основании сравнения средних [11]. Для каждой подвыборки определяется среднее \overline{A} (y = 1, 2, . . ., k) по первой из формул (5.4) при объеме подвыборки [AJ. В общем случае будем считать, что объемы подвыборок разные.

Будем предполагать, что дисперсии подвыборок незначимо отличаются друг от друга. В связи с этим всем подвыборкам соответствует единая генеральная дисперсия a². В качестве ее оценки будем использовать средневзвешенную дисперсию

$$s^{2} = \frac{1}{f} \sum_{j=1}^{k} f_{j} s_{j}^{2}, \quad f = \sum_{j=1}^{k} f_{j},$$

которой соответствует / степеней свободы.

Если справедлива нулевая гипотеза о равенстве всех генеральных средних, то в качестве оценки этого единого генеральногосреднего *а* можно взять общее среднее всех элементов, как бы объединенных в одну выборку, а именно:

$$\overline{\Delta\gamma} = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^{n} \overline{\Delta\gamma_{j}}.$$

Тогда для дисперсии а² можно дать другую оценку:

$$\bar{s}^2 = \frac{1}{k-1} \sum_{j=1}^k (\Delta \bar{\gamma}_j - \Delta \bar{\bar{\gamma}})^2,$$

которой соответствует k - 1 степеней свободы. В соответствиис работой [111 отношение дисперсий s^2/s^2 имеет распределение Фишера, т. е. при доверительной вероятности 1 - p нулевая гипотеза о равенстве всех генеральных средних справедлива, если выполнено условие

$$-J-\langle Fi-p(fc--1,/),$$
 (5.10)

где* *FI-P* $(k - 1, /) = P_{-}p_{-}(f_{i_{f}}/_{2})$ — квантили распределения Фишера (см. табл. VII в работе [111). Если условие (5.10) не выполняется, то исключается подвыборка, для которой

$$j \overline{A}YJ - \overline{S}Y | = max,$$

и далее анализ средних повторяется для & -1, & -2ит. д. подвыборок до выполнения условия (5.10). Уровень значимости p = 0,01 -г- 0,05, конкретное его значение выбирается на основании^ опыта обработки измерений.

5. На последнем этапе фильтрации производится аппроксимация функции AY (t) ортогональными полиномами Чебышева степени N для всего сеанса измерений. При этом измерения, исключенные из рассмотрения на предыдущих этапах фильтрации, Неиспользуются для построения аппроксимирующего полинома. Аппроксимация функций при помощи полиномов Чебышева широко известна [9, 151. Поэтому здесь остановимся лишь на вопросе выбора степени N полинома

$$\Delta \gamma_{a}(t) = \sum_{m=0}^{N} a_{m} t^{m}, \qquad (5.11)$$

где a_m — постоянные коэффициенты, определяемые по (N + 1)~й известным зависимостям [9, 151.

При известном векторе отклонений (5.2) и найденном полиноме (5.11) для каждого момента времени *t*, можно определить невязку

$$6i = AY^* - Ay_{ai} \ (i = 1, 2, \dots, HI).$$
(5.12)

Дисперсия случайной величины (5.12) при известном числе степеней свободы / находится по формуле

$$s^{2} = -\frac{1}{2} \int_{\frac{1}{2}}^{\frac{n_{1}}{2}} \frac{1}{1} \int_{\frac{1}{2}}^{\frac{n_{1}}$$

Пусть теперь мы нашли аппроксимирующие полиномы (5.11) при степени N - 1 и N. Тогда по формуле (5.13) можно найти соответственно числа SAM ^{** 5}/v- Будем исходить из предположения, что степенной полином (5.11) при некоторой степени $N > N_o$, где NQ — целое положительное число, позволяет полностью отразить влияние закона движения КА на отклонения (5.2). Тогда для полиномов степени N - 1 и N мы имеем дело с двумя выборками случайной величины (5.12), и можно поставить вопрос проверки нулевой гипотезы о равенстве генеральных дисперсий для этих выборок. Очевидно, что эта гипотеза будет справедлива лишь при N > NQ. Иначе говоря, при доверительной вероятности 1 - p нулевая гипотеза справедлива, если выполнено условие

$$\sim_{N}^{\infty} \leq F_{1,p}(/_{1},/_{2}),$$
 (5.14)

где $/j == n_{z} - W$, $/a = n \pm - (N + 1)$, $P_{z^{-}p}$ — квантиль распределения Фишера [Щ.

Уровень значимости *р* обычно выбирается в пределах 0,05 — 0,10. Если условие (5.14) не выполняется, то степень полинома (5.11) повышается на единицу и процесс аппроксимации] повторяется до выполнения этого условия.

Окончательная отбраковка измерений производится по критерию

$$|\Delta \gamma_i - \Delta \gamma_{ai}| \leq v_a * tf(i = l_j 2_j ..., n), \qquad (5-15)$$

причем проверке по этому условию подлежат все измерения, в том числе и исключенные ранее по условиям (5.3), (5.9) и (5.10). Измерения, не удовлетворяющие условию (5.15), из дальнейшей обработки исключаются. При этом обработка оставшихся измерений повторяется начиная с построения аппроксимирующегополинома. Окончательное значение величины SN используется также для анализа и контроля качества измерений различных сеансов. Значение коэффициента v₂ в неравенстве (5.15) обычнопринимается равным 2,0—2,5. Общее число измерений, используемых для определения орбиты КА, как правило, достаточно велико. Поэтому при назначении v₂ обычно руководствуются следующим практическим правилом: лучше вместе с аномальными исключить из обработки несколько хороших измерений, чем оставить хотя бы одно аномальное.

При определении орбиты КА по навигационным измерениям используется метод наименьших квадратов с учетом весов измерений [20]. В соответствии с этим для каждого измерения составляются так называемые условные или начальные уравнения

$$p_i \gamma_i = p_i [\tilde{\gamma}_i (\mathbf{q}_{0,*}) \ (1 = [1, 2, ..., \pi),$$
 (5.16)

где q_0 — искомый начальный вектор состояния, $p = a_0^*/ol$ — веса измерений, сг₀ — средняя квадратическая ошибка измерения, вес которого равен единице [20], 0\$ — средняя квадратическая ошибка *i-mo* измерения.

Как известно [3,20], система условных уравнений (5.16) является несовместной, т. е. для любого вектора q₀ вектор невязки

$$\boldsymbol{\delta} = \widetilde{\boldsymbol{\gamma}} \left(\mathbf{q}_0, t \right) - \boldsymbol{\gamma} \neq \mathbf{0}. \tag{5.17}$$

В соответствии с принципом наименьших квадратов для системы неравноточных измерений неизвестный начальный вектор состояния q₀ определяется из условия минимума весовой суммы квадратов невязок, т. е.

$$\Phi = \mathbf{y}_{\mathbf{i}=\mathbf{l}}^{\mathbf{n}} (\mathbf{PA}) = \mathbf{miu}.$$

Необходимые условия минимума этой суммы

$$dO/dq_0 = 0 \tag{5.18}$$

представляют собой систему уравнений для определения вектора q_0 . В общем случае уравнения системы (5.16), а следовательно, и (5.18) нелинейные, и нахождение решения системы (5.18) представляет большие трудности. В связи с этим линеаризуем уравнения (5.17). Для этого функцию 7 (Чо»0 разложим в ряд Тейлора в окрестности известного приближенного начального вектора состояния \tilde{q}_0 , ограничившись в разложении только линейными членами относительно вектора поправок Aq_0 , т. е.

$$\Gamma$$
 (qo, t) = ,V (q₀\$) + WAq₀, (5.19)

где матрица W определяется формулами (3.14) и (3.15). Подставляя (5.19) в (5.17), получим формулу (3.19) для вектора невязки

$$6 = WAq_0 - Ay.$$

Отсюда, используя (5.18), получим систему так называемых нормальных уравнений [10, 20], которая в матричной форме имеет следующий вид:

$$W^{T}B^{-1}WAq_{0} = WTB^{A}Y, \qquad (5.20)$$

где В"¹ представляет для данного случая диагональную весовую матрицу, т. е.

$$\mathbf{B}^{-1} = \begin{bmatrix} P \mid 0 \dots 0 \\ 0 p \mid \dots 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 \dots p \mid^{\wedge} \end{bmatrix}.$$

Решение системы уравнений (5.20) может быть представлено в виде

$$Aq_0 = (W'B^W)^{-1}W^A Ay$$
 (5.21)

при условии, что матрица W^T B~⁴W — неособенная.

Из-за приближенности зависимости (5.19) значение искомого начального вектора состояния q_0 не может быть найдено сразу. В связи с этим по формуле (5.21) мы находим лишь вектор поправки в данном приближении, в целом задача определения орбиты решается итерационным методом, причем вектор q_0 определяется по формуле

$$qo = qo + \underbrace{2}_{v=1}^{i} Aqov, \qquad (5.22)$$

где v — номер приближения, Z — число приближений до полной сходимости итерационного процесса. Процесс последовательных приближений заканчивается при выполнении условий

$$|\Delta q_{0j}| \leqslant \varepsilon_j \quad (7 = 1, 2, \dots, m), \tag{5.23}$$

где 8j — критерии сходимости [31. Для каждого приближения производится анализ и дополнительная фильтрация измерений по алгоритмам, изложенным выше. Благодаря этому достигается практически полное исключение аномальных измерений в каждом сеансе. Другим назначением такого анализа является определение характеристик отдельных сеансов измерений, по которым можно судить о качестве сеанса в целом. Такими характеристиками являются Д£, Дуо и а_а. На основании сравнительного анализа оператор может принять решение об исключении того или иного сеанса из обработки.

Для некоторых измерительных средств характерно измерение не самих параметров орбиты у, таких, например, как наклонная дальность D, радиальная скорость D и т. п., а величин у́ь являющихся суммой параметров 7г и некоторой постоянной для данного сеанса измерений составляющей YO» ^т- ^е-

$$Y_i = T_i + Y_0$$
- (5.24)

Для таких измерений обычный метод обработки непригоден, поэтому используют так называемый метод обработки разностей измерений. Для всех измерений параметра *у*/ данного сеанса находят среднее значение

$$\overline{\gamma} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \gamma_i = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \gamma_i + \gamma_0$$
(5.25)

и вместо измерений уі берут разности

$$\gamma_{i} = \gamma_{i} - \overline{\gamma} = \gamma_{i} - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \gamma_{i}. \qquad (5-26)$$

Дальнейшая обработка фиктивных измерений у! производится обычным образом. Частные производные от этих измерений по начальному вектору состояния определяются по формулам.

$$\frac{\partial \mathbf{\tilde{\gamma_i}}}{\partial \mathbf{q}_0} = \frac{\partial \mathbf{\tilde{\gamma_i}}}{\partial \mathbf{q}_0} - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{\partial \mathbf{\tilde{\gamma_i}}}{o \mathbf{q}_0} \,.$$

Иногда аналогичный подход является полезным и при обработке обычных измерений. Действительно, если все измерения данного сеанса содержат постоянную ошибку 670 = const, то, как следует из формул (5.24) — (5.26), при таком подходе она не окажет влияния на окончательный результат (q_0) при определении орбиты.

В общем случае при решении задачи определения орбиты по навигационным измерениям в состав уточняемого начального вектора состояния КА q_0 входят основные параметры орбиты, некоторые составляющие вектора параметров моделей сил (3.2), действующих на КА в полете, и некоторые другие параметры. В частности, на основании обработки навигационных измерений уточняются такие параметры, как баллистический коэффициент с, составляющие импульсов коррекции орбиты, а также координаты корабельных измерительных средств. Во всех этих случаях общий алгоритм задачи определения орбиты изменяется несущественно. Основное отличие заключается в том, что возрастает размерность вектора поправок Aq_0 в уравнении (5.19) и в алгоритм вводятся блоки вычисления частных производных от измеряемых параметров Y по соответствующим составляющим вектора состояния q_0 .

Так, при уточнении по навигационным измерениям баллистического коэффициента *с* размерность тачального вектора состояния m = 7 и в градиенты измеряемых параметров wⁱ = 1,2,...,и) входят частные производные d^{ldc} .

При определении по навигационным измерениям начального вектора q₀, в состав которого входят составляющие импульсов коррекции х. (v = 3k; k = 1, 2, ...), весь мерный интервал разбивается на участок до работы двигателя, первый участок работы двигателя, участок от первой до второй работы двигателя и т. д. и участок от последней работы двигателя до конца измерений. На участках работы двигателя в правые части первых трех уравнений системы (3.34) добавляются активные силы р, р, и р. Вид формульных зависимостей для этих сил определяется конструктивными особенностями конкретного КА. Для космических кораблей «Союз» корректирующие импульсы и время работы двигателя сравнительно невелики, и поэтому часто можно принять, что они сообщаются кораблю мгновенно. Тогда для каждого маневра в результате решения задачи определения орбиты по навигационным измерениям до и после коррекции орбигы находится вектор импульса коррекции ЛУ. Вообще говоря, по измерениям можно уточнять векторы импульсов коррекции для произвольного числа маневров. Однако обычно нет необходимости уточнять эти параметры более чем для двух-трех маневров. В результате разбиения всего мерного интервала на отдельные участки на каждом из них можно использовать наиболее удобный метод расчета частных производных от текущих элементов орбиты по элементам орбиты в начале участка. После этого частные производные от текущих элементов орбиты на данном участке по начальному вектору состояния находятся по обычным зависимостям для сложной функции многих переменных.

Для некоторых подвижных измерительных средств может возникнуть необходимость уточнения координат при определении орбиты по навигационным измерениям. В этом случае координаты включаются в число уточняемых параметров, т. е. в расширенный начальный вектор состояния КА q₀, а в градиенты измеряемых параметров \у\$ включаются частные производные по уточняемым координатам. Однако обычная система условных уравнений, с учетом введения в них дополнительных неизвестных, недостаточна для корректного уточнения координат подвижных измерительных средств. Действительно, если уточняются, например, координаты корабельных измерительных средств, то при решении задачи определения орбиты необходимо учесть, что относительно поверхности общего земного эллипсоида корабль имеет определенную высоту, равную высоте геоида [19]. Следовательно, уравнения типа (5.16) после их линеаризации должны быть дополнены либо **VСЛОВИЯМИ**

$$\Delta H_N = 0 = \sum_{\mu=1}^{N} \frac{\partial H_N}{\partial u_{\mu}} \Delta u_{\mu},$$

(5.27)

$$p_H \Delta H_N = P_H Y, \stackrel{\wedge}{} Д_{H \sqcup},$$

где $ДЯ^{\wedge} = HN - Я\#_0$, HN — высота в данном приближении, HNO — расчетная (начальная) высота, u, — координаты $(u = 3d, m_a = 2/N \gg m_3 = zjv)$ корабельного измерительного средства с номером N, ph — вес условного уравнения (5.28).

(5.28)

При использовании условий (5.27) решение задачи определения орбиты осуществляется с помощью коррелят [10]. Более предпочтительным является использование дополнительных условных уравнений (5.28). В этом случае за счет выбора весов этих уравнений можно обеспечить либо выполнение условия $\Pi \# \pi^{0}$ (значительный вес уравнений), либо вариант решения практически без учета этого условия (малый вес уравнений), либо промежуточное решение при | $\Pi \# \pi^{0}$ (

Частные производные от измеряемых параметров Yi по составляющим начального вектора состояния вычисляются по формулам

$$\frac{\partial \gamma_i}{\partial q_{j0}} = \sum_{k=1}^{n} \frac{\partial \gamma_i}{\partial s_k} \frac{\partial s_k}{\partial q_{j0}} \quad < -^{1 \cdot 2 \cdot \dots \cdot n}; \quad / = 1.2, \dots, -, \quad (5-29)$$

где dfi/ddjt — частные производные от измеряемых параметров по текущим элементам орбиты (в частности, по координатам фазового вектора u), d^2ldq^2 — производные от текущих элементов орбиты по составляющим начального вектора состояния KA.

Производные $d^{i}/\partial s^{i}$ вычисляются по простым аналитическим зависимостям [2, 3]. Расчет же частных производных от текущих элементов орбиты по начальному вектору состояния является наиболее трудоемкой частью решения задачи определения орбиты. В связи с этим выбор рационального алгоритма расчета этих производных имеет большое значение. Следует иметь в виду, что требования к точности расчета производных значительно ниже, чем к точности вычисления текущих элементов орбиты. Это объясняется тем, что, как видно из формул (3.20) и (3.22), точность определения орбиты зависит практически только от точности вычисления текущих элементов орбиты. Поэтому при расчете производных fofc/etvio используют, как правило, вместо точной приближенную МДКА. Так, при численном расчете производных методом вариаций [2,3] влиянием силы сопротивления атмосферы на движение КА пренебрегают, а в разложении гравитационного потенциала Земли учитывают члены до с, включительно. В ряде случаев для расчета производных можно использовать приближенные аналитические формулы задачи двух тел [14, 18]. На коротких мерных интервалах допустимо и дальнейшее упрошение алгоритмов, рассмотренное в методе узловых точек [16, 17]. В связи с тем, что данный вопрос достаточно подробно изложен в указанных источниках, здесь мы не будем приводить подробные алгоритмы расчета частных производных. Укажем лишь, что в задачах определения орбит основным для расчета производных являлся метод вариаций. Иногда использовался метод узловых точек, и лишь в особых случаях — метод конечных разностей [3, 21].

5.2. Метод расчета маневров формирования «Союзом» монтажной орбиты

Корабль «Союз» производит маневры с помощью своей системы ориентации и управления движением (СОУД), кратко описанной в разделе 2.3. Управляющая информация для работы СОУД передается на корабль из ЦУП-М. Эта информация определяет режим работы СОУД, используемый для построения ориентации, момент передачи управления ориентацией корабля бортовому гироскопическому комплексу, величины разворотов корабля, выполняемых для приведения его осей в нужное положение в пространстве, момент включения СКДУ и величину приращения кажущейся скорости | ДУ |. Бортовой интегратор ускорений, создаваемых при работе СКДУ, сравнивая величину измеряемого интеграла ускорений с заданной величиной кажущейся скорости | Av |, вырабатывает в момент равенства этих величин сигнал на выключение СКДУ. Указанная информация определяет момент возникновения тяги СКДУ, ее направление¹ в пространстве и приращение кажущейся скорости | Av |, создаваемое этой тягой. Для ЭПАС принято, что во время работы тяга СКДУ постоянна и направление осей корабля в инерциальном пространстве не изменяется (с точностью до воздействия случайных возмущений). Ясно, что направление вектора Av при этом совпадает с направлением тяги р.

При проведении расчетов требуемых маневров корабля «Союз» часто используются следующие углы, характеризующие направление тяги р СКДУ в пространстве и обозначаемые \|э, О (рис. 26). За опорную систему координат принимается мгновенная система координат № 3, замороженная в момент включения СКДУ $f_{\rm g}$ кл* Под мгновенной системой координат № 3 понимается правая прямоугольная транспортирующая система, т. е. ось x_9 совпадает с направлением трансверсали, y_3 направлена по местной вертикали. Оси замороженной мгновенной системы координат обозначаются x_3 , z/3 " f_3 «Угол \|> есть угол между осью x_3 и проекцией вектора тяги на плоскость $\$_8 z_3$. Отсчет угла \|э производится, если смотреть с положительного направления $z/_3$, против часовой стрелки в пределах от 0 до 360°. Угол Ф есть угол между вектором р и его проекцией на плоскость $\$_3 z_3$. Он может изменяться в пределах $\pm 90^\circ$, причем положительному направлению Ф соответствует положительная величина проекции р на ось y_9 . Углы г|зи ft условно называются соответственно курсовым и тангажным углами.

В качестве величины, характеризующей время работы СКДУ, в дальнейшем часто используется значение модуля | АУ |.



Рис. 26. Углы» характеризующие направление тяги СКДУ

Стрелка внизу — направление на центр Земли; р — тяга; в — тангажный угол; *ty* — курсовой угол; <р — угол крена

Величины $\mathfrak{L}_{_{вкл}}$ » і $> \Phi > |Дy|$ являются управляющими параметрами, определяющими характеристики маневра; эти величины будем называть параметрами маневра. Вектор

 $\mathbf{k} = \| t_{\mathrm{bkr}} \psi \boldsymbol{\vartheta}_{l} \| \Delta \mathbf{v} \| \|$

(5.30)

будем называть вектором параметров маневра или вектором управления.

Если заданы вектор состояния q в момент $\pounds_{\text{вкл}}$ и вектор k, то можно составить систему дифференциальных уравнений, в результате интегрирования которой в пределах от $\pounds_{\text{вкл}}$ до $\pounds_{\text{вкл}}$ (*вкл> I Av |) определяется фазовый вектор в момент $\pounds_{\text{выкл}}$ с учетом воздействия на движение КА работы СКДУ. Обозначим через и ($\pounds_{\text{в</sub>}$ ыкл) фазовый вектор в момент $\Gamma_{\text{выкл}}$ без учета работы СКДУ, $\mathbf{и}_{\text{к}}$ (*вкл) — фазовый вектор в момент $\pounds_{\text{выкл}}$ учетом работы СКДУ. Тогда на основании изложенного может быть найдено соотношение

UK (*выкл) =
$$^{\circ}$$
СОУД [Ч ($^{\circ}$ вкл), **k**]. (5.31)

Соотношение (5.31) будем в дальнейшем называть навигационной математической моделью СОУД.

Основная цель маневров «Союза» по формированию монтажной орбиты (МФМО) — обеспечить переход корабля на орбиту, номинальные параметры которой определены приведенными выше данными (см. с. 81). При этом «Союз» может совершить несколько, в общем случае n, маневров, рассчитываемых совместно. В результате n маневров «Союза» независимые параметры орбиты, которые будем обозначать g_i (i = 1, 2, ..., r; r° 6), в заданный момент t_g должны иметь заданные значения £j. Из параметров g_i (t_g) составим вектор

$$g(t_g) = \|g_1(t_g)g_2(**) - - *\Gamma(**)\|^{\mathsf{T}}.$$
(5-32)

Рассмотрим общую постановку задачи расчета маневров. Можно записать

$$(**) = /N^{\circ}(**)].$$
 (5-33)

где q (t_g) — вектор состояния в момент t_g . С помощью МДКА (см. разд. 3.4) найдем соотношение

$$q(tg) = *MДКА (q Свыкл n), t_{a},$$
 (5.34)

где ^выклп — момент выключения СКДУ при последнем, тг-м, маневре; q (\pounds_{B} ыкл п) — вектор состояния, соответствующий моменту \pounds_{B} ыкл п.

Пусть q_0 — вектор состояния перед началом выполнения маневров, принятый для их расчета. Тогда, если известны векторы управлений Ц (i = 1, 2, ..., тг), учитывая модель СОУД (5.31) и МДКА, можно найти следующее соотношение:

$$\mathbf{q}\left(t_{\mathbf{B}\mathbf{M}\mathbf{K}\mathbf{\pi}}\,\mathbf{n}\right) = \mathbf{q}\left(\mathbf{q}\mathbf{o}\right)\,\mathbf{k}\mathbf{i},\,\mathbf{k}\mathbf{2},\,\ldots,\,\mathbf{k}_{77},\,t_{\mathbf{B}\mathbf{M}\mathbf{K}\mathbf{\pi}}\,\mathbf{n}\right).$$

Подставляя это выражение в формулу (5.34), а последнюю — в (5.33), в конечном итоге найдем следующее соотношение:

$$g(tg) = F(qo, k_b k_2, \dots, k_n, t_g).$$
 (5.35)

Соотношение (5.35) назовем навигационной моделью маневров. Условие обеспечения в результате маневров заданных значений параметров монтажной орбиты имеет вид (конечные условия)

$$g(t_g) = F(q_0, ki, k_2, \dots, k_n, tg) = 2,$$
 (5.36)

где g — заданное значение вектора g (t_s) . Условие (5.36) позволяет находить управления k\$ (i = 1, 2, . . ., . .тг), однако обычно оно не является единственным условием, определяющим маневры. Обычно на выполнение маневров накладывается еще ряд условий и ограничений. Так, часто требуется, чтобы вектор тяги р при выполнении маневра лежал в некоторой плоскости. Например, при проведении МФМО во время выполнения ЭПАС тяга р СКДУ при всех маневрах должна была лежать в плоскости орбиты (см. разд. 4. 2). Далее, для некоторых режимов работы СОУД (см. разд. 2.3 и 4.6) целесообразно ограничивать возможные направления вектора тяги СКДУ таким образом, чтобы он всегда лежал в плоскости местного горизонта в момент разарретирования гироскопов СОУД и т.д.

Все условия рассмотренного типа при проведении *n* маневров могут быть записаны в виде векторных уравнений

$$\mathbf{b}_{ry} = 0 \quad (/ = 1, 2, \dots, 5),$$
 (5.37)

где У и *s* — соответственно номер и количество линейных условий, накладываемых на возможные направления вектора тяги; $y = \| AvjAvg...Avn \|^{T}$ — вектор размерности Зга, составленный из *n* векторов-столбцов Av[^] приращений кажущейся скорости за счет

работы СКДУ, при выполнении *n* маневров; bj (/ = 1, 2, 3, . . ., s) — вектор-строка коэффициентов, определяющих у-е условие, и имеющий размерность Здг.

Основными ограничениями на маневры, записываемыми в виде неравенств, при вычислении их параметров являются ограничения на суммарный расход топлива и на интервалы времени, в которых допускается проведение маневров. Первое ограничение обусловлено запасом топлива на борту КА и может быть записано в виде

$$\begin{array}{c}
\mathbf{a} \\
2 \\
\mathbf{i} = \mathbf{l}
\end{array} \left| \mathbf{A} \mathbf{v} \right| < \left| \mathbf{A} \mathbf{v} \right|_{\mathrm{E}},$$
(5.38)

где | Av |s — суммарная характеристическая скорость, определяемая запасом топлива на борту КА. Ограничения на разрешенный интервал времени включения СКДУ при выполнении 1-го маневра можно записать так:

*mini<^
$$BXJ.1 < Maximize (i = 1, 2, ..., n).$$
 (5.39)

В общем случае в интервале (5.39) могут быть запрещенные подынтервалы, тогда неравенство (5.39) разобьется на соответствующую систему неравенств.

Кроме отмеченных ограничений, для переходных орбит часто приходится использовать ограничение по минимальной допустимой высоте переходных орбит, т. е.

$$S_{\rm TT} > S^*,$$
 (5.40)

где $Я^*$ — заданное значение. Это ограничение вызвано тем, что при маневрировании на низких орбитах минимальная высота оптимальной переходной орбиты может оказаться чрезмерно малой. Это может оказаться опасным, так как при этом существенно возрастает влияние плотности воздуха на движение корабля и, при предельном возможном отклонении ее от стандартного закона или неблагоприятном сочетании ошибок исполнения маневра, фактическое движение может резко отличаться от расчетного, вплоть до самопроизвольного схода КА с орбиты. Опасность самопроизвольного схода с низкой орбиты при этом особенно возрастает в случае переноса по какой-либо причине предстоящего маневра на последующий интервал времени. Величина H^* выбирается такой, чтобы движение КА было гарантировано от возможности возникновения указанных опасных ситуаций.

Соотношения (5.36) — - (5.40) определяют некоторую 4и-мерную область допустимых управлений k (i = 1, 2, ..., n). Решение задачи по нахождению параметров n маневров сводится к отысканию таких значений векторов k^* из указанной области их допустимых значений, которые минимизируют некоторый функционал

$$\boldsymbol{\Phi} = \boldsymbol{\Phi} \left[\boldsymbol{q}_{\boldsymbol{0}}, \boldsymbol{g} \left(^{**} \right), \boldsymbol{b}_{\boldsymbol{b}} \boldsymbol{b}_{\boldsymbol{b}}, \boldsymbol{\cdot}', \boldsymbol{b}_{\boldsymbol{n}} \right]. \tag{5.41}$$

Соотношения (5.36) и (5.37) в общем случае представляют собой систему нелинейных дифференциальных уравнений, об-

ласть решения которой ограничена неравенствами (5.38) — (5.40). Решение этой системы возможно лишь численным способом.

Время, необходимое для решения этой задачи на ЭВМ типа БЭСМ-6, оказывается достаточно большим. Для сокращения этого времени рационально специальным образом организовать процесс вычислений.

