

Рецензент д-р техн. наук П. Е. Эльясберг

Беляев М. Ю.

Б43 Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. — М.: Машиностроение, 1984. — 264 с., ил.

В пер.: 1 р. 40 к.

В книге изложены современные направления научных исследований и физические основы проведения экспериментов в космосе. Дана методология управления полетом исследовательских космических аппаратов (КА). Управление полетом исследовательских КА рассмотрено как управление сложной системой. Показано, как в процессе управления рассматриваемой системой решаются задачи планирования, контроля состояния используемой аппаратуры, управления движением КА, информационными потоками и т. д.

Для инженеров, работающих в области космонавтики.

Б 3607000000-318
038(01)-84 Свод. пл. подписных изд. 1984 г.

ББК 39.6
676

© Издательство «Машиностроение», 1984 г.

Всего лишь немногим более четверти века прошло с запуска первого искусственного спутника Земли, а для нынешнего поколения стали уже привычными сообщения о новых запусках космических аппаратов. Естественно, что столь интенсивное развитие космической техники тесно связано с научными и практическими результатами совершаемых полетов. С помощью космических аппаратов в настоящее время проводятся исследования в интересах различных областей науки и народного хозяйства. Научные и прикладные исследования в космосе осуществляются в основном с помощью многоцелевых орбитальных станций и специализированных КА, функционирующих на космических орбитах от нескольких месяцев до нескольких лет. Для эффективного выполнения запланированной программы исследований необходимо оперативное управление экспериментами в ходе космического полета.

Управлять любой большой системой достаточно сложно. Приходится преодолевать серьезные проблемы и в процессе управления экспериментами, выполняемыми на КА. О том, как осуществляется управление космическими экспериментами, какие при этом решаются задачи, рассказано в этой книге.

Автором рассмотрены в основном задачи управления экспериментами в околоземном космическом пространстве. Вместе с тем, многие описанные результаты исследований носят общий характер и могут быть применены для КА, совершающих межпланетный полет, либо полет в окрестности исследуемой планеты.

Следует заметить, что несмотря на то, что описаны лишь определенные классы КА, круг рассмотренных вопросов оказался все же весьма широким, что сказалось в ряде случаев на методе изложения. Стиль изложения в настоящей книге выбран таким, чтобы сделать ее более доступной читателям. Книга написана так, что большинство ее разделов являются законченным изложением отдельного вопроса. При этом все отдельные разделы взаимно дополняют друг друга и вводят читателя в сложную проблему современной космонавтики — проблему управления космическими экспериментами. Первое обстоятельство облегчает изучение проблемы, второе — является следствием необходимости применения комплексного подхода для ее решения.

Наиболее строго изложены вопросы, относящиеся к баллистике, определению ориентации и другим проблемам, решение которых традиционно опирается на строгие математические методы.

Описание большого фактического материала всегда связано с применением большого числа обозначений. Автор чаще всего использовал обозначения параметров, принятые в опубликованной ранее литературе. Во избежание недоразумений при обозначении разных величин одинаковыми буквами всюду, где это необходимо, в тексте даны пояснения. (Например, θ , φ , ψ в книге — углы Эйлера, описывающие угловое положение КА, либо — параметры вращающейся системы координат и т. п.).

Большая поддержка при написании этой книги была оказана автору доктором техн. наук, профессором А. С. Елисеевым. Им же был дан ряд ценных