Прежде всего следует напомнить, что для штатного полета по программе ЭПАС вектор конечных условий имеет вид (см. разд. 4.2)j

$$g(**) = IK < P, *, eo|l^{T}t$$

(5.42)

а вектор г-го управления имеет вид (5.30). Иногда в качестве конечных условий оказывается удобным выбрать проекции фазового вектора «Союза» на плоскость x_3y_3 орбитальной системы координат, связанной с номинальным фазовым вектором «Союза» в номинальный момент пересечения кораблем восходящего узла на 18-м витке полета \pounds_{318}

 $g = || #3, 2/3, *3, Y_3 ||$

Условие (5.36) в этом случае есть условие того, что в момент $tg \sim *3!9^{\text{в}}$ системе № 3 у корабля «Союз» после завершения маневров ненулевыми могут быть лишь координаты z_3 и скорость z_3 бокового рассогласования при движении центра масс «Союза» относительно фиктивного номинального объекта при

 $*_3 = y_3 = \hat{}_3 = y_3 = 0.$

Количество маневров формирования монтажной орбиты, связанных между собой, в штатном полете не превышает двух, а в аварийных случаях — трех [29].

Условие (5.37) принимает вид системы равенств

$$Ity-Avi^O (= 1, 2, ..., /\Gamma),$$
 (5.43)

где bj_L — трехмерный вектор j-го ограничения, нормальный к плоскости орбиты или плоскости местного горизонта при проведении 1-го маневра, Av\$ — вектор, модуль которого равен | Avj |, а направление определяется углами г|> и *b*. В качестве функционала (5.41) принимается величина

$$\mathbf{O} - \underset{i=*l}{\overset{\mathbf{n}}{\operatorname{SlAV}}} \mathbf{V}, !.$$
(5.44)

¥3 Для определения параметров маневров решается система уравнений (5.36), (5.37) при условии минимума (5.44). При этом контролируется выполнение неравенств (5.38) и (5.40). Если при таком контроле в случае нештатного выведения корабля «Союз» на начальную орбиту неравенство (5. 38) не удовлетворяется, производится последовательное уменьшение размерности вектора конечных условий (5.42) согласно правилам, рассмотренным в разделе 4.6* Если нарушается неравенство (5.40), то на значения параметров того маневра, после которого образуется переходная орбита с чрезмерно малой $H_m \mu$, накладывается дополнительное условие в виде равенства

$$H_{\min} = \mathcal{R}^*. \tag{5.45}$$

В некоторых случаях расчета оптимальных управлений lq при нештатном полете необходим одновременный учет ограничений (5.38) и (5.40)

Процесс оптимизации векторов Av.; оказалось рациональным отделить от оптимизации моментов \pounds_{B} юн с учетом ограничений (5.39). Так, оптимизация величин %, fy, | Av; | производится при фиксированных значениях $\pounds_{BKЛ} i$ с последующим перебором возможных значений $\pounds_{BKЛ} r$ в разрешенных интервалах (5.39). Значения $\pounds_{BKЛ} r$ и %, fy, | Дy;|, обеспечивающие минимум функционала (5.44), принимаются в качестве решения задачи. Для удобства перепишем вместе выражения для минимизируемого функционала и систем уравнений (5.36) и (5.37), представляющих ограничения, при которых этот минимум определяется:

$$\mathbf{\Phi} = \sum_{i=1}^{n} |\Delta \mathbf{v}_i|, \tag{5.46}$$

$$\Gamma(\mathbf{q}_0, \mathbf{k}_{\mathrm{b}} \mathbf{k}_2, \dots, \mathbf{k}_{\mathrm{n}}, tg) - g = 0, \qquad (5.47)$$

$$\mathbf{b}_i \cdot \mathbf{v} = \mathbf{0}.$$

Представим линеаризованную зависимость (5.35) $g(t_g)$ от парамегров МФМО в виде

$$\mathbf{g}\left(t_{g}\right) = \mathbf{g}_{0} + \sum_{i=1}^{n} \mathbf{A}_{i} \Delta \mathbf{v}_{i}.$$
(5.48)

Здесь јг₀ — значение вектора g*, соответствующее начальной орбите; Ai — матрица частных производных от компонент вектора g по компонентам вектора Av₁, имеющая размерность гx3 (г — размерность вектора ^). С учетом выражения (5.48) систему (5.47) можно представить в виде следующего векторного уравнения:

$$Ay = c, (5.49)$$

где $\mathbf{y} = \| \mathbf{\Delta v_1^T} \mathbf{\Delta v_2^T} \dots \mathbf{Z} \mathbf{Y}_{\mathbf{E}} \|^r$ — вектор-столбец размерности Зп;

$$A = \begin{vmatrix} A_{1}A_{2} & \dots & A_{i} & \dots & A_{n} \\ b_{11}b_{12} & \dots & b_{1i} & \dots & b_{1n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ b_{a1}b_{a2} & \dots & b_{ai} & \dots & b_{an} \end{vmatrix}, \quad & & \qquad (5150)$$

5*

Размерность матрицы A равна (г -f- s)x3n, размерность векторастолбца с равна $\Gamma + s$. Уравнение (5.49) можно рассматривать как обобщенное условие, накладываемое на решение задачи оптимизации параметров маневров, т. е. нахождение минимума функционала (5.46). Алгоритм определения оптимальных маневров в большой степени зависит от соотношения между числами / Γ и Γ , *s*. Рассмотрим два случая:

a. $3_{T\Gamma} = \Gamma + \pi^*$

б. 3n > r + s.

В соответствии с этим назовем задачей 1 задачу решения системы (5.47) в первом случае и задачей 2 — поиск параметров маневра, обесцечивающих минимум функционала (5.46) при выполнении условий (5.47).

Необходимым и достаточным условием решения задачи 1 является

$$\det A \phi 0, \qquad (5.51)$$

где А — матрица (5.49). В этом случае

y = A - *c. (5.52)

При заданных моментах \pounds_{BKN} ј решение системы (5.52) единственное и никаких оптимизаций не производится. Минимизация функционала (5.46) производится при переборе $t_{BK/li}$ в разрешенных интервалах (5.39).

В задаче 2 минимизируется расход топлива при каждой комбинации $t_{BKS}n(i = 1 \gg 2, ..., n)$. Для каждой такой комбинации значений $\mathfrak{t}_{\mathsf{R}}$ клг ($\mathfrak{t} = 1, 2, ..., /\Gamma$) строится итерационный процесс

$$y_{\mathcal{M}} = \mathbf{Y}\mathbf{K} + \mathbf{a}\mathbf{A},\tag{5.53}$$

^гДв УК — А-е приближение вектора у; 1 — Зга-мерный вектор, характеризующий направление приращения Ау; % — шаг Аг-го приближения.

Применение метода линеаризации [12] обеспечивает достаточно простой поиск параметров a_k и 1_n , обеспечивающих сходимость итерационного процесса (5.53) к решению задачи 2.

Вектор 1 определяется из решения некоторой вспомогательной задачи квадратичного программирования [12]. Вектор 1 должен удовлетворять минимуму функции

$$9(l) = [gradO(y^{-}].l + -|-|l|^{2}$$
(5-54)

в области/ определяемой условием

$$A1 = 0.$$
 (5.55)

Здесь Ф — функционал (5.46), А — матрица (5.50).

Минимум функции (5.54) обеспечивается вектором [12]

$$1, = - [E - A^* (AA^*)^{-1} A] \text{ grad } \Phi (y_i), \qquad (5.56)$$

где Е — единичная матрица размерности Зл. Шаг a_{fc} подбирается из условия наибольшего уменьшения функционала Φ при переходе от y_{fc} к y/f+i согласно (5.53).

Отметим, что этот метод применим в общем случае и для системы нелинейных ограничений, заданных в виде как равенств, так и неравенств: Начальное приближение при использовании этого метода может не удовлетворять используемым ограничениям, однако в случае, если известно приближение уб, удовлетворяющее этим ограничениям, алгоритм решения существенно упрощается. Так, если у₀ удовлетворяет (5.49), то вследствие (5.55) и все у_{fc} удовлетворяют (5.49). Поиск приближения y₀, удовлетворяющего (5.49), в большинстве случаев можно свести к решению задачи 1, дополнив систему (5.49) ограничениями на направления векторов AVJ так, чтобы выполнялось условие 3n = c + s при обеспечении (5.51).

Таким образом, решение основных задач расчета маневров формирования «Союзом» монтажной орбиты сводится к решению задач 1 и 2 при фиксированных моментах t_{BHJII} (i = 1, 2, ..., n) с последующим перебором \pounds_{BKJ}^* в разрешенных интервалах (5.39).

÷

Для дальнейшего сокращения времени расчетов на ЭВМ эти расчеты производятся в два этапа. Так, на первом этапе задача расчета оптимальных параметров МФМО с перебором £_{иги} і решается с использованием приближенной МДКА, позволяющей избежать при расчете матрицы А и прогнозе вектора д интегрирования уравнений движения КА для каждой итерации (5.53), а также приближенной навигационной модели СОУД. Упрощение модели СОУД достигается за счет того, что делается допущение о мгновенности сообщения КА импульса при работе СКДУ и неизменности массы КА в процессе работы двигателя. Это позволяет избежать интегрирования уравнений движения, учитывающих работу СКДУ, Такая МДКА строится на основе различных приближенных аналитических решений уравнений движения. Первый этап позволяет быстро определить приближенные значения оптимальных £ " г-На втором этапе используется точная МДКА, но решение задачи расчета МФМО и перебор $f_{\text{вкл}}$ і производятся в относительно небольшой ОКреСТНОСТИ (£ кл{)апт-

Кроме того, на втором этапе приближенные МДКА и модель СОУД иногда используются для расчета матрицы производных (5.50) при переборе моментов $\pounds_{BKJ}\Gamma$ - Для комбинации $t_{BKJI}(i = 1)$ 2, . . ., /г), обеспечивающей при таком переборе минимум функционала (5.44), решается точная задача. Это последнее решение и принимается в качестве окончательного решения задачи расчета маневров. Все указанные меры позволяют резко снизить требуемое время расчета задачи на ЭВМ.

В заключение раздела отметим, что при решении задачи определения рациональной схемы маневров «Союза» по формированию монтажной орбиты, особенно в нештатных ситуациях, приходится рассматривать ряд режимов работы СОУД и вариантов проведения маневров (разное число /г, разные витки полета «Союза», на которых располагаются разрешенные интервалы (5.39); решаются практически параллельно основной и запасные варианты маневров и т. д.). Все это многократно увеличивает время, необходимое на выполнение всех расчетов, и делает более понятным требование о сокращении времени расчета одного варианта, несмотря на использование мощных ЭВМ, созданных на основе ЭВМ БЭСМ-6 (см* разд. 2.1).]

5.3. Методы расчета предспускового маневра и маневра схода с орбиты корабля «Союз»

Маневры, обеспечивающие возвращение корабля «Союз» на Землю, рассчитываются таким образом, чтобы «Союз» совершил посадку вблизи заранее намеченной точки. Для обеспечения этого условия процесс управления точкой посадки корабля «Союз» при штатном выполнении полета делится на три этапа.

Первый этап — управление прохождением трассы посадочного витка «Союза» с целью обеспечения нужного ее положения относительно заданной точки посадки. Второй этап — управление точкой посадки вдоль трассы витка для совмещения расчетной точки с заданной точкой посадки. Наконец, третий этап — управление аэродинамическими силами, возникающими при прохождении спускаемым аппаратом (СА) корабля «Союз» плотных слоев атмосферы. Цель этого управления — парирование действий основных возмущений, возникающих на этом участке полета, на отклонения точки посадки от расчетной. В нештатных ситуациях. особенно при возникновении необходимости срочной посадки «Союза», первый этап может отсутствовать. В этих случаях точка посадки выбирается таким образом, чтобы обеспечивалась возможность спуска в ее район без предпосадочной коррекции орбиты.

Управление на первом этапе производится путем соответствующего выбора параметров предспусковой коррекции орбиты, на'втором выбором параметров маневра схода корабля с орбиты, который, согласно его назначению, чаще всего бывает плоским. Управление на третьем этапе осуществляется регулированием эффективной составляющей подъемной силы СА (см. ниже) в зависимости от измеряемого на борту торможения карабля в атмосфере.

Расчет управлений на первом и втором этапах производится в ЦУП, а выполяение соответствующих маневров — с помощью СОУД «Союза» в автоматическом или ручном режиме по управляющей информации, передаваемой на борт из ЦУП. Проведение необходимых навигационных измерений, расчет и выполнение управления на третьем этапе производятся автоматически бортовой системой управления спуском (СУС), в которую одновременно с выдачей на борт информации о параметрах маневра схода с орбиты вводится некоторая предварительная настроечная информация, зависящая от величин этих параметров.

Рассмотрим методы расчета управления на первых двух этапах и приведем некоторые общие сведения о работе СУС.

Основным отклонением движения корабля по орбите, приводящим к смещению трассы посадочного витка, является отклонение от расчетного значения времени прохождения кораблем восходящего узла орбиты на посадочном витке ($Д_{\pm}$, п)- При появлении такого отклонения географическая долгота восходящего узла в момент прихода в него корабля будет отличаться от расчетной за счет дополнительного поворота Земли за время $Д_{\pm}$, п • Это дополнительное отклонение долготы будет незначительно изменяться вдоль всей трассы посадочного витка и определит ее нежелательное смещение относительно расчетной трассы.

Таким образом, если отклонение

где \pounds_{3} .п > *э.п — соответственно фактическое и расчетное времена прохождения восходящего узла на посадочном витке, то трасса посадочного витка практически совпадет с расчетной трассой (см. рис. 27).

Как отмечалось в разделе 4.4, уточнение орбиты, определение накопившихся ошибок и прогнозирование дальнейшего изменения отклонений трассы посадочного витка производится по навигационным измерениям. По результатам прогнозирования также производится расчет предпосадочной коррекции орбиты.

Методика расчета предпосадочной коррекции орбиты заключается в следующем. В качестве корректируемой величины принимается время £, п прохождения кораблем восходящего узла посадочного витка, прогнозируемое по результатам определения параметров орбиты по измерениям на 77—78-м витках. Управляющей величиной является модуль вектора приращения скорости | Av | полета за счет работы СКДУ при коррекции (величина кажущейся скорости, получаемая на борту по данным акселерометра СОУД). При этом на режим проведения коррекции накладываются следующие ограничения.

1. Принимается, что вектор Av должен быть коллинеарен трансверсали орбиты в точке разарретирования гирокомплекса СОУД «Союза». Интервал времени Д? между моментом разарретирования $\mathfrak{Lp.}_{r}$ и моментом включения СКДУ \mathfrak{L}_{s} кл является заданной величиной.

2. 'Момент £_{вкл}, согласно разделу 4,4, считается заданным и соответствующим району включения СКДУ при совершении маневра схода с орбиты.





I — заданная точки по 2003: 2 — номинальная тоола и орозиного витка; 3 — 1 — 0 шруемая трасса посадочного витки 5 — 1 коррекцией; 4 и 5 — 0000 санае узли соответстсощо по — лькой и прогнозируа — грасс; 6 — отклонение теографически тоб FOT TOTEK TDRCCM Первое условие вызвано тем, что на величину \pounds_3 .п наибольшее влияние оказывает изменение трансверсальной составляющей скорости полета. При этом из-за особенностей СОУД «Союза» обеспечить приращение скорости в направлении, близком к трансверсальному, наиболее просто. Для этого СОУД в автоматическом или ручном режиме выполняет ррбитальную ориентацию. При автоатическом режиме космонавты могут легко контролировать этот режим, наблюдая Землю в визир космонавтов. Вблизи расчетной точки включения СКДУ разарретируется гироблок СОУД и управление передается ему. Для включения после этого СКДУ и ряда необходимых служебных систем «Союза» требуется некоторое технологическое время, которому и соответствует величина Д \pounds , упомянутая выше. Второе условие вытекает из особенностей предспусковой коррекции, рассмотренных в разделе 4.4.

Пусть $\mathbf{u}_{_{\rm H}}(*_{_{\rm B}}\kappa\pi) \sim \phi$ азовый вектор КА в момент включения СКДУ, $\mathbf{u}_{_{\rm H}}(\pounds_{_{\rm B}}{}_{\rm b}{}_{\rm k}\pi)$ — фазовый вектор КА в момент выключения СКДУ, но без учета работы СКДУ, $\mathbf{u}_{_{\rm K}}(\pounds_{_{\rm B}}{}_{\rm b}{}_{\rm k}\pi)$ — фазовый вектор КА в момент выключения СКДУ, $\mathbf{u}_{_{\rm K}}(\pounds_{_{\rm B}}{}_{\rm b}{}_{\rm k}\pi)$ — фазовый вектор КА в момент выключения СКДУ, получившийся с учетом работы СКДУ. Соответствующие векторы состояния обозначим $\mathbf{d}_{_{\rm H}}(*{}_{\rm B}{}_{\rm k}\pi)$ » Чн(^выкл) чи $\mathbf{q}_{_{\rm K}}(*{}_{\rm B}{}_{\rm b}{}_{\rm k}\pi)$. Обозначим также q'(\pounds) — вектор, составленный из тех компонент вектора q(f), которые не входят в фазовый вектор u(t). Таким образом,

$$\mathbf{q}(t) := \left\| \begin{array}{c} \mathbf{u}_{(t)} \\ \mathbf{u}_{(t)} \\ \mathbf{u}_{(t)} \end{array} \right\|_{(t)}^{2}$$
(5-*U*)'

Согласно навигационной модели СОУД «Союза» (5.31), можно записать следующее соотношение между фазовыми векторами:

ţ,

$$\mathcal{I}_{\mathcal{I}}(*_{\mathsf{B}\mathsf{b}\mathsf{I}\mathsf{K}\mathsf{J}}) = ^{\mathsf{C}}\mathsf{C}\mathsf{O}\mathsf{Y}_{\mathcal{I}}(\mathsf{U}_{\mathsf{H}}(*_{\mathsf{B}\mathsf{K}\mathsf{J}}) > *\Phi 1 *_{\mathsf{N}} |\mathsf{A}\mathsf{v}|), \tag{5.59}$$

где іј) — курсовой угол корабля в момент разарретирования гирокомплекса СОУД ($\pounds_{p,r}$), равный, согласно указанному выше условию, нулю или 180° в соответствии с требуемым знаком изменения величины $\pounds_{g,\Pi}$; $\Phi \land 0$ — угол тангажа корабля в момент $\pounds_{p,r}$; |Av| — модуль вектора приращения скорости полета КА за время работы СКДУ. В соответствии с (5.58) и (5.59) имеет место

$$\mathbf{q}_{\kappa} \left(t_{\mathrm{BMK}\pi} \right) = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{\kappa} \left(t_{\mathrm{BMK}\pi} \right) \\ \mathbf{q}' \left(t_{\mathrm{BMK}\pi} \right) \end{bmatrix}. \tag{5.60}$$

С помощью модели движения на основании этого при $t \ge f_{B}$ ыкл можно установить следующее соотношение:

$$q (0 - PMДКА {q < (<выкл), 0 = F'(q_{H}(^{bKл}), \phi, |AV|, t}.$$
 (5.61)

Отыскав тот момент £, в который координата z фазового вектора q(tf) (в системе координат № 1 или 2) на восходящей ветви посадочного витка равна нулю (что соответствует пересечению экватора и, следовательно, прохождению восходящего узла), из соотношения (5.61) найдем значение *", с учетом коррекции. Таким образом, можно записать

$$\pounds \Pi = P(q_{H}(/вид), *, |Av|).$$
 (5.62)

Требуемая величина | Av | определяется из соотношения

$$|t_{\mathfrak{d},\mathfrak{n}}^{\mathfrak{K}}-\tilde{t}_{\mathfrak{d},\mathfrak{n}}|\leqslant\delta\Gamma,\tag{5.63}$$

где $t_{\mathfrak{d},\mathbf{n}}^{\mathsf{K}}$ — определяется соотношением (5.62); $\Gamma_{\mathfrak{d},\mathfrak{n}}$ — расчетное значение; bt — допустимая погрешность расчета; $\mathfrak{r} = \mathfrak{d}$ — курсовой угол в момент $\mathfrak{t}_{\mathfrak{D},\mathfrak{r}_{\mathfrak{d}}}$ определяемый по соотношению

$$\Phi = 90^{\circ} \left[1 + \text{sign} \left(\pounds_{n} - \bar{\ast}_{8^{\circ} \pi}\right)\right].$$
(5.64)

Решение уравнения (5.62) производится одним из существующих численных способов.

При расчете параметров маневра схода корабля «Союз» с орбиты в качестве управляемой величины принимается долгота точки посадки, а в качестве управляющих параметров — время включения СКДУ и величина модуля вектора приращения скорости -Аv_{ел} полета за счет работы СКДУ.

Выбор долготы точки посадки в качестве управляемого параметра был обусловлен следующей причиной. Трасса спускового витка в районе расчетной точки посадки проходит так, что пересекает географические параллели под очень острым углом, а меридианы — под углом, близким к 90° (см. рис. 27). Поэтому определение точек заданной трассы долготами более точно, чем широтами. Кроме того, параллели пересекают трассу в этом районе в двух близко расположенных точках, что приводит к неоднозначности задания точек трассы широтами.

На режим выполнения маневра схода с орбиты обычно накладывается ограничение, подобное ограничению 1, накладываемому на режим предспусковой коррекции (см. выше): вектор Ду_ец должен быть коллинеарен трансверсали орбиты в точке разарретирования (момент $f_{p,r}$) гирокомплекса СОУД «Союза», причем интервал времени Д $\mathfrak{L} = \mathfrak{L}_{p,r} - \mathfrak{L}_{B}$ кл задан и определяется из тех же условий, что и для предспусковой коррекции. Целесообразность этого условия здесь определяется аналогичными причинами.

Кроме отмеченного, на маневр схода корабля «Союз» с орбиты накладывается еще ряд ограничений.

1. Во время работы СКДУ корабль должен находиться над освещенной Солнцем частью поверхности Земли, чтобы космонавты могли контролировать правильность ориентации корабля, наблюдая Землю в этот период в визир.

2. Промежуток времени между моментом прохождения кораблем терминатора (граница тени на Земле) и моментом (£ кл) включения СКДУ должен быть достаточным для того, чтобы космодавты могли выполнить орбитальную ориентацию на торможение при необходимости в ручном режиме работы СОУД (не менее 8 мин). 3. Посадка корабля в намеченном районе должна произойти не менее чем за один час до захода Солнца в этом районе.

Исходя из условий выполнения этих требований были (см. разд. 4. 1) определены допустимые окна старта корабля «Союз» для каждой из рассмотренных календарных дат. Поэтому при нормальном выполнении полета последние условия удовлетворяются автоматически.

При полете «Союза» по неноминальным орбитам, что может иметь место в ряде нештатных ситуаций, при выполнении расчетов маневра схода с орбиты необходимо учитывать и анализировать выполнение всех отмеченных выше условий. Бели сроки посадки обусловлены какими-либо причинами, но при этом невозможно выполнить какие-либо условия, возможен отказ от некоторых из этих условий. Этот отказ в обязательном порядке утверждается Руководителем полета.

Рассмотрим коротко методику расчета маневра схода корабля «Союз» с орбиты. В ней используются навигационная модель СОУД (5.31), модель движения корабля по орбите (см. разд. 3. 4), а также модель движения СА в плотных слоях атмосферы (менее 100 км), о которой будет сказано ниже.

Пусть расчеты маневра схода с орбиты решено производить, используя параметры орбиты, задаваемые вектором состояния q_0 . Этот вектор q_0 относится к моменту окончания выборки навигационных измерений, по которой он вычислен. Пусть также рассматриваются некоторые моменты $?_{\rm s}$ кл и величина $|Av_{\rm cn}|$ для маневра схода. С помощью МДКА найдем

Чн (
$$*_{BKЛ}$$
) = / $*_{MДKA}$ (Чо, $*_{BKЛ}$),

а с помощью навигационной модели СОУД

Чк (*выкл) = /^СОУД [<Ь (*вка),
$$\phi$$
, *, |Av_{cn} |].J (5.65)

(5.64)

Здесь $q_{\rm H}(f_{\rm B}\kappa\pi)$ и $q_{\rm K}(\pounds_{\rm B}\kappa\pi)$ — векторы состояния соответственно без учета и с учетом работы СКДУ при маневре, отнесенные к моментам $\pounds_{\rm B}\kappa\pi$ и $\pounds_{\rm B}\kappa\pi$; г|> и О — курсовой и тангажный углы «Союза» в момент $\pounds_{\rm p,r}$. Для маневра схода, согласно отмеченным выше условиям, принимаются о|> = 180°, О ~ 0°. Далее с использованием МДКА может быть вычислен вектор состояния на момент входа СА в плотные слои атмосферы, где начинает функционировать СУС. Исследования показали, что высота плотных слоев атмосферы может быть принята равной условно 100 км. Соответственно

Ч (*
$$\pi$$
=юо) = ^MДКА [q_{ν} (*выкл), * π =юо]- (5.66)

Здесь $t_{H=100}$ — момент достижения высоты H = 100 км. Наконец, с помощью модели движения CA (см.(5. 75)) найдем, что вектор состояния на момент достижения высоты раскрытия парашютов CA, которая примерно равна 7 км, определится с помощью выражения

$$q(*_{\pi-7}) = PMДCA [q(*_{\pi=100}), *_{BKЛ}, I Av_{cn} |, f_{H-7}].$$
 (5.67)

Здесь tH=? — момент достижения CA высоты ti = 7 км. Этот вектор определит координаты точки раскрытия парашютов CA, которые примерно равны координатам точки посадки

$$\Phi_{\pi} = \Phi [q (*_{\pi} =)], \quad b_{\pi} = b fq (*_{\pi} =)!$$
 (5.68)

Подставляя в (5.68) выражения соответствующих величин из формул (5.64) — (5.67), найдем

$$\lambda_{H=7} = F \{\mathbf{q}_0, t_{\text{BKR}}, |\Delta_{\text{TCIII}}\}. \qquad (5^{-69})$$

Если величина J Av_{cn} | задана, например равна номинальной, то из уравнения (5. 69) находим такое значение $1_{\rm BH}$ л, для которого

$$K_{\mu}^{\ \ }=F(\mathbf{q}_{\mu}, *_{BK\pi}, |Aven|) = \mathbf{b}_{3} + \mathbf{SX},$$
 (5.70)

где K_{e} — заданное значение географической долготы точки посадки; ∂K — допустимая неточность решения уравнения.

Может случиться так, что корабль «Союз» при выполнении всех предыдущих маневров затратит меньше топлива, чем было предусмотрено при заправке корабля топливом на космодроме. В этом случае возникает возможность оптимизации процесса спуска корабля на Землю путем выбора наилучшего значения Ду_{сп} в пределах, оцределяемых имеющимся запасом топлива. Оптимизация возможна по какому-либо одному из перечисленных выше условий или по некоторым другим, улучшающим возможности управления полетом корабля с-Земли. При этой оптимизации, естественно, должно контролироваться выполнение всех остальных условий, накладываемых на маневр схода с орбиты.

Спускаемый аппарат «Союз» имеет осесимметричную фарообразную форму (рис. 28). Однако за счет соответствующей весовой балансировки при проектировании СА его центр масс смещен в вертикальной плоскости на некоторую величину (см. 1 на рис. 28). Вследствие этого под воздействием набегающего потока воздуха СА установится в таком положении относительно потока, что ось геометрической симметрии СА будет наклонена к вектору скорости потока под углом *O.Q.* Из-за этого лобовой щит СА также окажется не перпендикулярным потоку, а несколько наклоненным. По этой причине аэродинамическая сила R, действующая на щит, будет также направлена не по линии вектора скорости v набегающего потока, а под некоторым углом к ней. Это приведет в свою очередь к появлению как силы сопротивления \mathbf{R}_x , так и некоторой подъемной силы \mathbf{R}_x .

Подъемная сила относительно невелика, однако она оказывается достаточной для того, чтобы обеспечить небольшие величины перегрузок, действующих на космонавтов при торможении СА в атмосфере (на номинальной траектории до 3—4). Кроме того, управление подъемной силой позволяет регулировать действующие перегрузки, а следовательно, и длительность (т. е. и дальность) участка торможения в атмосфере. При торможении в атмосфере перегрузки, действующие на него, могут случайным образом значительно отклоняться от расчетных винчений. Это может происходить за счет:

отклонений плотности действительной атмосферы от стандартного закона, принятого для проведения расчетов;

неточного знания аэродинамических характеристик СА;



Рис. 28. Схема балансировки СА и сил, действующих на него в атмосфере

а — продольное сечение; б — поперечное сечение; *I* — вертикальное смещение центра масс; *2* — малые ЖРД, управляющие креном С А (расположены по окружности с шагом 90°); *3* — ось геометрической симметрии СА; *4* — плоскость траектории полета; *5* — плоскость симметрии масс СА; « — вектор скорости набегающего потока; О — центр давления аэродинамических сил; О₁ — центр масс СА; ад — балансировочный угол атаки СА; R — суммарная аэродинамическая сила; R_w — подъемная сила; R_x — сила лобового сопротивления; R₂ — боковая составляющая подъемной силы; R_{1/6} ф — эффективная составляющая подъемной силы; R_{1/6} ф — эффективная сила; v — угол крена

неточной балансировки CA, вследствие чего центр масс CA располагается не в расчетной точке, а угол a_5 отличается от расчетного;

ошибок исполнения «Союзом» маневра схода с орбиты, в результате чего снижение СА будет происходить не по расчетной тра, ектории, и т. п.

Случайные отклонения перегрузок могут привести к значительным изменениям длительности (и соответственно протяженности) участка торможения СА в атмосфере и, следовательно, к большому случайному разбросу точек посадки СА (до нескольких сотен км [14]). Для того чтобы компенсировать действие этих случайных возмущений траектории полета, на СА «Союза» установлена так называемая система управления спуском (СУС). Принцип ее действия следующий.

Если плоскость симметрии масс CA¹ совпадает с плоскостью траектории (см. рис. 286), то подъемная сила R₂ также совпадает

Плоскость симметрии масс CA — плоскость, проведенная через ось геометрической симметрии и центр масс CA.

с плоскостью траектории; она целиком влияет на высоту полета GA и, как следствие последнего, на плотность воздуха, окружающего его, а следовательно, и на силу торможения R. Если же CA повернуть вокруг своей продольной оси на угол Y^{*} (угол крена), то сила Ry уже не будет совпадать с плоскостью траектории, и ее можно разложить на две составляющие

$R_{y \Rightarrow \phi} = R_y \cos \gamma, R_z = R_y \sin \gamma.$

В этом случае на высоту полета будет уже воздействовать сила $R_{y,9}$ ф- Поскольку $Ry_{,9}$ ф < Ry при |Y| > 0, то СА будет лететь ниже, чем при Y = 0, и сила R_x соответственно будет больше. Следовательно, изменяя угол Y, можно в конечном итоге регулировать силу торможения СА и соответственно дальность участка полета в атмосфере. Как показали исследования, эффективность регулирования силы RJ,. путем изменения угла крена *у* весьма велика.

Сила R_z вызовет появление боковых отклонений точки посадки относительно начальной плоскости траектории. Бели накапливаются достаточно большие отклонения, то для их уменьшения можно совершать периодические перекладки С А на симметричный угол крена, т. е. с угла Y переводить СА на угол — у. При этом величина K_{y9} ф не изменится, а знак силы R_z изменится на обратный, в результате чего накопившееся ранее боковое отклонение будет устраняться.

Силу Нуэф обычно называют эффективной составляющей подъемной силы CA, поскольку именно она эффективно воздействует на торможение CA.

Для управления эффективностью торможения СА «Союза» в СУС использован описанный выше принцип влияния углакрена у на силу торможения R_x. Для изменения крена на СА установлены реактивные двигатели малой тяги, создающие моменты относительно оси геометрической симметрии СА и вызывающие соответствующие повороты.

Для определения требуемой величины угла крена должны производиться навигационные измерения. В качестве таковых в СУС СА «Союза» используются измерения действующих ускорений с помощью акселерометров. Значения измеренных ускорений поступают в бортовое счетно-решающее устройство, которое и вычисляет на основе этой информации требуемые значения Y-

Кроме измеренных ускорений, в алгоритме расчета требуемых значений углов крена СА «Союза» используется также информация о расчетных значениях параметров маневра схода с орбиты, т. е. информация, связанная с величинами 1_вкл и | Av_{cn}|. Счетнорешающее устройство обрабатывает информацию, поступающую на некотором участке полета, и дискретно вырабатывает поправки к предыдущему значению угла крена, т. е.

 $Y_{n,i} = T_n + AY_{fai}$

(5. 71)

где ui — измеряемые компоненты ускорения, действующего на СА. Начальное значение угла крена рассчитывается с учетом информации о значениях величин $1_{\rm вк}$ л и | $Av_{\rm cn}$ |. Алгоритм расчета необходимых значений угла крена (5. 71) составлен таким образом, чтобы поправки Ду(Яг) компенсировали влияние атмосферных возмущений, указанных выше, на отклонения точки посадки от расчетной.

Рассчитанные коррекции угла крена СА реализуются СУС не мгновенно. Имеет место некоторое запаздывание реализации Д*у за счет таких'причин, как запаздывание исполнительных устройств запуска ДУ малой трги, инерционность СА, определяющая длительность его разворота на угол А-у, и т. п. Действие основных таких причин может быть, оценено заранее и учтено в функции, описывающей реализуемый! угол крена в зависимости от значении навигационных измерений. Такая функция угла крена СА «Союза» от поступающей навигационной информации была составлена и использовалась для расчетов маневров схода «Союза» с орбиты. В общем виде эта функция может быть записана так:

$$VGA = VGA (a_{,,} *_{BKJ} | Av_{a} |).$$
(5.72)

Выражение типа (5. 72) можно назвать математической моделью СУС.

На стадии проектирования корабля «Союз» проводились исследования различных типов траекторий снижения, их влияния на перегрузки, действующие на космонавтов при торможении, а также на требуемую теплозащиту СА от аэродинамического нагрева. На основании этих исследований был выбран класс рациональных номинальных траекторий снижения СА «Союза», которые определили класс номинальных управлений углом крена, т. е. номинальные законы ^үНОМ (t), необходимые для реализации этих траекторий. Было показано, что вполне приемлемым классом номинальных траекторий снижения являются траектории, определяемые законом

Thom
$$(t) = const.$$

(5. 73)

Весь процесс торможения CA рассчитывается таким образом, что на всех возможных траекториях спуска к моменту достижения CA высоты 7 км, на которой автоматика CA раскрывает его парашютную систему, скорость полета гасится от космической до величины, обеспечивающей надежную работу парашютной системы.

Начальный вектор состояния для участка торможения в атмосфере (дн=юо)> принятый стандартный закон изменения плотности воздуха на этом участке, модель СУС (5. 72) при известных аэродинамических и массовых характеристиках СА полностью определяют расчетную траекторию полета СА в атмосфере. Для ее вычисления составляются дифференциальные уравнения управляемого движения СА на траектории спуска. Вследствие
относительно небольшой длины этого участка, а также преобладающего влияния аэродинамических сил поле тяготения Земли может учитываться в более простом виде, чем в МДКА, используемой на орбитальных участках полета (например, включительно до члена разложения потенциала, соответствующего коэффициенту ^0)-

Для интегрирования дифференциальных уравнений движения СА в атмосфере используются известные численные методы Рунге— Кутта или Адамса.

Совокупность дифференциальных уравнений управляемого движения СА, учитывающих математическую модель СУС (5. 72), используемых моделей плотности атмосферы на высотах менее 100 км и поля тяготения Земли, а т^кже метода решения дифференциальных уравнений однозначно определяет зависимость вектора состояния в любой точке /траектории от начального вектора qH=ioo " параметров манёвра схода с орбиты. Эту зависимость будем называть моделью движения СА и обозначать так:

$$q(0 = ^MflCA, \{qff=ioo, *BKJ, |Av_{cn}\rangle, t\}.$$
(5.74)

В частности, для момента, соответствующего достижению высоты 7 км, найдем

Поскольку при априорных расчетах движения СА в атмосфере, выполняемых при вычислениях параметров маневрах схода «Союза» с орбиты (см. выше), не могут быть учтены случайные атмосферные возмущения, то движению (5.74) соответствует номинальный закон управления креном СА (5.73).

5.4. Методы решения других навигационных задач для корабля «Союз»

При БО совместного полета кораблей производится решение ряда навигационных задач для обеспечения работы персонала управления и функционирования средств командно-измерительного комплекса. Эти задачи используются для расчета зон радио видимости кораблей командно-измерительными средствами станций слежения, параметров освещенности кораблей Солнцем, трасс их полета и т. п.

Все навигационные задачи подобного типа можно отнести ко второй группе (см. разд. 3. 2), в связи с чем рассмотрим вопрос конкретного согласования моделей движения этих задач с эталонной МДКА, используемой при решении навигационных задач первой группы. В общем виде постановка задачи согласования МДКА сводится к следующему.

Пусть для навигационных задач первой группы используется эталонная МДКА

$$q^{I}(t) = F^{I}_{MZKA} \{q^{I}_{0}, *\}.$$
(5.76)

а для задач второй группы приближенные МДКА

$$\Psi''(0 = /^{4}O'' <) > ',$$
 (5.77)

где $\sqrt{n} = 1, 2,...$ — номер модели.

Будем полагать, что эталонная МДКА (5.76) используется при решении по крайней мере таких навигационных задач, как определение орбиты по навигационным измерениям и расчет данных на маневр КА. В результате решения этих задач определяется начальный вектор состояния qj, который может быть использован, вообще говоря, только для решения навигационных задач, основанных на эталонной МДКА (5.76). Для навигационных задач, основанных на любой другой МДКА, использование вектора qj может привести, как было показано в главе 3, к существенным ошибкам при прогнозировании движения КА. В связис этим встает вопрос о согласовании МДКА.

Под согласованием МДКА будем понимать определение для каждой приближенной МДКА (5. 77) таких начальных векторов qjjl, при использовании которых отличие компенсируемых методических ошибок (3. 25) для этих моделей и эталонной модели (при использовании вектора qj) не приводит к заметным дополнительным ошибкам (на интервале согласования) по сравнению с ошибками прогнозирования при использовании эталонной МДКА. Отсюда следует, что методика согласования МДКА должна позволять исключить прежде всего ошибки векового характера, вызванные различием МДКА, так как ошибки периодического характера цз-за их относительной малости не могут внести дополнительных существенных погрешностей при прогнозировании.

Согласование МДКА в процессе БО полета КА можно производить различными методами. Так, например, возможным методом согласования является решение задачи определения орбиты по навигационным измерениям для каждой из МДКА (5. 77), используемых при решении навигационных задач второй группы. Тогда при соответствующем выборе уточняемого вектора состояния qj¹ согласованиэ моделей движения и исключение причин возникновения существенных дополнительных ошибок прогнозирования происходит автоматически. Однако нерациональность такого подхода очевидна даже с учетом того, что на практике число моделей движения для навигационных задач второй группы невелико: обычно используются одна-две МДКА. Более приемлемым является метод, основанный на решении задачи определения орбиты по некоторым фиктивным измерениям. В этом случае метод согласования реализуется следующим образом.

а. В результате решения задачи определения орбиты или расчета маневров КА определяется для эталонной МДКА начальный вектор состояния qj.

б. Для этой же модели движения при помощи задачи эталонного прогнозирования (см. ниже) рассчитываются фиктивные измерения в некоторых точках выбранного интервала согласования. В качестве таких измерений можно, например, принять фазовый вектор u(t) (3. 37) в заданных точках орбиты KA.

в. Для моделей движений (5.77) решается задача определения орбиты, и по формуле, аналогичной (5. 21), находятся вектор поправки Aq_oj, и вектор состояния

$$qf = q; +A < bi^*. \tag{5.78}$$

При соответствующем выборе состава и интервала уточнения по фиктивным измерениям использование вектора состояния qJJ позволяет обеспечить требуемую точность решения задач второй группы не только внутри, но и вне выбранного интервала.

Для надежного исключения ошибок векового характера интервал уточнения вектора qj¹ составляет несколько суток. В связи с этим если задачи второй группы основаны, например, на численном интегрировании системы дифференциальных уравнений движения (3.34), то прямое использование такой МДКА приводит к существенным затратам машинного времени и к снижению оперативности навигационного обеспечения. Поэтому для согласования МДКА целесообразно использовать более быстродействующие методы определения орбит по измерениям на больших мерных интервалах. При этом должно быть соблюдено одно необходимое условие: модель движения такого быстродействующего метода должна быть эквивалентна модели движения соответствующей навигационной задачи второй группы. Модели движения будем считать эквивалентными, если разница методических ошибок (3. 25) для этих моделей

$$\mathbf{A} = |\operatorname{AqoMeT} - \operatorname{AqoMeT}| < \mathbf{e}$$
(5.79)

незначима, т. е. не оказывает заметного влияния на дополнительные ошибки при решении задач второй группы. Очевидно, что в идеальном случае A = 0, т. е. методические ошибки обеих моделей движения одинаковы.

Рассмотрим конкретные методы, используемые для согласования МДКА. При этом будем полагать, что МДКА навигационных задач первой группы совпадает с согласованной для программы ЭПАС моделью, а в задачах второй группы используется гравитационный потенциал Земли с учетом только ц и с₂₀ и статической модели атмосферы [2, 3, 14].

Одним из наиболее точных методов согласования МДКА является метод определения орбиты по измерениям на больших мерных интервалах, подробно изложенный в работах [2, 24], € тем лишь отличием, что расчеъ элементов орбиты производится численно-аналитическим методом, описанным в работе [8]. Важной особенностью последнего метода является хорошее согласование результатов прогнозирования с результатами численного интегрирования: расхождение во времени начала витка на недельном интервале даже для низких орбит не превышает нескольких десятых долей секунды.

Суть такого метода согласования МДКА сводится к следующему.

а. По известному начальному вектору состояния qj производится расчет прогнозируемого фазового вектора U_L (i = 1, 2, ..., n) в начале n витков с номерами NI интервала согласования. Для расчета U; используется задача эталонного прогнозирования (см. ниже), т. е. задача первой группы.

6. Принимая каждый фазовый вектор и, за измерение и используя быстродействующий алгоритм численно-аналитического метода 18] с моделью движения, эквивалентной МДКА навигационных задач второй группы, для определения вектора поправок Aq_0 и вектора qj¹ по формулам (5.78) при ц, == 1 можно использовать алгоритм, изложенный в разделе 5.1. При этом на основании обработки фиктивных измерений уточняется вектор поправки Aq_0 , составляющими которого являются шесть параметров орбиты и баллистический коэффициент *с*.

Важным преимуществом численно-аналитического метода [9] является также возможность построения простого алгоритма расчета частных производных от текущего вектора состояния по начальному вектору состояния. Поскольку для каждого ЛЛ-го витка орбиты можно записать

$$,q^* = qw[q^*-i!(qo)b$$
 (5.80)

то, обозначая матрицу производных от измеряемого вектора по компонентам вектора состояния для (N - 1)-го витка

$$W_{N(N-1)} = \left\| \frac{\partial \mathbf{q}_N}{\partial q_{1(N-1)}} \frac{\partial \mathbf{q}_N}{\partial q_{2(N-1)}} \dots \frac{\partial \mathbf{q}_N}{\partial q_{m(N-1)}} \right\|^r,$$
(5.81)

получим рекуррентную формулу

$$\mathbf{W}_{N0} = \mathbf{W}_{N(N-1)} \mathbf{W}_{(N-1)(N-2)} \dots \mathbf{W}_{21} \mathbf{W}_{10}.$$
 (5.82)

Из формулы (5.82) следует, что процесс расчета матрицы производных W#₀ сводится к последовательному расчету на каждом витке матриц вида (5.81) с последующим перемножением матриц. Формулы расчета элементов матрицы (5.81) легко выводятся исходя из алгоритма метода [8]. Рассмотренный метод согласова-

вия дает хорошие результаты. Для иллюстрации ниже приведены результаты согласования моделей для КА «Космос-638», запуск которого состоялся 3 апреля 1974 г.

Номер витка	1 *	10 *	20 *	28	36	44	52
6*, c	0,03	-0,03	0,02	0,19	0,40	0,68	0,98
6Г-10 ⁸ , мин	-0,6	-0,5	0,5	0,6	0,8	0,9	0,9

Здесь используются следующие обозначения: б£, — разница времен в начале соответствующего витка при прогнозировании с эталонной моделью и моделью движения, используемой в навигационных задачах второй группы; 6Г — соответствующая разница в драконических периодах обращения. Звездочкой отмечены витки, фазовые векторы которых принимались за фиктивные измерения при решении задачи согласования. Согласование МДКА производилось для орбиты со средней высотой полета $\#_{\rm c}p$ — 260 км, причем величина баллистического коэффициента для динамической модели атмосферы равнялась 0,03 м'-кГ^-с"², после согласования с = 0,0175 м^кГ"-с"².

В ряде случаев для согласования моделей движения можно применять другой, более приближенный, но и более быстродействующий метод. В этом методе учитывается лишь различие моделей атмосферы и в векторе состояния qj уточняется лишь баллистический коэффициент *с* по приближенной формуле [23]

<u>.</u>	<i>~</i> -	T_{N+n}^{II}	$-T_N^{II}$	
11	4	T_{N+n}^{I}	-, ^{"m} I	•

где Тдг и T_N+n — драконические периоды обращения соответственно на Af-м и (N + н)-м витках, n — интервал витков для согласования МДКА, индексы I и II показывают, что данные величины получены соответственно при расчете с Эталонной моделью движения и МДКА, используемой в навигационных задачах второй группы.

Ниже приведены результаты такого согласования для корабля «Союз» в реальном совместном полете после формирования монтажной орбиты со средней высотой полета относительно общего земного эллипсоида Я_{сп} ~ 228 км.

Номер витка	18	25	32	39	46	53
6' ₉ , c	0	0,43	0,9	1,48	2,17	3,00

При этом баллистический коэффициент $c = 0,0315 \text{ м}^3 \text{«к} \Gamma^{-1} \text{«c}^{-2}$, а его согласованное значение $cu = 0,0116 \text{ м}' \text{-k} \Gamma^{-1} \text{-c}''^2$. Как показывают приведенные данные, в результате приближенного решения задачи согласования МДКА точность решения навигационных задач второй группы при длительности прогнозирования до двух суток вполне достаточна. Ошибки

согласования МДКА по высоте полета и в боковом направлении более чем на порядок меньше ошибок вдоль орбиты (б£), поэтому они не приводятся. Заметим, что приближенный метод согласования МДКА обеспечивает худшую точность, например, по высоте: к концу интервала прогнозирования ошибка в высоте по сравнению с эталонным прогнозированием составляет уже около 0,5 км.

Кроме задач обработки навигационных измерений, определения орбит и расчета данных на маневр КА и на спуск его с орбиты, в процессе БО полета КА решаются самые различные навигационные задачи. Мы ограничимся рассмотрением лишь тех из них,, результаты которых наиболее широко используются для управления полетом КА.

Каждая из этих задач решается принципиально следующим образом.

а. Методом численного интегрирования дифференциальных уравнений производится прогнозирование движения КА в заданном интервале времени с использованием эталонной или приближенной МДКА.

б. В процессе численного интегрирования по аналитическим зависимостям рассчитываются те или иные баллистические данные, используемые для управления КА; вычисление фазового вектора КА, необходимого для расчета этих данных, для времен, не кратных шагу численного интегрирования, осуществляется либо по интерполяционным формулам метода Адамса [3], либо по другим приближенным интерполяционным формулам.

в. Результаты решения задач выдаются на коллективные и индивидуальные средства наглядного отображения; предусматривается также документирование ряда баллистических данных на бумажной ленте в формализованном виде.

Рассмотрим назначение и основные особенности задач эталонного прогнозирования движения КА, расчета зон радиовидимости: КА со станций слежения КИК, данных по освещенности трассы полета КА и данных для наведения антенных систем командноизмерительных средств на КА (целеуказаний).

1. Задача эталонного прогнозирования служит для точного расчета основных параметров орбиты КА на интервале прогнозирования. В процессе решения этой задачи на ЭВМ для каждого витка орбиты вычисляются: время начала витка t^{\uparrow} , географическая долгота L₈ и высота полета КА H_{o} на экваторе; оскулирующие элементы орбиты для эпохи \pounds_{3} — большая полуось а, эксцентриситет *e*, аргумент перигея со, долгота восходящего узла Q и йаклонение г; драконический период обращения *T*, минимальная Ятш и максимальная $\mathbf{Я}_{\text{тах}}$ высоты полета и некоторые другие величины. Для каждого начала витка интерполяцией определяются также текущий вектор состояния q. Все этвг данные документируются в формализованном виде, часть данных используется для средств наглядного отображения (табл. 14), а вектор состояния q запоминается в памяти ЭВМ и используется для решения других навигационных задач.

2. Задача расчета зон радиовидимости КА со станций слежения является одной из главных для целей управления. Результаты решения этой задачи используются в алгоритмах планирования сеансов связи с КА для временной привязки программ управления бортовой аппаратурой КА и разовых команд, для планирования работы наземных средств радиоконтроля орбиты и телеизмерений, для контроля состояния бортовой аппаратуры КА и т. п. При расчете зон радиовидимости на каждом витке орбиты для каждой станции слежения определяются: времена входа и выхода КА в зону прямой видимости, время прохождения КА параметра (минимального расстояния от станции до КА), угол места [3] на параметре, суммарное время пребывания КА в зоне видимости и некоторые другие характерные величины. Указанные данные вычисляются для различных допустимых минимальных углов места КА при наблюдении со станции. Так, различают зоны видимости для O, 3 и 7°. Назначение допустимого минимального угла зависит от конструктивных особенностей командноместа измерительных средств и их антенных систем. Результаты решения данной задачи отображаются на средствах коллективного индивидуального наглядного отображения (табл. 14-16).

3. Для определения режима освещенности корабля в полете персоналу управления необходимо знать некоторые параметры освешенности. Они используются для оценки возможности работы систем ориентации, наблюдения земной поверхности, наблюдения с одного корабля за другим, при проведении экспериментов и т. д. В зависимости от условий, в которых используются эти параметров освещенности решается данные, задача расчета при различных допущениях. Так, например, Солнце принимается либо за точку, либо за тело с видимыми размерами; Земля рассматривается либо как сфера, либо как эллипсоид вращения; рефракция солнечных лучей может учитываться или нет ИТ.Д.

При расчете параметров освещенности для каждого витка орбиты вычисляются времена входа и выхода КА из тени, времена прохождения терминатора [2] при орбитальном восходе и заходе Солнца и некоторые другие характерные величины. В табл. 14— 16 приведена часть из этих параметров в виде, используемом средствами наглядного отображения.

4. При решении задачи расчета трассы полета с определенным шагом по времени вычисляются географические широта *B* и долгота L, а также высота полета Я корабля. Эти данные используются для нанесения трассы полета корабля на географические карты (см. Приложение 3), а также для определения трассы спуска корабля с орбиты, построения графика изменения высоты полета спускаемого аппарата и оценки характеристик траектории спуска с точки зрения использования поисковых средств.

Таблица 14

	СОЮЗ
	ВИТОК = 0021(05) * 16.07.1975 ТЭКВ = 20.41.49 L9КВ=-77.89
	<i>T</i> = 88.90 i = 51.78 ВХОД ВЫХОД
	HRMAX = 224.49 $co = 353.78$ TEH b 21.11.46 21.47.36
	HRM1N=221.50 $HY-4$ 21.07.26 21.51.55
	О-ГРАД. ЗОНЫ ВИДИМОСТИ
	ВХОД ВЫХОД ВХОД ВЫХОД
	OUI 20.41.49–20.45.26 BDA 20.47.16–20.53.34
	КЮГ20.51.32—20.55.39 NFL 20.52.29—20.57.26
	MAD20.59.03—«21.04.44 EBT 21.04.59—21.12.45
	ТБЛ 21.07.21—21.15.10 ДЖС 21.10.09—21.16.21 ОВВ 21.40.24—21.45.17
-	
	СОЮЗ
	ВИТОК = 0022(06) 16.07.1975 ГЭКВ = 22.10.43 L3КВ = -100.51
	<i>T</i> = 88.90 «= 51.78 ВХОД ВЫХОД
	HR MAX = 224.35 $co = 353.80$ TEHB 22.40.43 23.16.34
	$\mathbf{H} \mathbf{K} \mathbf{M} \mathbf{I} \mathbf{N} = 221.30 \qquad \mathbf{H} \mathbf{y} = 4 \qquad \mathbf{T} \mathbf{E} \mathbf{P}^{\mathrm{I}} \mathbf{V} \mathbf{I} \qquad 22.30.24 \qquad 23.20.33$
	О-ГРАД. ЗОНЫ ВИДИМОСТИ
	ВХОД ВЫХОД ВХОД ВЫХОД
	ACK 22.12.19–22.20.00 MIL 22.15.38 ⁻ -22.23.20
	ROS 22.17.09–22.23.49 BDA 22.19.00–22.26.25
	KIOF 22.21.38—22.29.25 NFL 22.23.01—22.30.47 MAD 22.22.0 22.28 16 EPT 22.27 25 22.44 55
	ТБЛ 22.40.17—22.46.40 VAN 23.26.19—23.32.53
-	
	СОЮЗ
•	ВИТОК = 0023(07) 16.07.1975 ТЭКВ = 23.39.38 L3КВ = -123.14
	<i>T</i> =88.90 i = 51.78 ВХОД ВЫХОД
	• HR MAX = 224.20 co = 353.82 TEHE Q0.09.40 00.45.32
	HKMIN = 221.21 $H y - 4$ TEPM 00.05.21 00.49.30
	О-ГРАД. ЗОНЫ ВИДИМОСТИ
	ВХОД ВЫХОД ВХОД ВЫХОД
	ROS 23.49.07–23.56.31 MIL 23.49.36–23.54.45
	KHOF23.54.25-00.01.53 BDA 23.55.17-23.56.31
	• INFL 23.55.34—00.03.19 MAD00.04.47-00.12.17 TAN 00.25.18 00.31.19 OPP 00.48.56 00.52.04
	VAN 00.58.36-01.05.22

• В скобках указан номер суточного витка.

÷

.

АПОЛЛОН				
ВИТОК = 0021 (05) 16.07.1975 ТЭКВ = 20.50.08 L9КВ = -79.93				
<i>T</i> = 88.39 i = 51.79 ВХОД ВЫХОД				
HRMAX = 230.04 <0 = 340.41 , TEH B 21.19.53 21.50.02				
HRMIN = 167.49 HY-2 TEPM 21.15.33 21.59.59				
О-ГРАД. ЗОНЫ ВИДИМОСТИ				
ВХОД ВЫХОД ВХОД ВЫХОД				
ВDA 2fO.56.02—21.01.53 КЮГ 21.00.09—21.04.01				
NFL 21.01.06–21.05.46 MAD 21.07.56–21.13.03				
ЕВТ 21.13.30—21.21.14 ТЕЛ 21.15.50—21.23.39				
ДЖС 21.18.46—21.24.33 ORR 21.49.33—21.53.06				
АПОЛЛОН				
ВИТОК = 0022 (06) 16.07.1975 ГЭКВ = 22.18.32 L9КВ = -102.43				
T = 88.39 £ = 51.79 ВХОД ВЫХОД				
HR MAX = 229.68 $co = 340.62$ TEHD 22 48 19 ^{-}U 29				
HR MIN = 167.36 HY - 2 _{TEPM 2} 2.44.00 23.23.26				
О—ГРАД. ЗОНЫ ВИДИМОСТИ				
ВХОД ВЫХОД ВХОД ВЫХОД				
ACK 22.20.53-22.27.35 MIL 22.24.03-22.31.01				
ROS 22.25.24–22.31.35 BDA 22.27.31–22.34.01				
КЮГ 22.29.53-22.37.10 NFL 22.31.13-22.38.33				
MAD 22.40.35–22.46.16 EBT 22.45.35–22.52.44				
1 BJ1 22.48.21—22.34.22 VAIN 23.34.29—23.40.11				
АПОЛЛОН				
ВИТОК = 0023 (07) 16.07.1975 ТЭКВ = 23.46.56 L3КВ = -124.93				
<i>T</i> = 88.38 i = 51.79 ВХОД ВЫХОД				
HRMAX = 229.31 $o = 340.83$ TEHD 00.16.46 00.52.56				
HRMIN=167.22 $HY-2$ TEPM Q0.12.27 00.56.53				
О-ГРАД. ЗОНЫ ВИЛИМОСТИ				

ВХОД ВЫХОД	ВХОД ВЫХОД
ROS 23.57.03–00.03.38	MIL 23.58.02-00.01.26
КЮΓ 00.02.09—00.09.08	NFL 00.03.14-00.10.37
MAD 00.12.11-00.19.45	TAN 00.32.26-00.38.54
ORR 00.57.25—00.58.16	VAN 01.06.34-01.11.37

-

СОЮЗ —АПОЛЛОН			
ВИТОК = 0036 (04) 17.07.1975 ТЭКВ = 18.55.25 1ЭКВ = - 57.28			
T = 88.88 i = 51.78 BXOJ BUXOJ			
HR MAX = 223.37 <0 =* 356.20 19.26.04 20.02.07			
HRMIN = 220.80 $HY - 5$ [19.21.51 20.06.19			
терм полот 20000			
• О-ГРАД. РОНЫ ВИДИМОСТИ			
ВХОД ВЫХОД ВХОД ВЫХОД			
MAD 19.07.57–19.15.13 EBT 19.15.13–19.22.25			
ТБЛ 19.17.53—19.24.32 ДЖС 19.20.01—19.27.52			
ORR 19.48.53–19.56.28 QUI 20.20.34–20.28.13			
СОЮ3 — АПОЛЛОН			
ВИТОК = 0037 (05) 17.07.1975 ТЭКВ = 20.24.19 1ЭКВ = -79.90			
<i>T</i> = 88.88 i = 51.78 ВХОД ВЫХОД			
HRMAX = 223.26 co = 356.21			
HRMIN= 4220.68 HY-5 $_{EPM}$ 20.50.47 21.35.16			
О-ГРАД. ЗОНЫ ВИДИМОСТИ			
ВХОД ВЫХОД ВХОД ВЫХОД			
ACK20.26.41–20.26.57 BDA 20.29.50–20.36.33			
КЮГ 20.33.53—20.38.47 NFL 20.34.5720.40.26			
MAD 20.42.02–20.47.34 EBT 20.47.48–20.55.35			
ТБЛ 20.50.10-20.57.59 ДЖС 20.53.08-20.58.51			
ORR 21.23.32–21.27.57			
СОЮЗ —АПОЛЛОН			
ВИТОК = 0038 (06) 17.07.1975 ТЭКВ = 21.53.12 L9КВ = -102.52			
<i>T</i> = 88.88 i = 51.78 ВХОД ВЫХОД			
HRMAX=223.15 со = 356.22 ТЕНЬ 22.23.56 23.00.00			
HRMIN = 220.57 HV - 5 _{TEPM 2} 2.19.44 23.04.12			

О — ГРАД. ЗОНЫ ВИДИМОСТИ

терм 22.19.44 23.04.12

ВХОД ВЫХОД	ВХОД ВЫХОД
ACK 21.55.09-22.02.44	MIL 21.58.24-22.06.08
ROS 21.59.44-22.06.44	BDA 22.01.56-22.09.07
КЮГ 22.04.24—22.12.13	NFL 22.05.47-22.13.35
MAD 22.15.19–22.21.11	EBT 22.20.27-22.27.33
ТБЛ 22.23.15—22.29.09	VAN 23.08.56-23.15.51

•

5. Расчет данных для наведения антенных систем производится на ЭВМ станций слежения. Исходными данными для решения этих задач являются векторы состояния КА, передаваемые из Центра управления по линиям связи. Для разных командноизмерительных средств результаты решения задач выдаются в различном виде в зависимости от конструктивных особенностей систем наведения антенн. Однако все эти задачи, так же как и задачи расчета зон радиовидимости, параметров освещенности корабля и трассы его полета, имеют то общее, что все они являются задачами второй группы и для их решения используются согласованные векторы состояния gi¹.

5.5. Основные особенности решения навигационных задач для корабля «Аполлон»

Основные навигационные задачи по баллистическому обеспечению полета корабля «Аполлон» решаются в ЦУП-Х на ЭВМ реального масштаба времени (см. гл. 2) и на борту корабля с помощью БЦВМ и ручной ЭВМ. Исходными данными для проведения всех расчетов являются навигационные измерения станций активного слежения НАGA, бортовые навигационные измерения секстанта и УКВдальномера и векторы состояния корабля «Союз», получаемые из ЦУП-М. Рассмотрим особенности решения основных навигационных задач по ВО полета корабля «Аполлон».

Определение параметров движения КА на участке орбитального полета корабля по навигационным измерениям производится по мере поступления данных от станций слежения практически непрерывно. Как правило, используется измерительная информация, полученная со станций слежения не более чем за четыре оборота корабля. Аналогично по всей информации определяется орбита корабля между его маневрами, если измерения получены по крайней мере от двух станций слежения, разнесенных не менее чем на четверть витка. При определении параметров движения корабля на участке орбитального полета с маневром применяются два способа обработки данных навигационных измерений до и после маневра:

а) с использованием бортовых данных о векторе корректирующего импульса (число уточняемых параметров m = 6);

б) с уточнением вектора корректирующего импульса (m = 9).

Баллистический коэффициент *с* в штатных программах компьютера в число уточняемых параметров движения не включается. Его величина определяется при решении задачи согласования двух достаточно разнесенных во времени полета корабля определений орбит.

В исследовательских программах имеется возможность включения баллистического коэффициента в число параметров, уточняемых на основании обработки навигационных измерений. При определении орбиты по навигационным измерениям используется метод наименьших квадратов с учетом весов измерений.

Фильтрация измерений производится следующим образом. До решения задачи определения орбиты оператор на основании визуального контроля отклонений измерений на экранах ТВустройств может исключить из последующей обработки измерения с грубыми ошибками. Кроме того, отдельным видам измерений данного сеанса может быть присвоен соответствующий вес, отличный от номинального. В процессе решения задачи определения орбиты, пользуясь теми же контрольными ТВ-устройствами, оператор на основе своего практического опыта может исключать из обработки измерения с более «тонкими» аномальными отклонениями.

Расчет прогнозируемых значений составляющих фазового вектора и элементов орбиты корабля производится, как правило, численными методами. В частности, используются методы численного интегрирования Коуэлла и Рунге — Кутта и метод Энке [1, 13].

В отдельных случаях применяется аналитический интегратор эфемерид (AEG), основанный на теории Брауэра для нормального поля (с₂₀) с учетом несферичности Земли при расчете высоты полета и атмосферы.

Прогнозируемый фазовый вектор корабля используется для расчета баллистической информации, необходимой для управления полетом." Подробнее вид этой информации и способ ее отображения и документирования рассмотрены в разделе 6.7.

Обновление данных прогноза и всей баллистической информации производится в том случае, когда ошибка вдоль орбиты |6П > 10 км.

гасчет данных для маневров «Аполлона» производится в ЦУП-Х на ЭВМ реального масштаба времени и экипажем корабля с помощью БЦВМ и ручной ЭВМ (см. разд. 2.4).

В ЦУП-Х производится расчет данных для всех маневров, до ТРІ включительно. Исходными данными для расчетов являются вектор состояния корабля «Союз», полученный из ЦУП-М, и вектор состояния корабля «Аполлон», полученный в результате обработки навигационных измерений наземных станций слежения США и решения задачи определения орбиты. Поскольку маневр ТРІ и последующие маневры конечного участка сближения, до ТРГ включительно, следуют один за другим, станции слежения США не получают на этом участке между маневрами навигационные измерения в объеме, достаточном для определения орбиты «Аполлона». Кроме того, вследствие малого расстояния между кораблями (менее 40 км) расчет маневров после ТРІ в ЦУП-Х нецелесообразен из-за больших ошибок определения отнорительного положения двух объектов, и все расчеты проводятся только на борту. Данные для маневров до маневра NC2 включительно, рассчитанные на Земле, являются основными. Для последующих маневров данные ЦУП-Х являются резервными и используются для контроля.

Бортовые навигационные измерения с помощью секстанта начинаются примерно за 30 мин до выполнения маневра NCC (см. разд. 4.3). После накопления необходимого объема измерений становятся возможными точные бортовые вычисления. С этого момента и до маневра торможения TPF для каждого маневра используются не менее двух решений. При этом данные, полученные на БЦВМ с использованием бортовых навигационных определений, являются основными начиная с маневра NCC.

Через пять минут после выполнения маневра NCC становятся возможными измерения расстояния до корабля «Союз» бортовым УКВ-дальномером. Комбинация данных секстанта и УКВ-дальномера позволяет получить точные бортовые решения для всех маневров начиная с маневра NSR.

Ручная ЭВМ используется экипажем при получении еще одного запасного решения для всех маневров, начиная с маневра NSR и до торможения. Таким образом, для маневров NSR и TPI получают три решения: основное — на БЦВМ и два запасных решения — в ЦУП-Х и на ручной ЭВМ. Для последующих маневров конечного участка сближения ^ручная ЭВМ обеспечивает получение единственного запасного решения.

Данные на спуск корабля «Аполлон» с орбиты рассчитываются в ЦУП-Х на один-два штатных витка каждых суток для посадки в основном районе. Для остальных витков заблаговременный расчет данных на спуск не производится, так как при необходимости срочного спуска имеется возможность оперативно передать данные на борт корабля через сеть станций слежения, расположенных практически во всех районах Земли, или через спутник связи ATS-6.

При выборе районов посадки, в том числе и при срочном спуске, учитываются некоторые ограничения. Так, из-за температуры воды океана широта точки посадки выбирается в интервале (—40°, +40°). Кроме того, учитывается обеспеченность района посадки поисковыми судами, условия освещенности и погодные условия (ветер, волнение океана и т. п.).

Комплекс поисковых средств имеется в Атлантическом и Тихом океанах. Посадка «Аполлона» на сушу не предусмотрена.

6

ПОДГОТОВКА НАВИГАЦИОННЫХ СЛУЖБ К ОБЕСПЕЧЕНИЮ СОВМЕСТНОГО ПОЛЕТА

*

6.1. Автономная подготовка советской службы навигации. Обеспечение полета корабля «Союз-16»

Корабль «Союз» и ряд наземных средств при подготовке к совместному полету подверглись некоторой модернизации. В связи с этим был выполнен большой объем контрольных испытаний корабля и этих средств в процессе тренировок персонала наземных служб. Кроме того, были произведены запуски специальных беспилотных кораблей «Космос-638» и «Космос-672» соответственно в апреле и августе 1974 г., а в декабре 1974 г. — пилотируемого корабля «Союз-16».

Разработка применительно к особенностям навигации ЭПАС методик решения навигационных задач, используемых службой навигации советского ЦУП и дублирующими вычислительными центрами, их экспериментальная проверка и тренировки персоналов начались задолго до выполнения совместного полета и значительно раньше первого полета беспилотного корабля «Космос-638». Вначале разработанное математическое обеспечение проверялось путем выполнения идентичных расчетов в различных вычислительных центрах и сверок их результатов. Затем стали производиться автономные тренировки персоналов вычислительных центров, а по мере достижения их готовности комплексные тренировки навигационной службы с участием всех центров. При этом имитировались некоторые ситуации полета, наиболее трудные для навигационного обеспечения. В ходе этих тренировок производилась доработка математического обеспечения и, главное, отрабатывалась циклограмма действия службы навигации.

Следующей формой подготовки советской службы навигации явилось ее участие в проведении комплексных тренировок советского персонала управления полетом с использованием физической модели — тренажера корабля «Союз». В тренировках участвовали и экипажи (основной и дублирующие), подготавливаемые к совместному полету. При проведении генеральных тренировок перед запуском кораблей «Космос» и «Союз-16» в них участвовал также советский командно-измерительный комплекс. Самой полной проверкой готовности советской службы навигации к совместным тренировкам советского и американского Центров управления явилось, безусловно, навигационное обеспечение запусков указанных выше кораблей. Орбиты и план маневров этих кораблей были примерно теми же, что и при выполнении реального совместного полета кораблей. Окончательной проверкой готовности советской службы навигации явилось навигационное обеспечение пилотируемого корабля «Союз-16»* Ниже приводятся краткие данные по навигации этого корабля.

Запуск корабля «Союз-16», пилотируемого летчиками-космонавтами СССР, Героями Советского Союза Филипченко А. В.. (командир) и Рукавишниковым Н. Н. (бортинженер), был произведен 2 декабря 1974 г. в 12 ч 40 мин 00,006 с по московскому времени. Корабль был выведен ракетой-носителем на начальную орбиту, имеющую параметры, приведенные в табл. 17.

_	Орбита				
Параметр	выведения	после 1-го маневра	перед спуском		
Номер витка'— дата * ₂ , ч. мин. с <i>T</i> , мин а, км <i>е</i> *, град //шт. км <i>У</i> / _{тах} , км	1-02.XII 1974 12.28.51,613 89,2690 6626,4 0,009385 51,789 191,7 314,8	5-02.XH 1974 18.25.56,471 88.4137 6584,1 0,003107 51,797 190,6 230,6	93—08.X1I 1674 04.34.19,940 88,4541 6585,9 0,001032 51,787 190,5 219,5		

Таблица 17

Целью маневров корабля «Союз-16» было формирование орбиты, полностью аналогичной монтажной орбите, на которой должны были встретиться корабли «Союз» и «Аполлон» в их совместном полете. В связи с отличием орбиты выведения «Союза-16» от той орбиты, на которую должен быть выведен «Союз» в июле 1975 г., было принято решение об использовании для формирования монтажной орбиты трехимпульсной схемы маневров. Первый маневр было решено провести на четвертом—пятом витках, а второй и третий — на 17—18-м витках. Тем самым проверялась более сложная схема маневрирования, чем принятая для штатного совместного полета.

Трехимпульсную схему маневров планировалось использовать при возникновении нештатных ситуаций в совместном полете (см. разд. 4.6). Параметры трех маневров формирования монтажной орбиты кораблем «Союз-16», рассчитанные по измерениям на первомвтором витках и последовательно уточненные в ходе полета, согласно плану малевров (см. разд. 4.2), приведены в табл. 18.

Таблица 18

Номер манев- ра (витка)	Время включения саду * ч. мин. с	Модуль приращения кажущейся скорости 1 Av* , м/с	Тангажный уголФ, град	Курсовой _{угол} Ч>, град
1-(4) 2- (17) 3-(18) 4- (80)	18.47.30 13.20.00 14.18.00 10.47.00	24,48 12,41 5,7 7,5	-0 -0 -0 -0	180 O 180

Элементы переходной орбиты, полученной в результате проведения первого маневра и вычисленной по измерениям пятого шестого витков орбиты, приведены в табл. 17. Элементы орбиты, полученной после выполнения всех трех маневров, а также фактические и допустимые отклонения от значений параметров согласованной монтажной орбиты (см. с. 81) приведены в табл. 19.

	Параметры						
. Значения	*э	Г, мин	а, км	. B	Ф, град		
Параметров Фактических отклонений от номинала Допустимых согласованных отклонений	13 ч 34 мин 36,85 с 0,3 мин .1,5 мин	88,935 —	6609,8 0,7 1,5	0,0007 2.IO- ⁴ 5.10-*	39,5 1,3 6,0		

Таблица	19
---------	----

В этой таблице \pounds_3 — московское время прохождения кораблем восходящего узла на 18-м витке; Φ — фазовый угол между кораблем «Союз-16» и расчетным радиус-вектором положения корабля «Аполлон» на момент прохождения узла 18-го витка.

Как следует из табл. 19, элементы сформированной «Союзом-16» орбиты с высокой точностью совпадают с расчетными элементами монтажной орбиты, запланированной для совместного полета.

Корабль «Союз-16» совершал полет по монтажной орбите в течение ~ 93,5 ч, т. е. столько же, сколько было запланировано

для полета в июле 1975 г, В третий день полета был проведен эксперимент по совместному слежению за кораблем, подробно описанный в разделе 6.5. В конце этого периода, на 80-м витке своего полета, корабль «Союз-16» произвел маневр коррекции прохождения трассы посадочного витка. Параметры этого маневра приведены в табл. 18 (маневр № 4).

В конце 97-го витка корабль «Союз-16» произвел маневр схода с орбиты, параметры которой приведены в табл. 17. Эта орбита была определена по измерениям на 93—95-м витках. Параметры маневра схода корабля с орбиты представлены ниже.

Московское время включения СКДУ	10 ч 23 мин 28 с
Величина приращения кажущейся	105
скорости $ Av_{cn} , M/c$	
Тангажный угол 0, град	~0
Курсовой угол п?, град	-^180

После снижения спускаемый аппарат корабля «Союз-16» вошел в плотные слои атмосферы и совершил посадку в расчетном районе недалеко от г. Аркалык (Казахстан).

Таким образом, выполненные автономные тренировки советской службы навигации и успешное навигационное обеспечение полетов кораблей «Космос-638», «Космос-672» и «Союз-16» показали, что ее персонал готов к завершающим совместным тренировкам ЦУП-М и ЦУП-Х, а методики решения задач отработаны.

6.2. Планирование совместной подготовки навигационных служб

Для экспериментальной проверки совместимости всех методик и средств управления, используемых советским и американским ЦУП, а также для отработки взаимодействия и тренировки персоналов управления полетом в условиях, максимально приближающихся к реальным, было намечено провести ряд совместных тренировок ЦУП. К этим тренировкам привлекались также натурные модели кораблей, их экипажи, а в итоговых тренировках наземные командно-измерительные комплексы. В двух таких совместных тренировках принимали участие консультативные группы (КГ) специалистов, выделяемых каждой стороной для работы в ЦУП другой стороны.

Комплексные совместные тренировки ЦУП позволили выявить все особенности взаимодействия как в штатной, так и в большинстве основных нештатных ситуаций. Нештатные ситуации вводились специальной совместной (советско-американской) группой тренировок в ходе проведения тренировок.

В совместных тренировках ЦУП с обеих сторон было привлечено большое количество различных средств, что связано с большими экономическими затратами. Поэтому для обеспечения наивысшего качества проведения этих тренировок необходимо максимальное число вопросов, не требующих привлечения всего комплекса средств управления, решить до начала таких тренировок.. К таким вопросам, в частности, относится проверка совместимо-; сти средств и методов навигационного обеспечения полета.

В связи с изложенным советская и американская службы навигации договорились произвести соответствующие проверки заблаговременно, еще до начала совместных тренировок ЦУП, В первую очередь необходимо было проверить совместимость методик определения и прогнозирования движения КК по навигационным измерениям, так как результаты таких расчетов являются исходными данными для решения всех остальных навигационных задач, а также для планирования управления полетом в целом.

В соответствии с этим в дополнение к плану тренировок ЦУП было решено провести ряд экспериментов по проверке совместимости навигационных методик. На рабочих совещаниях в Москве и Хьюстоне было обсуждено несколько предложений по таким работам и приняты соответствующие решения. Эти решения составляют совместно с планом участия в совместных тренировках ЦУП, по существу, план проверки совместимости средств и методов навигационного обеспечения полета кораблей «Союз» и «Аполлон».

Было решено проверку совместимости средств и методов на* вигационного обеспечения сторон произвести в несколько этапов.

Первый этап посвящался проверке методик и соответствующего математического обеспечения прогнозирования движения кораблей. Таким образом, на этом этапе экспериментально проверялась совместимость математических программ, соответствующих согласованной ранее модели движения (см. гл. 3) и заложенных в ЭВМ ЦУП. Для выполнения такой проверки специалисты договорились провести расчеты ряда векторов состояния по одинаковым начальным условиям, т. е. провести расчеты по прогнозированию движения некоторого фиктивного объекта. Результаты; этих расчетов намечено было обсудить на очередных встречах. Для этих же целей была использована первая тренировка ЦУПв декабре 1974 г., на которой первоначально планировалось проведение тренировок только средств связи между ЦУП и персоналов, их обслуживающих. Было запланировано на третий день этой тренировки по каналам связи обменяться начальными. векторами состояния, провести по этим векторам расчеты по прогнозированию движения и обменяться результатами этих расчетов. Обсуждение результатов должно было быть произведено при следующей встрече советских и американских специалистов; На втором этапе было решено провести проверку совместимости используемых методов определения орбит по навигацией-^

ным измерениям и дальнейшую проверку методов прогнозирования движения. Для этих целей договорились использовать КА, запускаемые в СССР. В этом эксперименте советская сторона осуществляла слежение за движением КА с помощью тех же средств навигационных измерений, которые будут использоваться в совместном полете, а американская сторона следила за движением того же самого КА с помощью средств пассивной радиолокации. Эти средства, по заявлению американской стороны, должны были использоваться во время совместного полета в качестве резервных.

По начальным векторам состояния, определенным каждой стороной на основе навигационных измерений, должны быть вычислены прогнозируемые векторы состояния на заданные моменты времени. Результатами всех этих расчетов стороны должны были обменяться.

На третьем этапе производилась сверка идентичности решения ряда других навигационных задач, используемых в процессе» управления полетом (расчеты зон видимости станций слежения, освещенности кораблей Солнцем и т. д.). Эти сверки были проведены в основном во время выполнения совместных трениро-Вбк ЦУП.

Вопросы подготовки навигационных служб СССР и США к совместным тренировкам Центров управления и к обеспечению совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон» в соответствии с изложенным выше планом подробно излагаются в разделах 6.4—6.7 данной главы. В следующем разделе рассматривается вопрос о критериях совместимости методик.

6.3. Критерии совместимости средств и методов определения и прогнозирования орбит

Для сравнения и оценки результатов расчетов по определению и прогнозированию движения КА, выполняемых каждой стороной, необходимо было разработать и согласовать соответствующие критерии. По степени удовлетворения этим критериям принималось решение о допустимости или недопустимости различий. Такие критерии были разработаны и предложены советской стороной и после обсуждения их с американскими специалистами были приняты. Эти критерии использовались при^проведении соответствующих работ.

При выборе критериев совместимости исходили из следующих прийципов.

¹¹ 1. Сверка результатов определения и прогнозирования орбит должна производиться так, чтобы прямо или косвенно осуществлялась проверка совпадения тех элементов орбиты, ошибки которых оказывают наиболее существенное влияние на ошибки прогнозирования либо выбор которых облегчает анализ причин различия рассчитываемых фазовых векторов. 2. При назначении критериев сверки необходимо учитывать возможные значения и характер возможных ошибок определения и прогнозирования орбит за счет основных источников ошибок.

3. Методические ошибки расчетов при прогнозировании движения должны быть по крайней мере на порядок меньше ошибок прогнозирования за счет неточности МДКА и погрешностей определения орбиты по навигационным измерениям. Смысл такого условия очевиден: методические ошибки расчета не должны ока* зывать существенного влияния на суммарные ошибки прогнозирования. '

Прямое сравнение рассчитываемых фазовых векторов КА и оценка по значениям разностей

$$6 \mu = \mu A, - \mu < y (/ - 1, 2, ..., 6)$$
 (6.1)

совместимости используемых методов затруднительны, так как такой критерий плохо удовлетворяет изложенным выше принципам. В выражении (6.1) индексами «А» и «С» отмечены соответственно результаты расчетов, проведенных американской и советской сторонами.

Советской стороной было предложено расчеты прогнозируемых векторов состояния производить на моменты прохождения КА восходящего узла орбиты, соответствующие заданным номерам витков, а сверку результатов производить по значениям элементов орбиты, вычисленным по этим векторам состояния. Это оказывается удобным по следующим основным причинам:

÷

а) перевод векторов состояния в значения элементов орбиты для обеих сторон легко выполним, так как обе стороны располагали уже готовыми стандартными программами такого пересчета на ЭВМ:

б) влияние ошибок в элементах орбиты на движение КА достаточно наглядно и поддается простому анализу;

в) несовпадение методик определения и прогнозирования орбит приводит также к дополнительным погрешностям расчета ц реализации монтажной орбиты. Согласованная точность реализации этой орбиты характеризуется ошибками в ее элементах (см. с. 81). Поэтому влияние методических ошибок определения и расчета векторов состояния на точность монтажной орбиты легко оценить, если эти ошибки оцениваются путем сравнения элементов орбит.

Таким образом, в качестве критериев сверки предложено использовать некоторые значения допустимых рассогласований рассчитанных элементов орбиты.

Предложения по методике и критериям сверки были изложены в документе, подготовленном СССР. После обсуждения этих предложений с американскими специалистами они были приняты и использовались при проведении соответствующих проверок. Следует отметить, что в дальнейшем по просьбе американской стороны драконический период обращения T был заменен на значение большой полуоси оскулирующей орбиты a в эпоху t^{\wedge} . По этой причине ниже в составе критериев сверки вместо T используется a.

Методика и критерии сверки заключаются в следующем. Соответственно этапам совместной подготовки, рассмотренным в разделе 6.2, либо согласовываются одинаковые для обеих служб, либо определяются по навигационным измерениям начальные векторы состояния \pounds_0 , q₀. По начальным векторам производятся расчеты векторов состояния

 $t_N, q_{AN}, q_{CN} \quad (\Pi \Gamma = 1, 2, \dots, A),$ (6.2)

где *in* — времена прохождения восходящего узла для согласованных номеров витков, на которые рассчитываются векторы состояния; qAw» qcw — векторы состояния, рассчитанные соответственно американской и советской службами.

Значения t_N , как отмечалось выше, соответствуют моментам прохождения восходящего узла орбиты, выраженным во всемирном времени. В состав всех векторов состояния, кроме фазового вектора, включается также значение баллистического коэффициента *с*. По векторам (6.2), вычисленным советской и американской службами, производятся расчеты следующих элементов орбиты: tN, a, \pounds , J, e, co.

Сравнение расчетов производится по этим элементам орбиты. При этом различия считаются допустимыми, а используемые методики совместимыми, если выполняются условия

$$|\delta \partial_j| = |\partial_{\mathbf{A}j} - \partial_{\mathbf{C}j}| \leq \varepsilon_{\mathbf{B}_a}$$

где 3j — перечисленные выше элементы орбиты; ЕЭ. — допустимое рассогласование результатов расчетов по элементу 9j. Значения е,э. и являются, таким образом, критериями совместимости методик.

(6.3)

Значения еэ, принятые при совместной подготовке советской и американской служб и при проверке совместимости используемых методик определения и прогнозирования орбит, приведены ниже.

> *_{^/}, с '0,15 *, град 0,006 «, км 0,09 ^с 1,5-Ю^{^4} £₃, град 0,007 со, град 1,5

Эти значения определяют верхние границы допустимых расхождений результатов прогнозирования орбит при выполнении работ по второму этапу, т. е. при слежении советскими и американскими средствами за одним и тем же объектом. В случае проведения сверок результатов расчетов прогнозирования

164

по одинаковым начальным векторам состояния, согласно принципу в), указанному выше, принимаются на порядок меньшие значения е.э.

Заметим, что при оценке ошибок прогнозирования верхние границы допустимых расхождений f_{ON} и e_{rff} должны быть увеличены пропорционально длительности интервала прогнозирования: для UN — по линейному, а для fyv — по квадратичному законам.

6.4. Экспериментальные совместные расчеты по прогнозированию движения фиктивного объекта

В апреле 1974 г. американской стороне одновременно с предложениями по критериям оценки результатов сверки были представлены исходные данные и результаты прогнозирования движения фиктивного объекта. Для проведения проверочных расчетов была выбрана монтажная орбита, приведенная в документе «Баллистическая схема полета». В соответствии с этим за исходный был принят вектор состояния корабля «Союз» в начале 17-го витка после перехода на круговую монтажную орбиту.

Результаты прогнозирования движения были приведены для одних (33-й виток), двух (49-й виток) и трех (65-й виток) суток полета объекта. При этом советская сторона использовала согласованную МДКА со следующими значениями параметров модели атмосферы: $F_0 = 75$ Вт • $M^{-2} * \Gamma \mu^{-1}$, F = 68 Вт • $M^{-2} * \Gamma \mu^{-1}$ и я = 10. Баллистический коэффициент был принят равным $c = \Gamma^{0}O.O3M^{K}\Gamma^{-2}c^{-2}$.

В процессе сверки данных СССР и США выяснилось, что прямое сравнение результатов прогнозирования невозможно. Это объясняется тем, что в компьютере ЦУП-Х, как оказалось, заложены модели гравитационного поля Земли и атмосферы, отличные от согласованных. Отличие в модели гравитационного поля Земли было непринципиальным, так как различались, и весьма незначительно, лишь численные значения коэффициентов модели (3.29). Что касается модели атмосферы, то в компьютере ЦУП-Х была заложена одна из модификаций модели атмосферы Яккиа [28]. При использовании этой модели с приведенными выше значениями F_0 , F, a_p и c результаты прогнозирования СССР и США существенно различались. В связи с этим американская сторона сделала попытку скорректировать значение баллистического коэффициента

$$c^* = kc$$

(6.4)

путем определения множителя k таким образом, чтобы при интегрировании с баллистическим коэффициентом c^* отличие моделей атмосферы мало сказывалось. Оказалось, что при k = 0,88 результаты прогнозирования с моделью атмосферы Яккиа достаточно близки к данным, представленным советской стороной.

Таблица 20

	*3&					
Источник	MN, c	ба, км	Де	ЛХг _э , град	Л*, град	
Документ США РГ1-095 Предлагаемые крите- рии для одних су- ток	0,45 0,05	0,08 0,03	0,00005 0,00005	0,0002 0,0007	0,0005 0,0006	

В табл. 20 приведены результаты сверки для фиктивного объекта на 65-й виток (трое суток).

Во второй строке табл. 20 приведены уточйенные верхние границы допустимых расхождений элементов орбиты для фиктивного объекта. Как следует из сравнения приведенных выше данных и данных табл. 20, для $6^*\pi$ г, в#лг и de_N допустимые расхождения увеличены в три раза. Тем самым были учтены некоторые отступления американской стороны от согласованных моделей гравитационного поля Земли и атмосферы. В то же время на основании табл. 20 стороны предварительно признали, что проведенная проверка показывает достаточно хорошее в данных условиях (отличие гравитационной и атмосферной моделей) совпадение результатов прогнозирования (с учетом замечания в конце раздела 6.3).

На третий день декабрьской (1974 г.) тренировки была повторно и более обстоятельно проведена сверка результатов прогнозирования для фиктивного объекта.

Порядок проведения тренировки был следующим: каждая из сторон выдавала другой стороне начальный и конечный (полученный в результате интегрирования) векторы состояния для двух фиктивных объектов, движущихся один по относительно низкой, а другой по высокой орбите (близкой по высоте к монтажной или более высокой орбите). В каждом Центре управления начальный вектор состояния, полученный из другого Центра, использовался для независимого интегрирования, результаты которого в ходе тренировки также выдавались другой стороне.

Таким образом, сверялись результаты прогнозирования по четырем конечным векторам состояния:

• а) по кораблю «Союз» для низкой орбиты по векторам состояния C2 и C2', для высокой орбиты —- по C4 и C4';

б) по кораблю «Аполлон» для низкой орбиты по векторам состояния А2 и А2', для высокой орбиты — по А4 и А4'. Здесь штрихом отмечены векторы состояния, полученные от другой стороны, т. е. С2' есть вектор состояния, вычисленный в ЦУП-Х по переданному из ЦУП - М начальному вектору состояния Cl; А4' есть вектор состояния, вычисленный в ЦУП-М по полученному из ЦУП-Х начальному вектору состояния А3, и т. п.

Анализ результатов сверки, проведенный на январско-февральской (1975 г.) встрече в США, показал, что для принятых орбит фиктивного объекта данные прогнозирования продолжали существенно отличаться из-за того, что американская сторона при проведении баллистических расчетов использовала модель атмосферы Яккиа вместо согласованной модели атмосферы ЭПАС. Так, для самой низкой (# — 170 км) орбиты (вектор состояния A1) при суточном интервале прогнозирования расхождение в результатах сторон составило около 130 км по положению объекта вдоль орбиты. Эта орбита по предложению американской стороны была исключена из рассмотрения, как нереальная для совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон». После этого при суточном интервале прогнозирования результатов прогнозирования в зависимости от орбиты оказались следующими: по большой полуоси от 80 до 450 м и по положению объекта вдоль орбиты от 8 до 40км. Параметры *е и і* отличались незначительно.

Советская сторона, учитывая недопустимость таких значительных расхождений при решении наиболее ответственных задач по сближению кораблей, вновь предложила, чтобы модель атмосферы ЭПАС была принята США для расчетов в реальном полете или чтобы до полета были разработаны процедуры, позволяющие в основном скомпенсировать различия между моделями атмосферы. Однако американская сторона не согласилась с таким предложением и заявила, что имеющееся различие не является критичным и не повлияет на проведение сближения кораблем «Аполлон». Вместе с тем в связи со сложившейся ситуацией на встрече были приняты решения, позволяющие в значительной степени уменьшить расхождения результатов интегрирования сторон:

а) зафиксированы значения атмосферных констант $F_0 = 75$ Вт • • м-² • Гц-¹, F = 77 Вт • м-² • Гц-¹ и Яр = 10 с тем, чтобы облегчить американским специалистам определение поправок АF и Да_р для лучшего согласования модели атмосферы Яккиа с моделью ЭПАС;

б) временной график обмена векторами состояния (см. гл. 4) был уточнен в сторону сведения к минимуму интервала интегрирования по векторам состояния, получаемым от другой стороны;

в) американская сторона обязалась для лучшего согласования моделей атмосфер в нештатных ситуациях вычислять согласующий коэффициент Л (см. (6.4)) для коррекции баллистического коэффициента с, передаваемого в ЦУП-М по кораблю «Аполлон» или получаемому из ЦУП-М по кораблю «Союз».

В результате принятых мер расхождения результатов интегрирования при проведении наиболее ответственных операций по сближению кораблей не должны были превышать допустимых величин, а именно: 50 м по большой полуоси и 4 км по положению корабля вдоль орбиты. Последующие проверки в совместных тренировках и реальный полет кораблей подтвердили правильность принятых решений.

6.5. Эксперимент по совместному слежению за полетами кораблей «Союз-12, 13 и 16»

В период с апреля по сентябрь 1974 г. стороны провели первое предварительное сравнение данных, полученных ими по реальным кораблям «Союз-12» и «Союз-13» независимо. В США были получены элементы орбиты для 3-го и 22-го витков «Союза-12» и для 3, 22, 35 и 51-го витков «Союза-13» по навигационным измерениям станций пассивного слежения.

Аналогичные данные, полученные по навигационным измерениям станций активного слежения, представила и советская сторона.

Сравнение данных первоначально было затруднено тем, что американские специалисты представили свои векторы состояния не в системе координат № 2, как было обусловлено, а в инерциальной прямоугольной геоэкваториальной системе координат в эпоху 1960. 0. При этом составляющие вектора состояния были найдены путем преобразования из средних элементов, полученных с использованием теории Брауэра [26]. Советские специалисты восстановили по американским векторам состояния исходные средние элементы «Союза-12» и «Союза-13», а также провели аналогичные преобразования для своих векторов состояния.

Анализ полученных таким образом векторов состояния (средних элементов) СССР и США для третьих витков обоих кораблей показал их существенные различия. Предположительной причиной этого могла быть совместная обработка в США совокупности навигационных измерений, полученных до и после коррекции орбит кораблей на четвертом—пятом витках. Из-за невозможности восстановления США необходимой информации эти решения не принимались во внимание при проведении сверки. Для остальных реализаций расхождения результатов сторон находились в пределах: $| \partial a \rangle = 0,5$ -г- 0,9 км, $| \&e \rangle == 0,0006$ -•- 0,0009 и |8i| == 0,005 -г- 0,013 град.

С учетом неблагоприятных условий работы американских станций пассивного слежения стороны признали, что сверка векторов состояния по реальным объектам была полезной и дала удовлетворительные результаты, позволяющие сделать вывод о принципиальной совместимости алгоритмов обработки навигационных измерений, намеченных для использования в ходе реального полета кораблей «Союз» и «Аполлон».

В декабре 1974 г. был проведен эксперимент по совместному слежению за кораблем «Союз-16». Основная задача эксперимента — проверка совместимости средств и методов определения и прогнозирования орбит по одному и тому же объекту при условии, что



Рис. 29. Схема проведения эксперимента по совместному слежению за «Союзом-16» советскими станциями слежения

д_реальный полет; Б — эксперимент по совместному слежению; N = 1, 2, ... – номера витков; (6, 8), (3, 5, 8), ... – советские станции слежения (номера станций соответствуют табл. 1), измерения которых используются на соответствующих витках; К, — маневр СМ1 в реальном полете; КҮ — малые возмущения орбиты «Союза-10»

вся работа по слежению за кораблем и решению задач производится СССР и США независимо.

Основным принципом организации эксперимента было мак-*симально возможное моделирование реальных условий первых суток полета корабля «Союз» в июле 1975 г.

В соответствии с этим принципом работа советских станций активного слежения была запланирована 4 и 5 декабря на 29— 35-м, 37—38-м и по дополнительному запросу ЦУП-Х на 49—51-м витках. Рис. 29 иллюстрирует соответствие мерных витков и работающих советских станций слежения при проведении эксперимента и в реальном полете (по плану) в июле 1975 г.

С американской стороны навигационные измерения производили станции пассивного слежения Кваджалейн (Маршалловы острова), Таннанариве (о-в Мадагаскар), Бермудские острова, Милн (восточное побережье Флориды), Кантон (о-в Эндербери) и о-в Вознесения.

Условия работы советских и американских станций слежения были неодинаковы. Советская сторона на каждом мерном витке имела навигационные измерения от двух-трех станций слежения.

• Американская сторона на отдельных витках не смогла получить запланированные измерения, в результате чего ей не удалось получить решения по 29—31-му и 29—32-му виткам. В связи с этим американские специалисты дополнительно запросили решение по 49—51-му виткам.

Советская сторона при проведении расчетов по определению и прогнозированию орбит использовала согласованную МДКА.

Для модели атмосферы были приняты согласованные значения констант $F_{\rho} = 75 \text{ Вт} - \text{м}^2 - \Gamma \text{ц}^{-1}$, $F = 77 \text{ Вт} - \text{м}^{-2} \cdot \Gamma \text{ц}^{-1}$ и $a_{\rho} = 11$. Все расчеты производились в соответствии с штатной программой и циклограммой проведения всех работ по БО полета корабля.

Американская сторона при проведении расчетов по определению и прогнозированию орбит по измерениям на коротких мерных интервалах использовала модель атмосферы Яккиа с теми же постоянными в ходе всего эксперимента значениями констант F_0 , F и a_p при c = 0.03 м³ • к Γ • c^{"2}, а также согласованную модель гравитационного поля Земли с несколько отличными от согласованных значениями коэффициента (см. выше).

Специалисты США дополнительно определили орбиту корабля «Союз-16» для длинного мерного интервала по навигационным измерениям с 37-го до 50-го витка. Измерения в интервале с 33-го по 36-й виток не были использованы для такого определения орбиты, так как на 36-м витке орбита корабля «Союз» подвергалась малым возмущениям. При получении решения по длинному мерному интервалу использовалась модель гравитационного поля Земли с учетом всех гармоник, до восьмого порядка включительно. Кроме того, средний для всего интервала баллистический коэффициент был включен в число неизвестных и определялся одновременно с другими составляющими вектора состояния.

На основании полученных сторонами данных были вычислены соответствующие разности для основных элементов орбиты, приведенные в табл. 21 и 22.

Анализ результатов определения и прогнозирования орбиты корабля «Союз-16», полученных СССР и США по коротким мерным интервалам (см. табл. 21), показал, что разности результатов определения находятся в пределах:

| δt_a | = 0,02 +- 0,47 с, \8a\ ±= 30 ~ 190 м, |в*| = (0,10 -*- 0,40) • Ю-⁴, |8i| =(,94-5,2) • Ю-⁸ град.

Здесь \pounds_{i} — время прохождения восходящего узла орбиты; *а* — большая полуось, *е* — эксцентриситет и *i* — наклонение орбиты в этот момент времени.

Аналогичные разности результатов прогнозирования (для элементов £, и *a*) находятся в диапазоне:

а. для прогноза на 4 витка

|6*_а| = 0,08 -г- 1,12 с, |6а| = 20 -ь 140м;

б. для суточного прогноза

|'«*_в| =0,26 -г- 3,33 с, |ва| = 10 -ч- 150м.

Было также установлено, что результаты определения орбиты США по коротким мерным интервалам различны по точности. В частности, из-за худших условий (недостаточное количество станций слежения) первые два решения (см. табл. 21) имеют мень-

Таблица 21

Номер витка	*'э, о	[Аа, м	бе-Ю*	AMO», град	Примечание
					'
35	-0,243	-153	•0,36	4,7	Определение
39	-0,£64	-120	-0,30	5,2	Прогноз на 4 витка
51	-2,685	-124	-0,26	4,6	Прогноз на сутки
36	-0,465	-190	-0,16	5,2	Определение
40	—1,188	-140	-0,09	5,9	Прогноз на 4 витка
52	—3,333	-150	-0,07	5,0	Прогноз на- сутки
39	0,022	28	0,27	2,8	Определение
43	-0,133	-23	0,27	2,2	Прогноз на 4 витка
55	0,260	13	0,37	2,7	Прогноз на сутки
52	0,127		-0,13	0,9	Определение
56	—0,085	-34	-0,06	1,7	Прогноз на 4 витка
68	0,495	-39	-0,04	0,8	Прогноз на сутки

Таблица	22
---------	----

Номер витка	6* _° , c	64», M	бе-104	Аі-10», град	Примечание
35 * 39 51 36 40 52 39 43 55 50 56 68.	$\begin{array}{c} -0,017\\ -0,278\\ -1,649\\ -0,037\\ -0,061\\ -1,739\\ 0,096\\ 0,266\\ 0,597\\ 0,001\\ 0,105\\ -0,466\end{array}$	$ \begin{array}{r} 47 \\ -65 \\ -24 \\ 31 \\ -87 \\ -114 \\ 3 \\ -43 \\ -1 \\ 64 \\ -13 \\ -40 \\ \end{array} $	$\begin{array}{c} -0,48\\ 0,07\\ -0,35\\ -0,27\\ 0,36\\ -0,29\\ 0,95\\ 0,67\\ 0,96\\ -0,31\\ 0,17\\ -0,50\end{array}$	$\begin{array}{c} 0,1\\ 0,3\\ 0,0\\ 0,8\\ 0,8\\ 0,8\\ 1,7\\ 2,8\\ 1,4\\ 0,3\\ 0,6\\ 0,5\\ \end{array}$	Определение Прогноз на 4 витка Прогноз на сутки Определение Прогноз на 4 витка Прогноз на сутки Определение Прогноз на 4 витка Прогноз на сутки Определение Прогноз на 4 витка Прогноз на 4 витка

шую точность по сравнению с решениями для мерных интервалов 37—38-го и 49—51-го витков.

При реальном полете американская сторона должна была иметь лучшие условия по сравнению с экспериментом. Поэтому реальным условиям совместного полета более соответствуют результаты, полученные США по измерениям для большого мерного интервала. Анализ данных табл. 22 показывает, что для этого случая разности результатов определения находятся в диапазоне:

 $|6^*_{,}| = 0,001 + -0,010 \text{ c}, |6a| = 3 - \Gamma - 65M,$ $|\&e| = (0,3 - \Gamma - 0,9) \cdot \text{IO}^4, |bI| = (0,1 - 4 - 1,7) \cdot 10^3 \text{ град}.$ Аналогичные разности результатов прогнозирования составили: а. для интервала прогнозирования 4—6 витков

 $|6_{*}^{*}| = 0,06-5-0,28 \text{ c}, |Ba| = 10-^{90} \text{ m};$

б. для суточного прогноза

 $|B_{8}^{*}| = 0,47^{-1},74 \text{ c}, |\delta a| = 1 - \Gamma - 115 \text{ m}.$

Периодический характер разностей таких элементов, как а, в и *i* (см. табл. 22), объясняется тем, что стороны при прогнозировании использовали разные модели гравитационного поля Земли.

Различия при прогнозировании растут в основном из-за существенной разницы в используемых сторонами моделях плотности атмосферы. Однако для максимального ожидаемого интервала прогнозирования (около пяти витков) при проведении ответственных операций по сближению и стыковке кораблей эти различия незначительны.

На основании проведенного анализа стороны пришли к выводам, что:

а) эксперимент по совместному слежению за кораблем «Союз-16» был полезным и дал хорошие результаты;

б) результаты эксперимента являются практическим доказательством совместимости средств и методов определения и прогнозирования орбит в случае, когда средства СССР и США работают независимо друг от друга по одному и тому же объекту.

В целом проведение указанных мероприятий (разд. 6.3 — 6.5) позволило обнаружить и в значительной степени уменьшить расхождения результатов определения и прогнозирования орбит в ЦУП-Х по сравнению с результатами ЦУП-М, полностью соответствующими по точности согласованной сторонами вычислительной модели, и подтвердить практическую совместимость средств и методов определения и прогнозирования орбит СССР и США.

6.6. Участие в совместных тренировках Центров управления

Совместные тренировки Центров управления были проведены в марте (с 18 по 28), в мае (с 13 по 20) и в июне—июле (с 29.VI по 01.VII) 1975 г. В тренировках участвовали весь персонал Центров управления и экипажи кораблей. Во время мартовской и майской тр/енировок персонал консультативных групп (КГ) находился, как при реальном полете, в Центре управления другой стороны.

Краткое расписание и содержание тренировок приведены в табл. 23.

Времен- ной интервал	Содержание тренировок по дням						
18- 28.111	20.111	21.III	,24.III	25.111	27.111	28.111	
1975 r.	Витки 33-28. Сближение, стыковка и первый переход экипажей	Витки 1—6. Старт «Сою- за» и выве- дение «Аполлона»	Витки 64-69. Расстыков- ка и уход «Аполлона»	Витки 33-38. Сближение, стыковка и первый переход экипажей	Витки 47-53. Второй и третий переходы экипажей	Витки 33-38. Сближение, стыковка и первый переход экипажей	
13—20.V	13.V	14.V	15.V	16.V	17.V	19.V	
	Витки 1—6. Старт «Союза» и выведение «Аполлона»	Витки 14-19. Второй маневр «Союза»	Витки 33-38. Сближение, стыковка и первый переход экипажей	Витки 47-54. Второй, третий и четвертый переходы экипажей	Витки 64-69. Расстыков- ка и уход «Аполлона»	Витки 33-38. Сближение, стыковка и первый переход экипажей	
29.VI— 1.VII	29.VI	30.VI	30.VI	01.VII	01.VII		
	Витки 33-40. Сближение, стыковка и первый переход экипажей	Витки 41-47	Витки 48-58. Второй и третий переходы экипажей	Витки 57-63	Витки 64-71. Расстыковка и уход «Аполлона»		

Таблица 23

При совместных тренировках, во время которых группы тренировок вводили многочисленные нештатные ситуации (см. разд. · 4.6), решались следующие основные задачи в части БО полета кораблей:

а) отрабатывалось взаимодействие навигационных служб Центров управления;

б) окончательно уточнялся порядок и график обмена баллистической информацией между Центрами;

в) отрабатывалась технология передачи баллистических данных по международному телеграфу, фототелеграфу и по телефонным каналам связи;

г) выяснялись особенности и отрабатывалось взаимодействие персонала каждого Центра управления с КГ другой стороны и со своей КГ, находящейся в другом Центре управления;

д) окончательно решались все возникающие вопросы по БО совместного полета кораблей. В процессе совместных тренировок были выявлены дополнительно некоторые несоответствия в понимании и расчете сторонами одних и тех же баллистических данных. Так, например, выяснилось, что при расчете параметров освещенности кораблей стороны используют разные допущения, следствием чего являются существенные различия ряда параметров, в частности времен входа корабля в тень и выхода из нее. Оказалось также, что американские станции слежения, за редким исключением (например, станция корабля «Авангард»), имеют ряд ограничений по слежению, связанных с рельефом местности и другими причинами. Более подробно существо расхождений и принятые меры по их устранению описаны в разделе 6.7.

И все же главным назначением совместных тренировок было установление прямого контакта между персоналами служб в условиях, максимально близких к условиям реального полета кораблей. И эту задачу совместные тренировки выполнили. Итоги проведенных тренировок позволили сделать заключение о готовности навигационных служб ЦУП-М и ЦУП-Х к работам по ВО совместного полета кораблей. Тренировки позволили также выявить и устранить элементы взаимного непонимания навигационных служб двух Центров управления, подтвердили эффективность принятой схемы взаимодействия и показали, что совместная документация, а также содержание и формы телеграмм, предназначенных для обмена баллистическими данными, удовлетворяют всем необходимым требованиям.

6.7. Работа специалистов-баллистиков консультативных групп при совместных тренировках и в процессе совместного полета

В соответствии с положением по КГ СССР и США на ведущего специалиста-баллистика КГ СССР возлагались следующие основные обязанности:

а) консультации Руководителя полета в ЦУП-Х и американских специалистов по вопросам динамики полета корабля «Союз»:

б) выяснение всех возникающих вопросов по БО совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон» и сообщение РП в ЦУП-М (через его заместителя по БО) необходимых сведений, полученных как от специалистов-баллистиков ЩУП-Х, так и в результате совместного обсуждения возникающих проблем с другими специалистами КГ СССР;

в) консультации и обеспечение необходимой баллистической информацией персонала КГ СССР;

г) отслеживание выполнения программы совместного полета кораблей в части БО, контроль прохождения баллистической информации между Центрами управления.

При решении этих задач использовалась прежде всего служебная документация[^] выпущенная в процессе подготовки к совместному полету кораблей, а также документы рабочей группы № 1, подготовленные на совместных встречах и содержащие необходимые баллистические данные.

Кроме того, в работе использовалась баллистическая информация по кораблю «Союз», поступающая в КГ СССР из ЦУП-М. Это прежде всего данные в соответствии с табл. 14, систематически поступающие в ЦУП-Х по фототелеграфу, а также дополнительные сведения и баллистическая информация, получаемая специалистами-баллистиками КГ СССР при переговорах со специалистами навигационной службы ЦУП-М.

Широко использовалась для работы также баллистическая информация различного вида, которой располагал персонал КГ СССР в своем рабочем помещении в ЦУП-Х. Ниже дано описание рабочей комнаты КГ СССР, ее оборудования и возможностей получения информации.

План и размещение основного оборудования рабочего помещения КГ СССР в ЦУП-Х представлены на рис. 30. Оборудование рабочего помещения предназначено для получения и передачи информации, необходимой для обеспечения полета кораблей я работы персонала КГ. Оно состоит из коллективных средств наглядного отображения (ОНО), основного пульта руководителя КГ и других специалистов из ее состава, четырех рабочих столов со средствами связи (клавишные переключатели), отражающего телевизионного устройства и площадки ТВ-камеры для показа работы персонала КГ СССР.

Коллективные СНО представляют собой три подвесных телевизора, располагающихся над основным пультом ближе к передней стене помещения.

Левый цветной телевизор (1) предназначен для просмотра всех передач, осуществляемых из ЦУП-Х. Управление этим ТВ-устройством производится со специальной панели управления основного пульта (рис. 31).

Центральный черно-белый телевизор (2) предназначен для показа текущих временных параметров полета. Эта информация располагается в пять строк. В первой (верхней) строке дается GMT — среднее гринвичское время (день. ч. мин. с) от начала текущего года. Во второй GET — полетное время (ч. мин. с) для корабля «Союз»; для первых восьми часов полета может быть показано полетное время корабля «Аполлон», в том числе и со знаком минус. В третьей SGMT — тренировочное время, в полете вместо этого дается GET — полетное время. В четвертой строке LOS — CM — время (ч. мин. с) до потери связи с кораблем «Аполлрн» (CM) либо с кораблем «Союз» (OWS). В пятой строке JGM время до включения двигателей корабля «Аполлон» либо до какого-нибудь другого события (до конца освещенности корабля Солнцем, вместо JGM --- DAY; до конца тени — NIGHT и т. п.).



;Рис. 30. План комнаты КГ СССР в ЦУП-Х и ее оборудование

I — *3* коллективные flCHO; *4* - основной пульт; *6* - площадка ТВ-камеры для показа работы персонала КГ СССР; *6* — отражающее ТВ-устройство; *7* — рабочие столы; * — клавишные переключатели



Рво, 81. Основной пульт

- 1

1 —, устройство для просмотра передач из ЦУП-Х в ЦУП-М; 2 — ТВ-устройства средств индивидуального наглядного отображения; 3 — панели связи; 4 — панель управления левым подвесным цветным ТВ-устройством; S—^хронометр; δ — панель динамика; 7 — клавиатура ручной селекции; 8 — устройство для набора номера ТВ-канала; р ^* клавиши вызова ТВ-форматов; ю — клавиша выдачи копии ТВ-формата с правого устройства (2)

Правый черно-белый телевизор (3) предназначен для отображения центрального табло Главного зала управления с трассами полета кораблей «Аполлон» и «Союз» на фоне карты мира для последних трех витков, причем корабли изображаются соответствующими силуэтами.

Основной пульт (4) (типовая консоль изображена на рис. 31) служит для отображения различной информации на четырех черно-белых ТВ-устройствах, получения при необходимости нужного числа -копий этих изображений на специальной бумаге и для связи специалистов с персоналом управления.

Левое ТВ-устройство пульта (1) подключено к выходу видеосигналов, передаваемых в ЦУП-М, и находится под контролем пресс-службы ЦУП-Х. Остальные три ТВ-устройства (2) используются для вызова любого ТВ-формата с информацией (см. разд. 2.2), если данный формат, имеющий свой номер MSK (четырехзначное число), содержится в справочной ТВ-таблице. Последняя может быть вызвана на любое из трех ТВ-устройств по номеру ТВканала, который всегда можно узнать у «специалиста по методикам и согласованию работ» («процедурщика») Главного зала управления, используя средства связи с залом. В справочной таблице номеру MSK ТВ-формата с определенной информацией, заранее известной по структуре и содержанию, соответствует номер ТВ-канала, по которому можно вызвать данный формат. Бели формата с некоторым номером MSK нет в справочной таблице, то «процедурщик» по запросу при наличии свободных каналов вызывает формат из памяти компьютера и сообщает номер ТВканала для этого формата.

Для вызова на ТВ-устройстве того или иного формата ПО известному номеру канала служат четыре барабана с цифрами на каждом из них от 0 до 9. Каждый барабан поворотом рукоятки может быть установлен в нужное положение. Нажатием соответствующей клавиши формат вызывается на левое, центральное или правое ТВ-устройство. Выдача копии формата возможна только с правого ТВ-устройства. Сигналом для этого служит нажатие дополнительной клавиши «выдача» горизонтальной панели пульта. Число копий определяется числом нажатий данной клавиши. Копии форматов получают в специальном помещении Центра управления. Полученные копии через несколько десятков секунд поступают по пневмопочте к заказчику, если его рабочее место имеет приемник пневмопочты. Для КГ СССР копии поступали в соседнюю комнату переводчиков.

Панели связи (5) основного пульта предназначены для руководителя КГ и космонавта по связи с экипажем по линии «Борт-Земля». Они отличаются от устройств связи, установленных на столах других специалистов КГ, несколько большими возможностями.

Четырехзначный хронометр (5) на вертикальной панели показывает время в минутах и секундах до какого-либо события.



1в — штепсельный разъем

Рис. 33. Отражающее ^ТВ-устройство

1 — черно-белый ТВ-монитор; *2* — стол; *3* — контрольное ТВ-устройство; *4* — пульт связи; *5* — пульт управления

Он устанавливается вручную и может использоваться для от счета времени как от 0 до $^{\circ}$ так и от t до 0.

Клавишные переключатели, установленные на рабочих столах специалистов КГ (рис. 32), позволяют персоналу КГ поддерживать связь между собой, с «процедурщиком» и с ЦУП-М. Остальные каналы используются только на прослушивание. При необходимости переключатель переводится вращением левой рукоятки в режим громкоговорящей связи (ГГС). Связная гарнитура любого специалиста КГ может быть подключена к любому из штепсельных разъемов. Отражающее ТВ-устройство (рис. 33) позволяет из помещения

Отражающее ТВ-устройство (рис. 33) позволяет из помещения КГ СССР передать по 68-му ТВ-каналу в СНО любое изображение: текст, рисунок, график и т. п. Размеры изображения не должны превышать 120 см².

Основным источником информации по динамике полета корабля «Союз» и «Аполлон» при работе КГ СССР в ЦУП-Х являлись баллистические ТВ-форматы. Главным образом использовались 14 форматов из 25, приведенных в представленном перечне. Из общего числа баллистических форматов 10 не использовались, так как они относятся к активному участку ракеты-носителя корабля «Аполлон», а один предназначен для планирования маневров и использования специалистами по управлению.

Четырнадцать баллистических форматов содержат следующую информацию:

а. MSK 0045 и 0046—форматы, содержащие баллистическую информацию по кораблям «Союз» и «Аполлон» соответственно: текущие элементы орбиты (высота, широта, долгота, модуль вектора скорости, наклонение, угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты и т. д.); элементы оскулирующей орбиты в данной точке (оскулирующие период обращения, высота апогея и перигея, соответствующие им времена и геодезические координаты); данные по освещенности (начало освещенности; времена орбитального полдня, входа в тень, орбитальной полуночи) и некоторые другие параметры. Содержание этих форматов обновляется каждые 12 с.

б. MSK 0055 и 0056—- форматы с зонами связи кораблей «Союз» и «Аполлон» соответственно: номер витка (оборота), индекс станции слежения, времена начала и конца зоны связи, максимальный в зоне связи угол места. Для корабля «Аполлон» времена начала и конца зон связи вычисляются с учетом ограничений по рельефу местности и особенностей антенных систем.

в. MSK 0059— аналогичный формат для американского спутника связи ATS-6: номер витка, времена начала и конца зоны связи.

г. MSK 0067 и 0068— форматы, дополняющие MSK 0055 и 0056 и обновляемые каждые 12 с: номер витка, индекс станции слежения, время до начала зоны связи, время от начала зоны до потери связи по каким-либо ограничениям, время потери связи из-за ограничений, время конца зоны связи, текущий и максимальный в зоне связи углы места.

д. MSK 0070— формат с векторами состояния и некоторыми другими параметрами для кораблей «Союз» или «Аполлон».

е. MSK 0098— формат по освещенности «Союза» или «Аполлона»: номер витка, времена выхода из тени, терминатора на восходе Солнца, полдня, терминатора на заходе Солнца, входа в тень, полуночи; угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты.

ж. MSK 0047—формат с баллистическим планом маневров: код маневра, время проведения, интервал времени до следующего маневра, импульс скорости по модулю, запас скорости на последующие маневры, результирующая орбита по высотам перигея и апогея.
з. М8К 0053 и 0054— форматы с детальным описанием каждого маневра, в которых приводятся более подробные характеристики маневра по ориентации, более полные сведения о результирующей орбите, весовые характеристики кораблей, ориентация корректирующего импульса относительно гироплатформы корабля «Аполлон» и т. п.

и. MSK 0060— формат, содержащий дандые об относительном движении кораблей на последнем этапе сближения: расстояние между кораблями, скорость из плоскости, радиальная относительная скорость, азимут и угол места относительно плоскости местного горизонта и плоскости орбиты активного корабля, направляющие косинусы линии визирования.

к. MSK 0347— формат с трассой орбиты корабля: широта, долгота, полетное время, среднее гринвичское время и щетинная аномалия.

В Приложении 6 приведены для иллюстрации некоторые из перечисленных выше ТВ-форматов.

Во время мартовской и майской тренировок и в процессе реального полета кораблей «Союз» и «Аполлон» специалистамбаллистикам КГ СССР и США совместно с персоналом навигационных служб Центров управления пришлось дополнительно решить ряд вопросов.

В мартовской тренировке была проведена сверка зон связи станций слежения и данных по освещенности кораблей, полученных в результате расчетов в ЦУП-М и ЦУП-Х. Сверка была проведена по двум векторам состояния корабля «Союз» и по одному вектору состояния корабля «Аполлон».

В результате сверки было выяснено следующее.

1. Зоны связи для станций слежения СССР и станций слежения США, не имеющих ограничений по слежению (например, для корабельной станции слежения «Авангард»), при проведении расчетов по одному вектору состояния практически совпадают. Для станций слежения США, имеющих ограничения по слежению,, расхождения во временах входа в зону связи и выхода из нее в отдельных случаях были более одной минуты.

Учитывая это обстоятельство, а также невозможность учета ограничений в программах для ЭВМ ЦУП-М, стороны договорились, что во всех случаях, когда ЦУП-М будет использовать станции слежения США для переговоров с экипажем корабля «Союз», ЦУП-Х будет сообщать в ЦУП-М возможные времена для связи.

2. Расчет параметров освещенности стороны вычисляли при разных допущениях. В частности, в ЦУП-Х в отличие от ЦУП-М при расчете освещенности не учитывается рефракция. Это обстоятельство приводило к расхождению времен входа в тень и выхода из нее на 20–25 с. Учитывая особенности проведения эксперимента «Искусственное солнечное затмение» [41, стороны пришли к соглашению, что параметры освещенности необходимо вычислять при следующих допущениях: Земля — эллипсоид вращения, размеры Солнца и рефракция не учитываются.

В процессе мартовской тренировки была выявлена необходимость систематической выдачи баллистической информации по кораблю «Союз» из ЦУП-М в КГ СССР. Эти данные были необходимы для информации персонала КГ по вопросам баллистики, а также для сверки их с баллистическими данными ЦУП-Х и исключения возможных ошибок. Такие данные в форме табл. 14 в майской тренировке и при реальной работе систематически поступали по фототелеграфу в КГ СССР из ЦУП-М. Аналогичные данные в виде соответствующих ТВ-форматов поступали и в КГ США из ЦУП-Х.

Эти данные, наряду с разработанной совместной документацией по вопросам БО и информацией принимающего Центра управления, использовалась специалистами-баллистиками КГ при решении ряда более частных вопросов, возникающих как у персонала управления, так и у членов самой КГ. В частности, возникали вопросы о временах основных событий для активного участка ракеты-носителя корабля «Союз», о физическом смысле параметров корректирующего импульса, об углах Солнце—объект--Земля для некоторых моментов времени, о характере относительного движения ракеты-носителя и корабля «Союз» и т. д. Все эти вопросы требовали срочного и исчерпывающего ответа.

Следует заметить, что в данном разделе основное внимание, естественно, уделено работе специалиста-баллистика КГ СССР, Специалисты-баллистики КГ США выполняли аналогичную работу.

СОВМЕСТНЫЙ ПОЛЕТ КОРАБЛЕЙ «СОЮЗ» И «АПОЛЛОН» И ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЕГО НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

≭

Предстартовая подготовка ракет-носителей и кораблей «Союз» и «Аполлон» на космодромах проводилась в соответствии с графиком. Старт ракеты-носителя корабля «Союз» был произведен 15 июля 1975 г. в 15 ч 20 мин 00,005 с по московскому времени, т. е. с отклонением от номинального времени всего в 5 мс. В процессе выведения все системы ракеты-носителя работали нормально, и практически в расчетное время корабль был выведен ракетойносителем на начальную орбиту.

В соответствии с программой полета наиболее напряженным этапом работы советской навигационной службы были первые сутки полета корабля «Союз» до сформирования монтажной орбиты на 18-м витке. Сразу же после старта ракеты-носителя и выведения корабля «Союз» на орбиту начали производиться навигационные измерения. Обработка измерений, выполненных на первом витке, показала, что фактические значения параметров орбиты выведения близки к номинальным. По навигационным измерениям первого и второго витков были определены уточненные значения параметров орбиты выведения, приведенные ниже.

Т, мин	88,52	#Rmax» ^{км}	221,9
^я йт1п*.' ^к м	186,3	і, град	51,78

Как предварительные (по измерениям первого витка), так и уточненные значения параметров орбиты выведения корабля «Союз» были по телефону сообщены руководству полетом корабля «Аполлон» в ЦУП-Х.

Вектор состояния \mathbf{q}_{t} , соответствующий орбите выведения, был принят для уточнения рациональной схемы маневров формирования «Союзом» монтажной орбиты и расчета параметров маневров. Этот же вектор \mathbf{q}_{x} после решения задачи согласования МДКА {см. разд. 5.1} был использован для решения других навигационных задач по обеспечению управления полетом корабля «Союз».

182

Анализ движения и требуемых маневров «Союза» показал, что вследствие хорошей точности выведения корабля может быть сохранена номинальная схема формирования монтажной орбиты с помощью двух маневров, один из которых проводится на четвертом — пятом витках, второй — на 17-м витке. Необходимо былолишь уточнить параметры этих маневров. Соответствующие расчеты были произведены, и предложения о схеме формирования монтажной орбиты приняты советским Руководителем полета. Расчетные значения параметров первого маневра СМ1 приведены в табл. 24. В этой же таблице приведены и расчетные параметры второго маневра СМ2, принятые к реализации (см. ниже).

Параметр	Маневр GM1	Маневр СМ2
Время включения СКДУ < _{вкл} дата ч. мин. с Приращение кажущейся скорости Av , м/с Курсовой угол ір, град Тангажный угол Ф, град	15.V1I 1975 20.51.40,0 3,45 357,5 0,4	16.VII 1975 15.43.35,0 11,7 358,8 32,7

Таблица 24

Решение задачи определения орбиты по навигационным измерениям первого — третьего и первого — четвертого витков подтвердили достаточную точность первого решения, что позволило не производить уточнение параметров первого маневра. В связи с этим приведенные в табл. 24 параметры маневра СМ1 были заложены в СОУД корабля «Союз» и сообщены космонавтам. На случай, если по каким-либо причинам пришлось бы перенести первый маневр, были рассчитаны также запасные варианты проведения первого маневра на пятом—шестом или шестом—седьмом витках.

Для проведения предварительных расчетов параметров маневров корабля «Аполлон» по его сближению с «Союзом» в ЦУП-Х в соответствии с графиком (см. табл. 10) был выдан вектор состояния «Союза» с расчетными маневрами СМ1 и СМ2.

При появлении корабля «Союз» в зоне видимости советских станций слежения на пятом витке космонавты доложили, что маневр выполнен в расчетное время, при этом ориентация корабля была правильной и двигатель отработал заданный импульс. Данные телеметрических измерений подтвердили нормальность функционирования систем корабля при выполнении маневра. Обработка навигационных измерений, выполненных на 5-м витке, также показала, что изменение параметров'орбиты близко к расчетному.

1*3

На основании этих данных*] советский Руководитель полета выдал в ЦУП-Х разрешение на старт ракеты-носителя корабля «Аполлон».

Определение орбиты корабля «Союз» по навигационным измерениям с определением фактических параметров маневра СМ1 производилось в двух вариантах:

а) для первого варианта решение задачи определения орбиты производилось по навигационным измерениям до и после маневра с одновременным уточнением параметров маневра;

б) для второго варианта орбита корабля определялась по измерениям пятого и шестого витков. После этого по решениям до и после маневра находились с использованием соответствующих формул фактические параметры маневра.

Оба эти решения дали практически совпадающие результаты. Параметры орбиты корабля «Союз» после маневра СМ1 (4-й виток) приведены ниже.

Г, мин	88,641	tfjRniax'	^{KM} ²²² ≫ ²²
^я нгаш» ^{км}	191,87	і, град	51,783

Полученный в результате этих решений ве тор q₂ был использован для предварительного уточнения параметров второго маневра корабля «Союз» (СМ2), уточнен!? параметров маневров корабля «Аполлон» в ЦУП-Х и решения других навигационных задач.

В соответствии с особенностями расположения средств советского командно-измерительного комплекса (см. разд. 2.1) после шестого витка наземные станции слежения могли производить навигационные измерения только начиная с 13-го витка. В связи с этим определение орбиты корабля производилось по навигационным измерениям пятого-шестого и 13—14-го витков, причем в результате решения задачи находились одновременно фазовые координаты корабля и баллистический коэффициент с. Полученный на основании такого решения вектор состояния q был использован! для уточнения параметров второго маневра корабля «Союз» СМ2, уточнения параметров маневров корабля «Аполлон» в ЦУП-Х и решения других навигационных задач. Последующее определение орбиты по измерениям 13—15-го витков показало, что это уточнение параметров маневра СМ2 можно принять за окончательное.

Уточненные и принятые к реализации расчетные значения параметров маневра СМ2 приведены в табл. 24.

Второй маневр также был выполнен без замечаний в расчетное время, и 16 июля 1975г. на 18-м витке корабль «Союз» вышел на монтажную орбиту.

В табл. 25 приведены значения параметров для номинальной и фактической монтажной орбит корабля «Союз» и соответствующие отклонения.

Параметр	Номинальная орбита	Фактическая орбита по измерениям 18—19-го витков	Отклонения
* ₉ , ч. мин.с <i>T</i> , мин i, град а, км e-10 ³ Q, град со, град Ялшщ. км ^Ятах' ^{км}	$16.14.56,81 \\ 88,920 \\ 51,803 \\ 6609,11 \\ 0,90 \\ 122,60 \\ 0,4 \\ 222,84 \\ 225,0 \\ \end{array}$	16.15.04,28 88,925 51,787 6609,36 0,89 122,51 356,1 222,65 225,37	$7,47' 0,005 -0,016 0,25 -0,01 -0,09 \sim4,3-0,190,37$

Таблица 25

Таблица	26
---------	----

	Знач	ения	Откл	онения
Параметр	номинальные	фактические	допустимые	фактические
а, км Ф, град е-Юз -?, град	6609,11 40,8 0,90 51,803	6609,36 40,3 0,89 51,787	${\pm 1,5} \pm 6,0 \ 0,5 \pm 0,1$	0,25 -0,5 -0,01 -0,016

В табл. 26 приведены значения контролируемых параметров (см. с. 81) монтажной орбиты и их отклонений. Данные этой таблицы свидетельствуют о высокой точности формирования монтажной орбиты кораблем «Союз».

В соответствии с разрешением на старт (см. выше) и баллистической схемой полета (см. разд. 4. 1) старт ракеты-носителя корабля «Аполлон» состоялся примерно через 7 ч 30 мин после старта «Союза».

Параметры орбиты выведения корабля «Аполлон» для первого витка приведены ниже.

я, км	6544,3	#Bmin' км	150,8
<i>I</i> , град	51,784	$\mathbf{A}_{_{\mathrm{Л}\mathrm{Tax}}}$, км	167,8

Сравнение приведенных данных с параметрами номинальной орбиты (см. табл. 9) свидетельствует о высокой точности выведения корабля «Аполлон».

Дальнейший полет корабля «Аполлон» проходил в соответствии со штатной схемой сближения (см. разд. 4.3) и монтажной орбитой, сформированной кораблем «Союз». Все маневры «Аполлон» выполнил в расчетные времена с высокой точностью. Данные таблицы элементов корабля «Аполлон», приведенные в Приложении 2, показывают динамику изменения его орбиты на этапе сближения и в процессе последующего полета.

17 июля 1975 г. примерно в 19 ч по московскому времени «Аполлон» сблизился с «Союзом». В 19 ч 12 мин 10 с была совершена' жесткая стыковка, причем начальное касание кораблей произошло над восточной частью Атлантики (см. Приложение 3), а в; момент полного выполнения операции стыковки корабли находились над территорией ГДР.

Вследствие некоторой переработки двигателей «Аполлона» при стыковке связке кораблей (после механического контакта) была сообщена дополнительная скорость «на разгон» около 1м/с. В результате она перешла на орбиту, отличную от орбиты корабля «Союз» до стыковки. Ниже приведены параметры орбиты корабля «Союз» по измерениям на 31—35-м витках (первый столбец) и связки кораблей при стыковке для 36—38-го витков (второй столбец).

Г, мин	88,894	88,922	^Лтах» км	223,90	2£6,65
*, град	51,786	57,787	о, град	356,5	5,3
^я йт1п» ^{км}	221,20	222,07			

Подъэм орбиты был оперативно определен в ЦУП-М и через специалиста-баллистика КГ СССР сообщен службе навигации ЦУП-Х. Последняя по результатам навигационных измерений станций слежения США подтвердила подъем орбиты связки кораблей. На выполнении совместного полета это незначительное изменение орбиты связки кораблей никак не отразилось.

В сосгыкованном состоянии корабли совершали полет примерно 44 ч. В этот период экипажи кораблей выполняли запланированные совместные работы, а наземные станции слежения производили навигационные измерения для контроля фактического изменения элеменгов орбиты за счет торможения кораблей верхней атмосферой и влияния других факторов.

Навигационные службы ЦУП-М и ЦУП-Х в соответствии с принятой технологией работ рэгулярно определяли фактические орбиты кораблей по измерениям и решали другие навигационные задачи для обеспечения управления полетом кораблей.

|Так, в ЦУП-М после проведения второго маневра решение ^задачи 'определения орбиты по навигационным измерениям производилось не реже двух раз каждые сутки полета для обеспечения требуемой точности движения и предварительного анализа условий возвращения корабля «Союз» на Землю после выполнения программы полета.

Результаты определения орбит кораблей «Союз» и «Аполлон» для всех этапов их полета приведены в Приложении 1.

Первая расстыковка кораблей была произведена 19 июля в 15 ч 03 мин 15 с по московскому времени, после чего корабли разошлись примерно на 200 м. В процессе расхождения экипажи кораблей выполнили эксперимент «Искусственное солнечное затмение» (см. разд. 1. 1). Затем корабли снова сблизились и произвели повторную тестовую стыковку.

В 18 ч 26 мин была произведена окончательная расстыковка, после чего- экипажи начали совместный эксперимент «Ультрафиолетовое поглощение» (см. разд 1.1). В 21ч 54 мин эксперимент был закончен, корабль «Аполлон» включил двигатели, изменившие* скорость его полета примерно на 1м/с, и стал удаляться от корабля «Союз». Дальнейший полет корабли выполняли автономно.

В соответствии с временными графиками обмена векторамисостояния (см. разд. 4.5) навигационная служба ЦУП-М за всевремя совместного полета кораблей выдала в ЦУП-Х 18 телеграмм с векторами состояния корабля «Союз». Эти векторы определяли монтажную орбиту «Союз» с учетом расчетных и фактических параметров маневров при ее формировании, а также текущую* орбиту корабля после завершения формирования. Они были использованы для решения задачи сближения кораблей.

Из ЦУП-Х в ЦУП-М было выдано 14 векторов состояния корабля «Аполлон» (см. Приложение 2). Каждый из этих векторов состояния использовался в ЦУП-М для прогнозирования движения корабля «Аполлон», проведения согласования МДКА (см. разд. §.4) и решения задачи по расчету зон связи советских станций слежения с кораблем «Аполлон» для персонала управления ЦУП-М. Кроме того, эти векторы состояния использовались при расчетах данных для наведения антенных систем советских станций слежения на корабль «Аполлон» в случае необходимости установления связи с его экипажем.

Полученные векторы состояния «Аполлона» советская служба навигации использовала также для анализа процесса сближения кораблей.

Все векторы состояния, предусмотренные графиками (см. табл. 10 и 11), были выданы по установленной форме и в заданные сроки.

В период полета после окончательной расстыковки кораблей и ухода «Аполлона» от «Союза» советская служба навигации начала анализировать условия спуска корабля «Союз» на Землю. На основании этого анализа было найдено, что для обеспечения посадки в заданном районе на 97-м витке (первый суточный виток) на 80-м витке необходимо произвести небольшую коррекцию прохождения трассы посадочного витка. При этом соответственна согласованной схеме полета (см. разд. 4.2) ориентацию корабля для выполнения маневра схода с орбиты планировалось производить заблаговременно, еще до входа в тень на 96-м витке. После выхода из тени перед включением СКДУ для выполнения маневра схода с орбиты имеется время, достаточное для визуального контроля ориентации корабля космонавтами.

Вследствие отличного выведения «Союза» на начальную орбиту и точного выполнения маневров формирования монтажной орбиты «Союз» израсходовал при этом маневрировании значительно меньше топлива, чем было предусмотрено. В связи с этим оказалось возможным рассмотреть варианты увеличения длительности полета «Союза» над освещенной Землей непосредственно перед маневром схода с орбиты (после выхода корабля из тени в конце 96-го витка). Такое улучшение режима освещенности возможно обеспечить путем увеличения импульса торможения | ДУ_{сп} | по сравнению с проектной величиной. При увеличении | Av_{en} [дальность траектории снижения уменьшается, поэтому «точка включения СКДУ при фиксированной точке посадки перемещается по орбите вперед по направлению движения. Участок полета от момента выхода из тени в конце 96-го витка до момента включения СКДУ увеличивается, что улучшает условия визуального контроля ориентации корабля.

На основании анализа была разработана следующая схема полета корабля «Союз» на заключительном этапе. На 80-м витке производится небольшая коррекция прохождения трассы первого суточного витка.

Окончательный расчет коррекции делается по измерениям на 76—78-м витках. Коррекция производится в районе проведения в следующие сутки маневра схода с орбиты и является одновременно предспусковым тестом.

Для спуска на 97-м витке в заданный район осуществляется маневр схода с орбиты в конце 96-го витка, при этом орбитальная* ориентация корабля строится на освещенной части 96-го витка (еще до входа в тень) с последующей передачей управления ориентацией гирокомплексу СОУД. Импульс торможения при сходе с орбиты увеличивается с 95 м/с (проектная величина) до 120 м/с. За счет этого увеличивается время полета над освещенной Землей перед включением СКДУ и становится возможным не только контроль космонавтами ориентации корабля после выхода его из тени, но и (при необходимости) ориентирование корабля заново на этом участков ручном режиме работы СОУД. Маневр схода для посадки на 97-м витке окончательно рассчитывается по навигационным измерениям на 93—94-м витках. Витки 98 и 99 было предложено принять в качестве резервных — на случай необходимости переноса спуска с 97-го витка на более позднее время, а также на случай внезапного резкого ухудшения погоды в расчетном районе посадки.

Предложения службы навигации по схеме полета «Союза» на заключительном этапе были утверждены Руководителем полета и приняты к реализации.

В результате расчета параметров коррекции прохождения трассы 97-го витка по навигационным измерениям 76—78-го вит-

ков было определено, что СКДУ должен быть включен в 13 ч 29 мин 00 с 20 июля, величина приращения кажущейся скорости составляет 1,5 м/с, курсовой угол около 180°, тангажный угол около 0° .

Маневр был выполнен точно. Параметры орбиты после выполнения коррекции, вычисленные по навигационным измерениям, приведены в Приложении 1. Для окончательного расчета маневра схода с орбиты был принят вектор, полученный по измерениям на 93—95-м витках (см. Приложение 1).

Расчетные параметры маневра схода корабля «Союз» при спуске на 97-м витке приведены в табл. 27.

Параметр	Значение
Время прохожления терминатора *	•
дата	21.VII
Ч. МИН. С	12.59.43
Время включения СКДУ * вкл	,
дата	21.VII
Ч. МИН. С	13.10.22
Величина приращения кажущейся скорости $I * v_{cn}$, м/с	120
Курсовой угол п>, град	180
Тангажный угол Ф, град	0
Координаты точки включения СКДУ	Ū
широта В, град	2,25 ю. ш.
долгота L, град	2,12 в. д.
высота Я, км	213,2

Таблица 27

В 13 ч 10 мин 22 с 21 июля 1975 г. после выполнения необходимой ориентации была включена двигательная установка корабля «Союз». После отработки заданного импульса корабль был переведен на траекторию снижения, на которой произошло отделение спускаемого аппарата от орбитального и приборного отсеков. В 13 ч 27 мин спускаемый аппарат с космонавтами вошел в плотные слои атмосферы, где начала работать система управления спуском. СУС на всем участке полета в атмосфере работала нормально и обеспечила снижение СА в расчетный район. Во время полета в плотных слоях атмосферы скорость СА была погашена, и па высоте 7 км была раскрыта парашютная система. Высокая точность выхода СА в заданный район позволила экипажам вертолетов поисковой службы обнаружить СА во время снижения на парашюте и вести телерепортаж о посадке СА на Землю. В 13 ч 51 мин сработали двигатели мягкой посадки, и корабль «Союз» оказался на поверхности Земли.

Корабль «Аполлон» продолжал свой автономный полет да 23 ч 28 мин по московскому времени 24 июля. В этот момент была включена его двигательная установка и скорость была уменьшена, в результате чего корабль перешел на траекторию снижения. На этой траектории произошло отделение командного модуля корабля от приборного. Затем командный модуль вошел в плотные слои атмосферы, где его скорость была погашена. 25 июля в 00 ч 18 мин командный модуль корабля спустился на парашютах в океан вблизи Гавайских островов. Здесь ега ожидал спасательный вертолетоносец «Нью-Орлеан». Точное выполнение маневра схода с орбиты и нормальное функционирование системы управления спуском обеспечили высокую точность приводнения командного модуля корабля «Аполлон» в заданном районе акватории Тихого океана. Снижающийся на парашютах командный модуль «Аполлона» был быстро обнаружен спасательными вертолетами.

О процессе снижения «Аполлона» и ходе работ по эвакуации экипажа производился телерепортаж.

Приложение 1

Начальные условия движения и параметры орбит корабля «Союз» на разных этапах полета

В данном приложении приведены параметры орбиты корабля «Союз» (табл. 28), ВС корабля «Союз» для основных решений • (табл. 29) и ВС корабля «Союз», выданные в ЦУП-Х в ходе совместного полета (табл. 30) в соответствии с графиком (см. табл. 10)

В табл. 29 все оскулирующие элементы относятся к эпохе £₃-Заметим, что данные табл. 28 и 29 характеризуют орбиту корабля «Союз» на всех этапах его полета. ВС табл. 30 получены с использованием данных табл. 29 специально для передачи в ЦУП-Х.

	Параметр	ы орбиты корас	ля «Союз»»	
	Номер решения			
	Ι	И	in	IV
Параметр	•	мерный инте	рвал (витки)	
	5-йи6-й	13-16-й	15-17-й	20-22-й
Номер вит-	5—15.VII 1975	13—16.VII 1975	15—16.VII 1975	20—16. VII 1975
•* _э , Ч. МИН. С	21.03.00,017	08.51.58,619	11.49.11,125	19.12.55,393
£ ₂ , град	-76,811	102,748	57,648	-55,284
Я _. , км	195,1	195,2	194,9	224,8
Т, мин 🦾	88,6375	88,6063	88,5985	88,9251
<i>a</i> , KM	6595,1	6593,6	6593,2	6609,3
	126 907	34,10 124,196	123,520	121 825
со, град	24.103	25.944	25.673	357.991
і, град	51,782	51,783	51,782	51,787
#min» ^{км}	193,9	193 ,*9	193,7	224,7
B(«mhi). град	11,472	12,065	11,895	0,000
#пшх' ^{км}	235,6	233,4	232,8	236,5

Таблица 28

191

Таблица 28	3 (продолжение)
------------	-----------------

		Номер решения	
H 0.0	V	VI	VII
П&р&метр	мер	оный интервал (витки	а)
	29-й и 30-й	30-32-й	33-35-й
Номер витка — дата	29—17.VII 1975	30—17.VII 1975	33—17.VII 1975
« _э , ч. мин. с £ _э , град Я _э , км Т, мин <i>а</i> , км e-l0* Q, град со, град ^min» ^{км} Я(^{(*} т1п)' ^г Р ^а Д Я _{тах} , км	$\begin{array}{c} 08.33.10,541\\ 101,079\\ 223,4\\ 88,9069\\ 6608,3\\ 10,18\\ 118,800\\ 356,483\\ 51,788\\ 223,3\\ -0,790\\ 235,9\\ \end{array}$	10.02.04,71178,451224,388,90506608,28,64118,458357,53051,784224,00,578235,6	14.28.47,274 $10,579$ $223,8$ $88,8997$ $6608,1$ $9,26$ $117,446$ $356,843$ $51,787$ $223,7$ $-0,720$ $235,4$
		Номер решения	
	VIII	IX	Х
Пврамегр	мер	рный интервал (витк	и)
	36-38-й	45-47-й	47-49-й
Номер витка —	36—17.VI1 1975	45-18.VII 1975	47—18.VII 1975
f ₀ , ч. мин. с Ь ₃ , град If ₈₇ км Т, мин а, км MO ⁴ Q, град со, град i, град Я _{п1<0} , км	$18.55.29,003 \\ -57,297 \\ 223,5 \\ 88,9222 \\ 6609,1 \\ 11,35 \\ 116,426 \\ 5,214 \\ 51,707 \\ 223,4;$	- 08.15.42,740 99,065 223,2 88,9071 6608,3 10,59 113,394 4,293 51,785 223,1	11.13.31,457 53,812 223,1 88,9023 6608,1 10,35 112,715 5,404 51,784 223,0

ī

ļ

Таблица 28 (окончание)

	Номер решения				
	XI	XII	XIII		
Параметр	M	ерный интервал (вит	ки)		
	61-й и 62-й	68-й я 69-й	77-йи 78-й		
Номер витка — лата	61-19.VII 1975	68—19.VI1 1975	77— 20.VII 1975		
* _э , ч. мин. с	07.57.55,733	18.19.57,181	07.39.22,176 .		
£ ₃ , град	97,142	-61,151	95,409		
Я _э , КМ	221,0	220,4	219,5		
1, МИН	88,8/10	88,8309	88,8132		
а, км е-10*	11.27	0004,0	010		
0 град	107 998	9,29	9,19		
Q, град	7 121	10,373	8 533		
і, град	51 786	51 787	51 786		
#min» KM	220.9	220.3	219.4		
$f(\#min)'^{r}P^{a}$	0.000	0.000	0.000		
# max»	234,6	232,7	231,6		
·	Номер решения				
-1	XIV	XV	XVI		
Параметр	мерный интервал (витки)				
	81-й и 82-й	83-й и 85-й	«3—(5-й :		
Номер витка —	81 -20. VII 1975	83-20.VI1 1b75	93-20.VII 1975		
. дага Го и мин с	13 34 36 262	16 32 05 826	. 07 19 23 459		
Је, ч. мин. с Б град	5 004	-4 017	94 017		
Я. КМ	219.0	218.3	216.9		
Г, мин	88,7474	88,7415	88.7151		
а, км	6600,6	6600,3	6598.8		
в-104	5,90	6,41	6,23		
0	101 015	100 560	97.184		
Q, град	101,245	100,500			
Q, град о, град	101,245 28,893	25,426	23,228		
Q, град о, град *, град	101,245 28,893 51,787	25,426 51,787	23,228 51,785		
Q, град о, град *, град ^min,' ^{км}	101,245 28,893 51,787 213,8	25,426 51,787 213,9	23,228 51,785 212,7		
Q, град o, град *, град ^min,' ^{км} Я(^а т1п)> 'РаД	28,893 51,787 213,8 3,326	25,426 51,787 213,9 3,338	23,228 51,785 212,7 2,946		

7 И. К. Бажвнов, В. Д. Ястребов 193

BC	корабля	«Союз»	для	oc	новных	решений
	ПО	опреде	лени	Ю	орбиты	

· · · ·	Номер решения				
Параметр	, I	II	ill	IV	
	<u> </u>	 	<u> </u>	<u>,</u>	
Номер вит- ка — дата	5—15.VII 1975	13—16.VII 1975	15—16.VII 1975	20—16.VII 1975	
< Э'°	75780,017	31918,619	42551,125	69175,393	
*2» M/C	4228,9597	-4235,8115	-3677,2116	3556,9105	
#2, M/C	1002,8070	-970,20405	2315,8131	2464,0311	
** M/C	6128,1107	6127,4919	6127,4832	6107,5847	
Я?2, М	1499751,3	-1450495,6	3517361,1	3760410,0	
2/2. м	-6399926,7	6411299,5	5552780,4	-5427581,0	
*2 M	0	0	0	0	
$c, M^3/\kappa\Gamma-c^a$	0,0295	0,0315	0,0315	0,0315	

-

	Номер решения				
Параметр	v	VI	VII	VIII	
	· · · ·				
Номер вит- ка — дата	29—17.VII 1975	30—17.VI1 1975	33—17. VII 1975	36—17.V11 1975	
\mathbf{V}^{e}	30790,541	36124,711	52127,274	68129,003	
* ₂ » M/C	-4247,0664	-4239,5852	-794,09664	3641,4615	
#»,. M/c	-831,14518	866,61946	4253,8862	2339,0120	
Z,, M/C	6108,5238	6107,3473	6107,9888	6108,7943	
«2. M	-1268600,3	1321850,2	6489741,1	3566782,4	
2/2, M -	6478566,2	6468821,5	1212091,0	-5555160,8	
Z,, M	0 :	· 0	. 0	0	
c, $M^3/\kappa\Gamma$ -c ²	0,0298	0,0298	0,0298	0,0256	

. •

1	Номер решения			
Параметр	IX	х	XI	XII
Номер вит- ка—дата	45—18.VII 1975	47-18.VII 1975	61—19.VII 1975	68-19.VII 1975
*Э'с	29742,740	40411,457	28675,733	65997,181
*2» M/C	-4273,9686	-3493,6717	-4295,4493	3790,9856
#2» M/C	-682,53733	2554,9550	-539,35266	2089,7991
2 ₂ , M/C	6108,5458	6108,3844	6109, 7£69	6109,5077
X ₂ , M	-1040091,5	3897674,4	-820515,83	3183810,6
Y ₂ » M	6518885,9	5327764,0	6547933,1	—5779674,1
Zo, M	0	~* 0	0	0
$c, M^{8}/\kappa\Gamma.c^{2}$	0,0256	0,0256	0,0256	0,0340 -

Таблица 2	29 ((окончание)
-----------	------	-------------

.

	Номер решения				
Параметр	хіи	XIV	XV	XVI	
Номер В1гг- ка — дата	77-20. VII 1175	81-20.VII 1 ⁽ Л5	83-20. VII 1£75	93-21.VII 1975	
<э>с	27562,176	48876,262	5£525,826	26363,459	
* ₂ » M/C	-4309,9172	—379,75321	2790,5881	—4318,9938	
#2» M/C	-409,11755	4311,8216	3309,3795		
* ₂ . M/C	6109,8535	6108,9509	6109,5436	6109,9303	
*2» M	-621872,02	6572011,5	5040767,2	-462060,56	
ffo M	6568306,2	575424,69	-4254822,7 .	6578855i7,	
*2, M	0	0	· 0	0	
C, M ⁸ /KΓ«C ²	0,0283	0,0283	0,0290	0,0295	
	•	•	,	•	

٩

ВС корабля «Союз», выданные в ЦУП-Х

		ПВ выдач	и, ч.мин	
	-22.00	-22.00	04.20(06.00)	04.20(06.00)
Параметр		Op	бита	
	номинальная монтажная	номинальная монтажная	с расчетным маневром СМ1	с расчетными мансьрами СМ1 и С1\/2
Номер вит- ка — дата	18—16.VII 1975	36-17.VII 1975	4— 15.VII 1975	17—16.VII 1975
<i>t,</i> ч.мин.с <tcb)< td=""><td>13.14.56,810</td><td>15.55.12,055</td><td>17.51.45,705</td><td>12.39.26,621</td></tcb)<>	13.14.56,810	15.55.12,055	17.51.45,705	12.39.26,621
 c, M⁸/κΓ-c² a?2, M 2/2» M 2. M *2» M/C 1/2» M/C *2» M/C 	0,0300 6504865,4 -1135100,1 0 743,44070 4260,6941 6108,7117	0,0300 3582501,7 -5544272,5 0 3633,7639 2347,8585 6109,6638	0,0295 1536695,0 5222471,9 3703456,5 4393,4411 4302,8914 4276,8941	0,0295 5362933,3 2328860,7 3067182,4 4363,8648 '3560,5053 4921,7647
-	l		(
	l	ПВ выдач	и, ч.мин	· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·
	07.00	10.00	10.00	30.50
Параметр	1	Ор	бита	
	о расчетными маневрами GM1 и GM2	текущая	с расчетным маневром СМ2	текущая
Номер вит- ка — дата	36-17,VII,1975	8—15.VII 1975	18—16.VII 1975	36—17.VII 1975
<i>t</i> , ч. мин. с (ГСВ)	15.55.11,891	22.28.54,065	13.15.04,553	15.55.24,058
(1Cb) c, $M^8/\kappa\Gamma$ -c ² * ₂₁ M Y2> M 22> M * ₂₋ M/C & M/C *2> M/J5	$\begin{array}{c} 0,0295\\ 3572772;0\\5550582,0\\ 0\\ 3639,3687\\ 2342,4316\\ 6108,2496\end{array}$	$\begin{array}{c} 0,0295\\ -5350406,6\\ -3818014,4\\ 0\\ 2534,0333\\ -3531,0567\\ 6128,2017\end{array}$	$\begin{array}{c} 0,0295\\ 6502359,1\\1149385,7\\ 0\\ 753,10805\\ 4260,8220\\ 6107,2960\end{array}$	0,0315 3569027,6 5553242,7 0 3641,0810 2339,3366 6108,2079
	<u> </u>	i		<u> </u>

.

	Та	блица 30 (оконча	ание)	···· · · · · · · · · · · · · · · · · ·
·	ļ	ПВ выдач	и, ч.мин	
	45.45	47.45	53.00	' 73.80
Параметр		Ор	бита	
	текущая	текущая	текущая	текущая
Номер вит- ка — дата	34—17.VII 1975	36—17.VII 1975	38—17.VII 1975	52—18.VII 1975
<i>t,</i> ч.мин.с (ГСВ)	12.57.41,240	15.55.28,365	18.53.16,035	15.38.00,908
$c, M^{3}/\kappa\Gamma \ll c^{2}$ * ₂ , M 2/2. M 2 ₃ , M	0,0298 6455695,7 —1377207,7 0	0,0298 3567770,6 -5554631,6 0	0,0298 	0,0256 3369862,8 -5675724,8 0
*2, M/C ,г/2. м/с 3⇔» М/С	903,39263 4232,3498 6109,1411	3641,2732 21338,3813 6107,9348	4224,7110 —939,52123 6108,0005	3721,4419 2210,3574 6108,7970
	<u> </u>	ПВ выдач	и, ч.мин	
	95.00	102.00	121.00	140.20
Параметр		. Op	бита -	· · ·
- -	текущая	текущая	текущая	текущая
Номер вит- ка — лата	66—19.VII 1975	70—19.VII 1975	83— 20. VII 1975	96-21.V1I 1975
£, ч.мин.с (ГСВ)	12.22.15,574	18.17.36,749	13.32.05,798	08.45.31,729
(1 CB) c, $M^3/K\Gamma \ll^2$ \ll_2 , M 2/2. M S_2 . M *2. M/C #2. M/C Z_2 , M/C	$\begin{array}{c} 0,0256\\ 6345137,0\\ -1812166,4\\ 0\\ 1187,7595\\ 4163,0156\\ 6109,9941\end{array}$	$\begin{array}{r} 0,0340 \\ -1859155,5 \\ -6330979,0 \\ 0 \\ 4154,0838 \\ -1218,5419 \\ 6109,4690 \end{array}$	0,0283 5041241,9 -4254948,6 0 2790,3457 33091,2866 6109,0712	$\begin{array}{c} 0,0295\\ 5^{12569,3}\\ 2920337,0\\ 0\\ -1919,1381\\ 3881,3080\\ 6110,5328\end{array}$

.

,

.

Приложение 2

Начальные условия движения и элементы орбит корабля «Аполлон» на разных этапах полета

В данном приложении приведены векторы состояния корабля «Аполлон», выданные в ЦУП-М в ходе совместного полета (табл. 31), и соответствующие этим векторам элементы орбиты (табл. 32).

В табл. 31 времена векторов состояния в основном совпадают с временами их выдачи, как это и было предусмотрено (см. примечание к табл. 11). В отдельных случаях (выдача в 35.00, 40.00 и 47.30 ПВ — вторая выдача) допускались отступления от этого правила, которые не имели принципиального значения и не создали никаких дополнительных трудностей для специалистов навигационной службы ЦУП-М,

В связи с тем, что расчет элементов орбиты по векторам состояний корабля «Аполлон» (см. табл. 31) производился в ЦУП-М, в табл. 32 приведены элементы орбиты, используемые в СССР.

В отличие от табл. 29 в табл. 32 вместо величин Я_тщ и Ятах приведены экстремальные высоты относительно сферы радиуса R=6378160 м HR mm и Яд_{тах}- Это позволяет произвести сравнение фактических экстремальных высот с их номинальными значениями (см. табл. 9) после соответствующих маневров.

ВС корабля «Аполлон», выданные в ЦУП-М

		ИВ выдачи, ч.мин	
	И.СО		21.30
Параметр	*	Орбита	
	после выведения и маневра отделения	после маневров NC1 и NPC	текущая
Номер реше- ния — дата	I—15.VII 1975	И—16.VII 1975	III—16.VII 1975
<i>t,</i> ч. мин <ГСВ)	22.50	04.20	09.50
с, м ³ /кГ-с ²	0,01997	0,02030	0,02030
#2» ^M	-3599806,0	787870,00	-3306734,0
2/2» M	-4666137,0	4788819,0	-5292323,0
S ₂ , M	2810484,0	-4400415,0	-2145791,0
^_, M/C	5402,7018	-5626,7099	4946,4211
#2* M/C	-1070,2103	3835,9909	-806,04978
2 ₂ , M/C	5137,7016	3195,0551	-5542,4670

		HD	
		ПВ выдачи, ч.мин	
	35.00	40.00	47.30
Параметр		Орбита	
	текущая после маневра РGM	текущая	о расчетным маневром NG2
Homep petter HUM — Дата *, ч.МИН (ГСВ) <i>c</i> , м ³ /κΓ-c ² #2» ^M 2/2» M «a, M *2, M/C &. M/C * ₂ , M/C	IV—16.VII 1975 23,10 0,02038 3736901,0 4158817,0 -3484035,0 -5809,7901 1401,3701 -4496,8403	y—17.VII 1975 04.10 0,02038 -3811433,0 5301419,0 496809,00 -3288,7158 -2920,7705 6117,6520	VI-17.VII 1975 13.20 0,01696 1465539,0 37W 401,0 5147444,0 -7082,8378 2443,3225 240,21884

Таблица 31	(окончание)
------------	-------------

· · ·

	<u> </u>	ПВ выдачи, ч.мин							
	47.90	47.30	53.00	64.30					
Параметр		Орбита							
	с расчетными маневрами NG2 и NGG	с расчетными маневрами NG2, NGG и NSR	• текущая	текущая					
									
Номер реше-	VII—17.VII	VIII—17.VII 1975	IX-17.VII	X—18.VII 1975					
ния — дата <i>t</i> , ч. мин (ГСВ)	13.50	14.20	17.20	04.20					
c, $M^{/\kappa}\Gamma$ -c ²	0,01702	0,01704	0,02328	0,02352					
а? ₂ » м	-60117514,0	3844089,0	4309,0000	-858293,0					
2/2» M	587487,00	-4765439,0	-6411238,0	-5398442,0					
* ₂ , M	-2595378,0	—2415274,0	—1574114,0	. 3701739,0					
* ₂ » M/C	1789,3624	5023,0886	4485,2896	4887,7444					
ft. м/с	-4996,8660	1308,1311	-1425,0285	-3710,5825					
*2. M/C	—5290,2479	5407,4610	5818,6172	-4272,1609					
			4						

		ПВ выдачи, ч	і.мин	
	88.30	106.00	111.00	136.00
Параметр	·	Opé	бита	
	текущая	текущая	текущая	текущая
Homep peme- Huя — дата (, ч.мин (ГСВ) 2, м»/кΓ-c ² (?2» M 2, M	XI—19.VII 1975 04.50 0,02352 1255135,0 5864600,0 —2754491,0 —4251,0349 3340,4476 5172,8829	XII—19.VII 1975 23.50 0,02392 1142953,0 3933759,0 —5173680,0 —7275,7615 1659,0639 —347,21881	XIII-20.VII 1975 03.22 0,02392 4602179,0 2935020,0 3706876,0 466,54841 6127,5405 4264,3908	XIV—21.VII 1975 04.22 0,01981 -728716,00 6545155,0 435242,00 -4267,8959 -883,67412 6085,5609

ï

Параметры	орбиты	корабля	«Аполлон»	

	Номер решения					
Параметры	I	И	in			
Номер обо- рота (вит- ка) * — дата	3(8)— 16. VII 1975	6(11)— 16. VII 1975	10(15)-16.VII 1975			
£ _Q , Ч. МИН. С	01.41.55,830	06.05.51,576	11.59.37,297			
L ₉ , град	-147,685	145,142	55,099			
Я, км	153,1	172,5	171,8			
Т, мин	87,604&	88,4484	88,4275			
а, км	6544,4	6585,9	6584,7			
€ 10*	21,30	57,46	• 56,39			
Q, град	125,957	124,947	123,586			
<о, град	19,851	338,267	339,492			
1, град	51,785	51,799	51,797			
^Rmin» км	150,8	168,8	168,5			
^я лтах» ^{км}	167,6	233,4	231,8			

÷

	Номер решения					
Параметры	IV	V	VI			
Номер обо- рота (вит- ка) * — дата	18(24)— 17. VII 1975	22(28)—17.VII 1975	27(34)— 17.VII 1975			
*, ч.мин.с	01.15.16,854	07.08.39,044	15.58.33,866			
<i>L</i> _o , град	-147,437	122,619	-12,265			
Я _, , км	169,9	169,0	166,1			
Т, мин	88,3575	88,3313	88,0444			
«, KM	6581,3	6580,0	6565,9			
«•10*	52,70	51,92	33,05			
Q, град	120,510	119,150	- 117,108			
<о, град	343,743	343,945	355,341			
ř, град	51,792	51,792	51,795			
^Rmin» ^{км}	167,8	167,0	165,8			
^я Ятах»	225,8	223,9	197,1			

<u>.</u> .	Номер решения						
Параметры	VII	VIII	IX	X			
Номер обо-	27(34)—17.VII	27(34)—17.VII	29(36)-17.VII	37(44)—18.VII			
рота (вит-	1975	1975	1975	1975			
ка) * — дата * ₉ , ч. мин. с f град	15.58.26,922 -12.235	15.58.19,246 	18.55.28,330 57 287	06.46.48,178			
Я _э , км Т, мин	12,233 199,0 88,3948	204,5 88,5263	223,8 88,8924	223,7 88,9090			
а, км	6583,2	6589,6	6607,6	6608,5			
€10*	13,13	10,71	8,65	10,04 [°]			
со, град	45,9	353,832	0,676	3,140			
*, град	51,793	51,792		51,785			
[^] Rmin» ^{км}	190,7	202,4	221,4	221,9			
^я Ятах» ^{км}	202,9	206,5	223,8	225,1			

Таблица 32 (окончание)

.

	Номер решения						
Параметры	XI	XII	XIII	XIV			
Номер обо- рота (вит- ка) * — дата	52(60)—19.VII 1975	64(73)-20.VII 1975	67(76)—20. VII 1975	82(93)—21. VII 1975			
£, ч.мин.с	06.29.03,089	01.44.10,445	06.10.43,555	07.20.48,648			
£, град	119,755	-174,205	117,964	93,668			
#, км	221,7	222,7	222,4	222,1			
Т, мин	88,8725	88,8532	&8,8479	88,8150			
я, км	6606,7	6605,8	6605,4	6603,8			
e.10 ⁴	10,32	7,74	7,74	.6,74			
Q, град	108,331	103,942	102,932	97,190			
о>,град	5,848	17,200	16,995	37,230			
і, град	51,784	51,787	51,786	51,782			
^R DTIII KM	219,8	218,0	217,7	214,6			
^Дтах»	223,5	222,8	222,5	222,5			

• Номер оборота для корабля «Аполлон» (витка — для корабля «Союз»).

Трассы полета кораблей «Союз» и «Аполлон»

В данном приложении на рис. 34—38 приведены проектные трассы соответственно корабля «Союз» для первых двух суток полета и корабля «Аполлон» от выведения до стыковки и в день посадки.

Трассы нанесены на меркаторских проекциях карты мира, причем на одном листе — трассы для одних суток полета (примерно 16 витков). Для последнего дня полета «Аполлона» приводятся трассы витков этого дня, включая посадочный виток.

На картах указаны также зоны видимости станций слежения СССР и США, условия освещенности (жирная линия — тень на орбите, тонкая линия — корабль освещен) и номера витков "(оборотов — для корабля «Аполлон»). Кроме того, отмечены точки трасс, соответствующие точкам орбиты, в которых происходят основные события в соответствии с программой совместного полета: выведение, маневры, стыковка и т. п.





и — маневр СМ2 церег ССопоан; 2 — «Сопоан на 1 — ент маневра «Аполлона» ОО Рыс. 25. Трассы полете . — на «Союз» от 17-го до 31 — витва



ļ



-старт «Аполлона., 2 — выведение; 5 — Оу×кач на момент вы≤щения «Аполлона»; 4 — начало перемещения, стыковки и гавлет стыновочного монуля; 5 д манене перода «Аполлона» 58 круговую орбиту; 6 – маневр NC1; 7 – манев DPC; -«Аполлон» в момент перех 🔔 «Союза» в друговую орбату





ожневр NC2; 3 — комби⊘рования со ррекция NCC; 4 — максёр NSR; 5 — начало консч≍о?о учаОл⊃ сближения (TPI); 6 — маневр — можения (TPF); 7 — начало зависания; 8 — стыковка; 9 — начало орвого перехода жиланос -1 -- Maherp PCM; 2





Приложение 4

Последовательность навигационных событий для второй — пятой стартовых возможностей корабля, «Аполлон»

Таблица 33

Последовательность событий для второй стартовой возможности «Аполлона»

	Момент события			Population:	
Событие	ПВ «Союза», ч. мин	ПВ «Аполло- на», ч. мин	Суммар- ное Ду , м/с	апогей — перигей, км/км	Фаза Ф, град
Старт «Союза» Выведение «Союза»	$\begin{array}{c} 00.00\\ 00.00\end{array}$	$-31.05 \\ -30.56$	—	228/188	
CM1 CM2 CTapt «Anomora»	06.02 24.26	-25.03 -06.39	1,5 13,2	228/188 225/225	— . — '
Спарт «чисклопа» Выведение «Аполлона» Извлечение стыковочного	31.15 32.19	00.00 00.10 01.14	·	167/150 167/150	4 3, 8 40,4
модуля Уход «Аполлона» от S-IVB АСМ NC1	33.39 34.50 36.47	02.34 03.45 05.42	1,0 6,3 15 7	167/150 167/167 218/169	35,2 30,8 24,7
NPC . NC2 NCC	37.53 48.34 49.18	06.48 17.29 18.13	0,0 8,4 11.3	218/169 218/169 186/167 205/186	23,4 4,2 2 3
NSR ТРІ Начало торможения	49.55 50.54 51.23	18.50 19.49 20.18	7,2 6,7	205/204 225/205 225/223	1,3 0,3 0.02
Начало зависания Стыковка Первая расстыковка	51.25 51.31 51.55 95.42	20.18 20.27 20.50	— — —	223/223	0,02 0,0 0,0
Окончательная расстыковка Уход «Аполлона» от «Союза» Сход «Союза» с орбиты	93.42 98.59 103.44	67.59 72.39	$\overline{0,7}$	218/218 219/218 219/218 215/	0,0 0,0 0,0
Приземление «Союза» Отстрел стыковочного мбду-	141.46 142.31 222.58	110.41 111.26 191.53	95,0 	213/-	$\frac{2,8}{-}$
Отделение КСМ от СМ Стабилизация орбиты КСМ Сход КСМ с орбиты	223.33 228.00 247.53	192.28 196.55 216.48	6,3 6,2 58,4	246/209 231/209 212/14	0,02 2,9
Приводнение «Аполлона»	248.33	217.28	<u> </u>		—

Последовательностьсобытий для третьей стартовой возможности «Аполлона»

-	Момент события			Dearran	•	
Событие	ПВ «Союза», ч. мин	ПВ «Аполло- на», ч. мин	Суммар- ное Av , м/с	гезультат. апогей — перигей, км/км	Фаза Ф, град	
		54.40		·	· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	
Вывеление «Союза»-	· 00.00	-54.40		228/188		
CM1	06.09	-34.32	15	220/100	. —	
CM2	24.26	20.14	13.2	226/100		
Стлрт «Аполлона»	54 40	-30.14	15,2		— .	
Вывеление «Аполлона»	54 50	00.00	_	167/150	14 1	
Извлечение стыковочного модуля	55.54	01.14	—	167/150	10,7	
Уход «Аполлона» от S-IVB	57.14	02.34	1.0	167/150	5,8	
ACM	58.26	03.45	6,3	167/167	1,5	
NC1	60.23	05.43	40,5	303/169	-4,5	
NPC	61.29	05.49	0,0	303/169	-4,0	
NC2	72.16	17.36	33,9	185/168	4,2	
NCC	73.01	18.21	10,4	202/184	2,3	
NSR	73.38	18.58	7,1	202/202	1,3	
TPI	74.37	19.57	6,7	223/203	0,3	
Начало торможения	75.08	20.26	18,3	220/220	0,02	
Начало зависания	75.15	20.35	_	220/220	0,0	
Стыковка	75.38	20.58	—	220/220	0,0	
Первая расстыковка	119.24	64.44		218/217	0,0	
Окончательная расстыковка	122.20	67.40	—	218/215	.0,0.	
Уход «Аполлона» от «Союза»	127.19	72.39	0,7	219/219	0,0	
Сход «Союза» с орбиты ^	141.46	87.05	95,0	215/—	o,a	
Приземление «Союза»	142.31	87.51	—	_	—	
Отстрел стыковочного модуля	246.38	191.58	0,3	210/207	0,0	
Отделение КСМ от СМ	247.13	192.33	,6,3	228/207	0,02	
Стабилизация брбиты КСМ	251.40	197,00	6,2	207/208	2,9	
Сход КСМ с орбиты	271.33	216.53	58,4	208/37	1 —	
Приводнение «Аполлона»	272.12	217.32	-	-	-	
_	j · ·				· ·	

Последовательность событий для четвертой стартовой возможности «Аполлона»

•

	Момент события				
Событие	ПВ «Союза», ч. мин	«Аполло- на», ч. мин	Суммар-' ное . 1 Av 1, м/с	Результат: апогей- перигей, км/км	Фаза Ф, град
Старт «Союза» Выведенце «Союза» СМ1 СМ2 Старт «Аполлона»	00,00 00.09 03.02 24.26 78.15 78.25	-78.15 -78.06 -72.13 -53.49 00.00 0010	- 1,5 13,2 -	228/188 228/188 225/225	— — — — —
Извлечение «Аполлона» Извлечение стыковочно- го модуля Уход «Аполлона» от	79.39	01.14	 :L_	167/150	—15,5 —16,6
S-IV B AHM ACM NC1 NPC ISTC2	80.49 81.18 82.02 84.01 85.07 95 59	02.34 03.03 03.47 05.46 06.52	1,0 18,6 23,3 17,8 0,0 31,7	167/150 229/150 228/228 292/229 292/229 229/183	$\begin{array}{r} -21,4 \\ -23,3 \\ -24,4 \\ -23,4 \\ -21,8 \\ 2,9 \end{array}$
NCC NSR TPI Начало торможения	96.43 97.20 98.19 98.48	17.44 18,28 19,05 20,04 20,33	8,0 7,8 6,7 18,3	220/183 201/183 200/200 220/202 220/217	2,3 2,3 1,3 0,3 0,02
Начало зависания Стыковка Первая расстыковка	98.57 99.20 120.53	20,42 21,05 42.38		220/217 219/218 216/216	$0,0 \\ 0,0 \\ 0,0 \\ 0,0$
Окончательная рассты- ковка Уход «Аполлона» от	123.49	45.34	—	216/216	0,0
«Союза» Сход «Союза» с орбиты Приземление «Союза»	128.48 141.46 142.31	63.31 64.16	0,7 95,0 —	216/216 215/- —	0,0 0,7 —
Отстрел стыковочного модуля Отделение КСМ от СМ	246.38 247.13	168.23 168.58	0,3 6,3	210/205 226/205	0,0 0,02
стаоилизация ороиты КеМ Сход КСМ с орбиты Приводнение «Аполлона»	251.40 271.33 272.12	173.25 193.18 193.57	6,2 58,4 —	204/204 206/37 —	2,9 — —

	Момент события		Суммарное	Результат:	Фаза
Событие	ПВ «Сэюза», ч. мин	ПВ «Аполло- нал, 4. мин	, Ду], _{м/с}	апогей- перигей, км/км	Ф, град
Старт «Союза»	00.00	-101.49	_	·	-
Выведение «Союза»	00.09	-101.40	<u> </u>	228/188	—
CM1 .	06.02	-95.47	1,5	228/188	—
CM2	24.26	-77.23	13,2	225/225	_
Старт «Аполлона»	101.49	00.00	—	—	—
Выведение «Аполлона»	101.59	00.10	—	167/150	-42,4
Извлечение стыковочно-					
го модуля	103.03	01.14	—	167/150	-45,7
Уход «Аполлбна» от	104.22	02.24	1.0	1(7/150	50.2
S-IVB	104.23	02.34	1,0	16//150	-50,5
AHM	105,23	03.34	22,2	228/165	-33,7
NCI	106.07	04.18	63,6	384/22/	-54,5
NPC	107.13	05.24	0,0	384/22/	-30,3
NC2	118.12	16.23	58,8	227/181	2,9
NCC	118.56	17.07	8,9	197/179	2,2
NSR	119,33	17.44	6,1	199/198	1,3
TPI	120.32	18.43	6,7	218/200	0,3
Начало торможения	121.01	19.12	18,3	216/216	0,02
Начало зависания	121.10	19.21	_	216/216	0,0
Стыковка	121.33	19.44	—	216/215	0,0
Первая расстыковка	129.00	27.11	—	216/215	0,0
Уход «Аполлона» от	120.01	27.12	1.0	217/21(0.0
«Союза»	129.01	27.12	1,0	21//210	0,0
Сход «Союза» с ороиты	141.40	39.57	95,0	215/—	1,2
Приземление «Союза»	142.31	40.42	_	_	
Отстрел стыковочного	246 38	111 10	. 0.3	206/202	0.0
МОДУЛЯ	240.30	145.24	6.2	200/202	0,02
	247.13	143.24	0,5	223/204	0,02
КСМ .	251.40	149.51	6.2	202/202	2.9
Схол КСМ с орбиты	271.33	169.44	58.4	203/37	
Приволнение «Аполлона»	272.12	170.23			<u></u>
		1.0.20			
				í	

•

Последовательность событий для пятой стартовой возможности «Аполлона»

Приложение 5

Правила по изменению временного графика обмена векторами состояния между Центрами для основных нештатных ситуаций

	Изменения временного графика передачи ВС					
Номер не- штат- ной ситу- ации	Номер изме- няемой выда- чи	ВС «Союза»	Времена выдачи ВС <ПВ) ч. мин	Номер витка «Союза», которому соответ- ствует ВС	Примечание	
1	1 Перенос маневра СМ1 на 5-й виток (1-я стартовая «Аполлона»)					
	3 4 5	Орбита с расчетным СМ1 Орбита с расчетными СМ1 и СМ2 Орбита с расчетными СМ1 и СМ2 Текущая орбита Орбита с расчетным СМ2 Низкое выведение. Ис	6.00 6.00 7.00 11.20 11.20	6 или 7 18 или 19 36 8 или 9 18 или 19 дополните	GM1 на 5-м витке CM1 на 5-м витке CM2 на 17-м витке Прогноз предыдуще- го вектора Далее по штатному графику	
		подъема	орбиты ра	анее 4-го в	итка	
2a		1-я стартова	я возможн	юсть «Апол	лона»	
	2				Выдача в 4.20 не производится	
	3	Орбита с расчетным СМ1	6.00	6 или 7	СМ1 на 5-м витке	
		Орбита с расчетными СМ1 и СМ2	6.00	18 или 19		
. ,	4	Орбита с расчетными СМ1 и GM2	7.00	36	Прогноз предыдуще-	
	5	Текущая орбита Орбита с расчетным СМ2	11.20 11.20	8 или 9 18 или 19	Далее по штатному графику	

Таблица 37

.

.

Номер не- штат- ной ситу- ации	Номер изме- няемой выда- чи	ВС «Союза»	Времена выдачи ВG (11В), ч. мин	Номер витка «Союза», которому соответ- ствует ВС	Примечание				
26		2-я стартовая возможность «Аполлона»							
-	2	Орбита с расчетным СМ1 Орбита с расчетными СМ1 и СМ2	6.00 6.00	6 или 7 18 или 19	Выдача в 4.20 не производится СМ1 на 5-м витке GM2 на 17-м витке Если СМ 1 на 17-м витке, то выдается				
_	5 6	Текущая орбита Орбита с расчетным GM2 Орбита с расчетным CM2	24.00 24.00 28.00	18 или 19 18 или 19 22	орбиты При проведении СМ2 на 18-м витке Далее по штатному графику				
3		Перенос маневра СМ1 на 6-й виток (2-я стартовая возможность «Аполлона»)							
	5	Текущая; орбита Орбита с расчетным СМ2 Орбита с расчетным СМ2	24.00 24.00 28.00	18 или 19 18 или 19 22	При проведении СМ2 на 16-м витке Далее по штатному графику				
4	Пер	Перенос СМ 1 на 17-й виток (2-я стартовая возможность «Аполлона»)							
	5	Текущая орбита Орбита с расчетным СМ2	10.00 [°] 24.00	8 22	Выдача в 28.00 не производится. Далее по ^татному гра- фику				
5		Перенос СМ2 на 18-й виток, СМ1 на 4-м витке (1-я стартовая возможность «Аполлона»)							
	1	Все выдачи по штатному графику							

Таблица 37 (продолжение)

Номер, не- штат- ной си- туации	Номер изме- няемой выда- чи	вС «Союза»	Времена выдачи ВС (ПВ), *ч. мин	Номер витка «Союза», которому соответ* ствует ВС	Примечание			
-6	Перенос СМ2 на 19-й виток, СМ1 на 4-м витке (1-я стартовая возможность «Аполлона»)							
	8	Текущая орбита	30.50— 32.30	36	Далее по штатному графику			
7	Перенос СМ2 на 19-й виток, СМ1 на £-м витке (2-а стартовая возможность «Аполлона»)							
	6 7	Орбита с расчетным СМ2	28.00	22	Выдача в 29.30 не производится. Далее по штатному графику			
·^ 8	Нештатное выполнение СМ1 на 4-м витке							
	5	Текущая орбита Орбита с расчетным СМ2	11.20 11.20	8 или 9 18 или 19	Далее по штатному графику			
9	Перенос Старта «Аполлона» на 3, 4 или 5-й день. Решение о переносе принято до завершения «Союзом» формирования монтажной орбиты							
9a	«Союз» понижает высоту монтажной орбиты в номинальное время							
		:			Штатный график обмена			
96	«Союз» понижает высоту монтажной орбиты на 19-м витке							
	8	Текущая орбита	32.30	23 или 24	Далее по штатному графику			

Таблица 37 (продолжение)

,

.
Помер не* штат- ной ситуа- ции	Номер изме- няемой выда- чи	ВС «Союза»	Времена выдачи ВС (ПВ), ч. мин	Номер витка «Союза», которому соответ- ствует BG	Примечание				
9в	«Союз» переходит через сутки на монтажную орбит номинальной высоты или пониженной								
	10 11 11	Орбита с расчетным СМ2 Орбита с расчетным СМ2 Текущая орбита	47.45 51.30 55.00	35 38 39	При проведении маневра GM2 на 34-м витке для 3-го дня старта Для 4-го и 5-го стар та. Далее по штат- ному графику				
10	о п орби	Перенос старта «Аполло ереносе принято после иты. «Союз» понижает в	она» на 4- завершени зысоту мог	й или 5-й д я формиро нтажной ор	день. Решение вания монтажной биты через сутки				
	10 11	Орбита с расчетным СМ2 Текущая орбита	47.45 55.00	36 39	Далее по штатному графику				
И		Старт «Союза» № 2 после запуска «Аполлона»							
На		Вариант сближения М-30 (2 сут состыкованного полета)							
	1 2	Номинальная мон- тажная орбита	-1.00	36	Выдача в 4.20 (ПВ «Союза» № 2) не про- изводится, Далее по штатному графику для 1-го дня старта				
116	·	Вариант сближения М-	-14 (2 сут	состыкован	ного полета)				
_	1 2	Номинальная монтаж- ная орбита Орбита с расчетным СМ1 Орбита с расчетными СМ1 и СМ2	-1.00 6.00 6.00	20 5 или 6 17 или 18					
	3	Текущая орбита Орбита с расчетным СМ2	10.00 10.00	8 20					

Таблица 37 (продолжение)

÷

Номер не- штат- ной ситуа- ции	Номер изме- няемой выда- чи	ВС «Союза»	Времена выдачи ВС(ПВ), ч. мин	Номер витка «Союза», которому соответ- ствует ВС	Примечание		
			•				
	4	Текущая орбита	30.50	23			
	5	Текущая орбита	45.45	33			
	6	Текущая орбита	53.00	37			
	7	Текущая орбита	73.30	51			
	8	Текущая орбита	93.00	64			
Ив	В	ариант сближения М-14	4 (1 сут со	остыкованно	ого полета)		
	1			[
	, 1	тажная орбита	_1.00	20			
	2	Орбита с расчет-	1.00				
	· .	ным GM1	6.00	5 или 6			
		Орбита с расчет-					
	l l	ными GM1 и GM2	6.00 j	17 или 18			
	3	Текущая орбита	10.00	8			
		Орбита с расчет- ным GM2	10.00	20	!		
	4	Текущая орбита	30.50	23			
	5.	Текущая орбита	45.45	33			
	6	Текущая орбита	53.00	37			
	7	Текущая орбита	69.20	48			
Иг	Вариант сближения М-13 (7,5 ч состыкованного полета)						
	1	Номинальная мон-					
	1	тажная орбита	-1-00	19			
	2	Орбита с расчетным					
		CM2	6.00	5 или 6			
•		СМ1 и СМ2	6.00	17 141114 19			
	3	Текущая орбита	9.20	8			
	Ĩ	Орбита с расчетным		· -			
· 1		CM2	9-20	19			
	4	Гекущая орбита Текущая орбита	30.50	23			
		текущая оронта		J 35	Į –		

Таблица 37 (окончание)

П р и м е ч а н и я. 1. Времена выдачи BG и витки, которым они соответствуют, могут быть скорректированы в зависимости от конкретной ситуации в ходе полета. Однако эта коррекция может быть с не л а на только по согласованному решению Руководителей полета. 2. В любой нештатной ситуации выдача BG перед маневром «Аполлона» NC2 должна производиться не позднее чем за 2 ч до указанного маневра. 3. Для расчета времени старта «Союза» № 2 американская сторона передает в советский Центр управления за 2 и 4 ч до запуска прогнозируемый BG «Аполлона» приблизительно на мо-мент запуска и прогнозируемый BG «Аполлона» на момент встречи.

Приложение 6

Некоторые баллистические ТВ-форматы, используемые в ЦУП-Х

В разделе 6.7 подробно описаны баллистические ТВ-форматы, используемые для ВО полета кораблей. Форматы, имеющие номер MSK 0047, 0056, 0059, 0067 и 0347 (два числа справа от названия формата), приведены соответственно в табл. 38—42. Заметим что названия ТВ-форматов достаточно условны и, как правило, не имеют русских эквивалентов. Некоторые обозначения форматов являются служебными и используются персоналом ЦУП-Х для идентификации, установления некоторых характеристик форматов по времени, используемому ВС корабля, и т. п. К таким обозначениям относятся, например, номера слева от названия формата (S7066 в табл. 38, S7477 в табл. 39 и т. п.), времена РЕТ 001:14:24:47 и др. в табл. 38, GMT 198:12:28:43 и др. в табл. 39, номера страниц РАGE 30F3 в табл. 39, индексы используемых ВС, а именно VID M 16 для «Аполлона» (CSM), VID M 17 для «Союза» (OVVS) в табл. 38 и т. д.

Некоторые данные в самих таблицах также достаточно условны. Например, в табл. 38 первый столбец СОДЕ содержит условные коды маневров, в табл. 39 последний столбец не имеет смысла, он использовался лишь при полетах кораблей «Аполлон» на Луну. В остальном данные приведенных ТВ-форматов легко могут быть расшифрованы, если воспользоваться пояснениями, приведенными в разделе 6.7. ТВ-экраны пультов и соответствующие копии ТВ-форматов на специальной бумаге имеют примерно размер стандартного листа (21 х 28 см).

S7066 CSM VID M PETAV 001: 23	FDO MISSION 16 PET 001 3 : 30 : 00 L/C	PLAN TAE :14 : 24 : 47 <i>L/W</i>	O PETAV 0	0047 0047 OWS VID M 17 FAV 002 : 03 : 35 : 00		
CODE	PETBI	AT_	AV	AVREM	^a	^h Р
CCSE01FC	002:00:31:12.0	00.43.57	38.5	715	102.4	91.5
CCSE02G1	002:01:15:09.0	00.27.00	36.4	683	112.1	99.9
CCSE03C2	002:01:52:09.0	01:00:56	23.7	664	113.3	113.0.
GCSE04FG	002:02:53:05.0		22.1	648	123.8 [.]	113.3

Таблица 38

Таблица 39

S7477 GMT PRT

PREDICTED SITE ACQUISITION TABLE CSM 98 : 12 : 28 : 43 PAGE 30F3 VIDM 048 : 08 : 43 GMTR 196 :12 : 20 : 00 $198 : 12 : 28 : 43 \\ 048 : 08 : 43$

0056 0056 16 VEH CL ELE <£ 0.0

REV	SITE	PETAOS	PETL03	MAXEL	AGOLOS
31	SP1C	054:43:43	054:51:26	54.7	198:01:45:45
31	NFLS	054:45:11	054:52:53	49.3	198:01:45:20
31	MADS	054:56:08	054:59:46	5.5	197:22:50:0B
31	EVTC	054:59:55	055:06:44	14.1	000:00:00:00
31	TBLC	055:02:44	055:08:19	6.1	000:00:00:00
31	VANS	055:48:10	055:55:01	12.1	197:22:11:20
31	MLAC	056:11:59	056:16:22	2.8	198:03:16:41
31	MILS	056:12:54	056:15:30	2.9	198:03:16:23
31	ROSS	056:13:36	056:15:41	15.8	198:03:12:50
32	SP1C	056:16:24	056:23:39	17.2	198:01:45:45
32	NFLS	056:17:37	056:25:11	28.3	198:01:45:20
32	MADS	056:27:39	056:31:53	23.0	197:22:50:'05
32	TANG	056:47:08	056:53:10	8.5	197:21:38:34
32	TANS	056:48:59	056:51:42	8.5	197:21:37:08
32	ORRS	057:10:39	057:14:05	1.6	198:01:04:40
•32	VANS	057:20:31	057:26:55	9.1	197:22:11:20
32	GDSS	057:38:29	057:44:53	86.7	197:22:29:27
33	SP1C	057:49:31	057:56:17	11.3	198:01:45:45
33	NFLS	057:50:17	057:57:46	26.5	198:01:45:20
33	MADS	058:01:30	058:05:05	12.7	197:22:50:06
33	TANC	058:19:17	058:25:16	7.8	197:21:38:34
33 :	ORRS	058:41:43	058:49:01	18.8	198:01:04:40
33	CTNC	058:54:04	059:01:45	84.3	196:00:35:54
33	KPTC	059:01:11	059:08:41	29.2	198:01:23:09

Таблица 40

· A8076

VID M

GMTR

PREDICTED ATS ACQUISITION DISPLAY VID M 16 TARGET EPH TR 196:12:20:00 VEH EPH

0059

CL

0059

WS

REV	PETAOS	PETLOS
26 27 28 29 30 31 32 33 34 35	$\begin{array}{c} 047:30:00\\ 048:22:29\\ 049:56:03\\ 051:33:20\\ 053:11:22.\\ 054:46:28\\ 056:19:36\\ 057:51:58\\ 059:24:27\\ 060:58:02 \end{array}$	$\begin{array}{c} 047:38:58\\ 049:12:18\\ 050:49:25\\ 052:27:44\\ 054:03:15\\ 055:36:29\\ 057:08:52\\ 058:41:20\\ 060:14:45\\ 061:50:27 \end{array}$

Таблица 41

A8003 GMT PET	19 00	NE 8 :11 1 : 2	EXT STA 1 : 32 : 31 3 :12 : 31	TION CON VI GM	TACTS S D M 1TR 196 :1	OYUZ 17 ELE 2 : 20 : 00	< 0.0	067 0067)
REV	SIT	Έ	AfAOS	At KLOS	KAt	Af LOS	EL	MAXEL
31 31 31 31 31 31 31 31 31 31 32 32 32 32 32	TBL EVT DJSG KLF ULI USH KM CTN VAN ASC ACN EVT TBL	TBLC 00:05:22 EVTC 00:05:44 DJSC 00:08:44 KLPC 00:13:02 ULDC 00:16:14 USKC 00:20:5 KMRC 00:33:0 CTNC 00:38:44 VANS 00:45:42 ASCC 01:19:00 ACNS 01:19:11 EVTC 01:36:22 TBLC 01:38:10		8 00:00 6 00:00 7 00:00 5 00:00 6 00:00 1 00:00 1 00:00 1 00:00 2 00:00 5 00:00 7 00:00 7 00:00 7 00:00 7 00:00 7 00:00 7 00:00	00: 00 00: 00	07: 40 05: 11 07:50 07: 01 07: 52 07: 49 07: 23 07: 08 07: 28 07: 34 07: 15 07: 48 07: 13	$\begin{array}{c} -15. \\ -14.0 \\ -22. \\ -31.0 \\ -38.1 \\ -47.1 \\ -70.1 \\ -82.3 \\ -83 \\ -17.2 \\ -17.2 \\ -17.2 \\ -14.0 \\ -15.1 \end{array}$	1 35.0 4.5 60.2 13.4 74.3 61.9 23.2 16.7 23.6 37.2 36.2 63.6 15.3
S7064 STA	Таблица 42S7064GROUND TRACK DIGITALS, STA ID CDC03470347STA ID CDC11 K—FAC 1.00VEH CLREV33LATLONQPETGMTe							
13:34S 180E 12:15S 179W 10:54S 178W 09:33S 177W 08:10S 176W 06:47S 175W 05:23S 174W 03:58S 173W 02:34S 172W 01:0SS 171W 00:-16N 170W 01:42N 169W 03:07N 168W 04:32N 167W 05:56N 166W 07:20N 165W 08:43N 164W 10:05N 163W 11:26N 162W 12:46N 161W		$\begin{array}{c} 058:55:1\\ 058:55:4\\ 058:56:0\\ 058:56:3\\ 058:57:2\\ 058:57:2\\ 058:57:2\\ 058:57:2\\ 058:57:2\\ 058:59:2\\ 058:59:1\\ 058:59:1\\ 058:59:1\\ 058:59:1\\ 059:00:3\\ 059:00:5\\ 059:01:5\\ 059:02:1\\ 059:02:4\\ 059:03:0\\ 059:03:3\\ \end{array}$	$\begin{array}{cccccccccccccccccccccccccccccccccccc$	98:23:15: 98:23:16: 98:23:16: 98:23:17: 98:23:17: 98:23:17: 98:23:17: 98:23:17: 98:23:18: 98:23:19: 98:23:20:	19 44 09 35 01 27 v. 53 20 46 13 39 06 33 59 26 52 18 44 09 35	12.1 10.7 9.4 8.1 6.9 5.7 4.5 3.3 2.1 1.0 359.8 358.7 357.5 356.4 355.2 354.0 352.7 351.4 350.1 «348.8		

В книге используются следующие основные сокращения:

- ЭПАС • экспериментальный полет «Аполлона» и «Союза»,
- ЦУП · Центр управления поле-TOM,
- ШУП-М (СШУП) и ШУП-Х -соответственно советский И американский ЦУП,
- НАСА Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространстра США,
 - РП Руководитель полета,
 - ВО І баллистическое обеспечение.
 - КГ консультативная группа,
 - ИВК информационно-вычислительный комплекс,
 - ВЦ → вычислительный центр,
 - ЭВМ электронно-вычислительная машина,
 - СНО- средства наглядного отображения,
- ТВ телевизионный (ТВ-формат и т. п.),
- КИК командно-измерительный комплекс.

- ATS-6 американский спутник свя-ЗИ.
 - КА космический аппарат,
 - КК космический корабль,
- КСМ, СМ и КМ соответственно командно-служебный, стыковочный и командный модули корабля «Аполлон»,
- ССУД системы ориентации и управления движением,
- равления движением, СКДУ сближающе-корректирующая двигательная установка,
 - ИКВ инфракрасная вертикаль,
- БДУС блок датчиков угловых скоростей,
 - ИД ионные датчики,
 - ПВУ программно-временнбе устройство,
- БЦВМ бортовая цифровая вычислительная машина,
- МДКА модель движения КА,
 - ВС вектор состояния, НУ начальные условия,
- МВ, ГСВиПВ соответственно московское, гринвичское среднее и полетное время.

Ниже приводятся основные обозначения, широко используемые в таблицах и тексте книги:

- *N* номер витка,
- *t*_{*} время начала витка, т. е. время пересечения КА плоскости экватора на восходящем витке орбиты; иногда используется обозначение t_N , например
 - время начала 18-го витка,
- L_o географическая долгота на-. чала витка,
- Яд. высота КА в начале витка,
- Т драконический период обращения КА,
- а большая полуось его орбиты,
- *е~г* эксцентриситет,
- i наклонение,
- со аргумент перигея, ;
- Q долгота восходящего узла,

- *H*_{min}^и ^тах соответственно минимальная и максимальная высоты КА относительно общего земного эллипсоида,
- **B** $(H_{min})^{\mu e}$ (⁹raax) ~ cootBetterByioщие этим высотам широты,
- *^н Rmin* ^{и я} Нтах —соответственно минимальная и максимальная высоты КА относительно сферы радиуса Д,
 - Ф фазовый угол,

 - /— текущее время, с баллистический коэффициент,
- #2>2/2»²2»*²У*>**-~ қомпоненты фазового вектора КА в гринвичской вращающейся системе ко-• • ординат (система координат
- № 2; см. гл. 3).

- 1. Абалакин В. Я., Аксенов Е. П., Гребенников Е. А., Рябов Ю. А. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М., «Наука», 1971.
- C., 2. Авдуевский В. Бажинов Ястребов В. Д. и др. И. #.. Основы теории полета космических аппаратов. М., «Машиностроение», 1972.
- 3. Агаджанов П. А., Дулевич В. Е., Ястребов В. Д. и др. Космические траекторные измерения. М. «Советское радио», 1969.
- Артемов Б. Я., Бобков В. Я., Бушуев К. Д. и др. «Союз» и «Аполлон». М., Политиздат, 1976.
- 5. Бажинов И. /Г., Алешин В; И., Почукаев В. Я., Поляков В. С. Космическая навигация. М., «Машиностроение», 1975.
- 6. Бажинов И. К., Почукаев В. Я. Об оптимальном планировании дискретных измерений в наблюдаемых процессах. Изв. АН СССР, техн. киберн., 1975, № 3.
- 7. Войсковский М. И., Волков И. И., Грязев П. И. и др. Несферическая модель плотности верхней атмосферы. — Космич. исслед.. 1973, И, вып. 1.
- 8. Краснов В. Я., Янчик А. Г., Ястребов В. Д. Прогнозирование движения ИСЗ комбинированным методом рекуррентных соотношений. — В кн.: Исследования по динамике полета космич. аппаратов.М.,«Наука»,1973.
- 9. Крылов А. Я. Лекции о приближенных вычислениях. M., Гостехиздат, 1950.
- 10. Линник Ю. В. Метод наименьших квадратов и основы теории обработки наблюдений. М., Физматгиз, 1962.
- 11. Пустылъник Е. Я. Статистические методы анализа и обработки наблюдений. М., «Наука», 1968.
- 12. Пшеничный Б. Я., Данилин Ю. М. Численные метолы в экстремальных задачах. М., «Наvка». 1975.
- 13. Субботин М. Ф. Введение в теоретическую астрономию. М., «Наука», 1968.
- 14. Тихонравов М. /Г., Бажинов И. К., Гурко О. В. и др. Основы теории полета и элементы проек-

тирования ИСЗ. М., «Машиностроение», 1974. 15. *Хемминэ Р. В.* Численные мето-

- ды. М., «Наука», 1968.
- Расчет част-16. Хорошавцев В. Г. ных производных от характеристик движения по начальным условиям.— Космич. исслед., 1965_г 3, вып. 3.
- 17. Хорошавцев В. Г., Ястребов В. Д+ Алгоритмы определения параметров движения ИСЗ с использованием цилиндрич. координат.-Космич. исслед., 1965, 3, вып. 3.
- Чарный В. И. Об изохронных производных.— Искусственные спутники Земли, 1963, вып. 16. 18.
- 19. Шимбирев Б. Л. Теория фигуры Земли. М., «Недра», 1975. 20. Щиголев Б. М. Математическая
- обработка наблюдений. М., Физматгиз, 1962.
- 21. Элъясберг П. Е., Ястребов В. Д. Определение плотности верхней атмосферы по результатам наблюдений за полетом третьего советского ИСЗ.- Искусственные спутники Земли, 1960, вып. 4.
- 22. Элъясберг Я. Е. Определение орбитьх по двум положениям.-Искусств, спутники Земли, 1962, вып. 13.
- 23. Элъясберг Я. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М., «Наука», 1965.
- 24. Ястребов В. Д. Определение орбиты ИСЗ по данным измерений на больших интервалах времени. – Космич. исслед., 1966, 4, вып. 2.
- 25. Baker D. The Apollo spacecraft: guidance and navigation.- Spaceflight, 1959, 11, N 11. 26. *Brouwer D.* Solution of the pro-
- blem of artificial satellite theory without drag.—Astron. J., 1959, 64. N 9. 378.
- 27. Hopkins A. L. Electronic navigator charts man's path to the moon. -Electronics, 1967, 40, N 1.
- 28. Jacchia Z/. G.-Report smithson.
- Astrophys. Obs., 1970, N 313. 29. *Mercer J.* Manned Apollo flight to test ortics.- Missiles and Rockets, 1966, 18, N 4.
- 30. Flight Electronics for Saturn and Apollo.—Interavia, 1966, 21, N11.

Оглавление

т.	-
Предисловие редактора	5
Предисловие авторов.	.* 8
Глава 1. Основные задачи и особенности навигационного обеспече- ния совместного полета	.11
 1.1. Основные задачи совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон». 	. 11
1.2. Общее описание схемы полета.	.14
полетом.	16
1.4. Задачи и особенности совместной навигации кораблей	22
Глава 2. Технические средства и организация служб навигационного обеспечения.	.26
2.1. Наземные технические средства и организация советской службы навигационного обеспечения.	.26
2.2. Наземные технические средства и организация американской службы навигационного обеспечения.	.30
2.3. Бортовые системы ориентации и управления движением корабля «Союз».	.33
2.4. Бортовые системы ориентации, управления движением и на- вигации корабля «Аполлон».	40
2.5. Основные принципы взаимодействия советской и америкап- ской служб навигации	.47
Глава 3. Модели движения космических аппаратов	.50
3.1. Математические модели физических процессов — основа навигационных задач.	
•* 3.2. Вопросы выбора модели движения КА	
3.3. Системы координат. Модель Земли и основные баллистиче- ские понятия.	53
3.4. Согласованная модель движения КА	.64
Глава 4. Основные сведения о навигационном плане полета	71
4.1. Орбиты выведения и монтажная орбита кораблей «Союз» и «Аполлон». Окна старта.	71
4.2. Общие требования к совместным маневрам кораблей «Союз» и «Аполлон». Выбор планов навигационных измерений и маневров формирования монтажной орбиты кораблем «Союз»	79
4.3. Схема сближения, используемая в США. Маневры корабля «Аполлон»	.87
4.4. Участки автономного полета и спуска кораблей на Землю	93
4.5. Последовательность навигационных событий. План обмена баллистической информацией при штатном полете между ЦУП-М и ЦУП-Х	96
4.6. Основные возможные нештатные ситуации и правила выхода из них	101
Глава 5. Методы решения навигационных задач	.115
5.1. Метод определения орбит по навигационным измерениям	115
5.2. Метод расчета маневров формирования «Союзом» монтажной орбиты.	.126
5.3. Методы расчета предспускового маневра и маневра схода с орбиты корабля «Союз».	.134
-	

.

5.4. Методы решения других навигационных задач для корабля «Союз»	144
5.5. Основные особенности решения навигационных задач для корабля «Аполлон».	.154
Глава 6. Подготовка навигационных служб к обеспечению совместного полета.	.157
6.1. Автономная подготовка советской службы навигации. Обес- печение полета корабля «Союз-16».	.157
6.2. Планирование совместной подготовки навигационных служб	160
6.3. Критерии совместимости средств и методов определения и прогнозирования орбит	.162
6.4. Экспериментальные совместные расчеты по прогнозированию движения фиктивного объекта.	.165
6.5. Эксперимент по совместному слежению за полетами кораблей «Союз-12, 13 и 16».	.168
6.6. Участие в совместных тренировках Центров управления	172
6.7. Работа специалистов-баллистиков консультативных групп при совместных тренировках и в процессе совместного полета	174
Глава 7. Совместный полет кораблей «Союз» и «Аполлон» и основные результаты его навигационного обеспечения	182
Приложение 1. Начальные условия движения и параметры орбит корабля «Союз» на разных этапах полета.	.191
Приложение 2. Начальные условия движения и элементы орбит корабля «Аполлон» на разных этапах полета.	.198
Приложение 3. Трассы полета кораблей «Союз» и «Аполлон»	203
Приложение 4. Последовательность навигационных событий для второй—пятой стартовых возможностей корабля «Аполлон»	209
Приложение 5. Правила по изменению временнбго графика обмена векторами состояния между Центрами для основных не- штатных ситуаций	213
Приложение 6. Некоторые баллистические ТВ-форматы, используе- мые в ЦУП-Х	<u>.</u> 218
Основные сокращения и обозначения.	.221
Литература.	.222

Игорь Константинович Бажинов, Владимир Дмитриевич Ястребов

Навигация в совместном полете

космических кораблей «СОЮЗ» И «АПОЛЛОН»

Утверждено к печати Институтом проблем управления Академии наук СССР

Редактор Б. М. Петров. Редактор издательства Э. С. Павлинова Художник Г. В. Дмитриев. Художественный редактор Т. П. Поленова Технический редактор А. М. Сатарова Корректоры М. М. Баранова, Г. П. Джиоева

ИВ № 7167

Сдано в набор 22.11.77. Подписано к печати 21.03.78. Формат 60Х90М»в. Бумага №1. Усл. печ. л. 14. Уч.-изд. л. 14,4. Тираж 1850. Т-03836 Гарнитура обыкновенная. Печать высокая. Тип. зак. 3125 Цена 1 р. 60 к.

Издательство «Наука» 117485, Москва 6-485, Профсоюзная ул., д. 94а 2-я типография издательства «Наука». 121099, Мозква Г-99, Шубинский пер., 10 Кинга И. К. [J.IIКHIIUU.I и В. Д. Ястребова посвящена вопросам навигацни космически! кораблей "Сою}» и «Аполлон» в ни сонмеетиом полпс. Рассмотрены основные ч, д.1чи н общий контур управления полетом; определены особенности совместной навигации; дано краткое описание те1ничссни> средств н организации служб навигационного обеспечения СССР н США.

Главное внимание авюры уделяют выбору н согласованию модели движения космических аппаратов и методам решения основных навигациейныл задач. Освещаются проблемы подготовки навнгацнонны! служб к совместному полету, включающие автономную подготовку, экспериментальную проверну совместимости средств и методов определения и прогнозирования орбит и тренировки персоналов служб и Центров управления.

D книге даны также основные сведения о навигационном плане полета: орбиты выведения, времена старта в зависимости от даты пуска, монтажная орбита для стыковки, схема сближения, участки автономного полета и спуска кораблей на Землю. Приведены фактические данные по навигационному обеспечению совместного полета космически! кораблей «Союз» н «Аполлон».



ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»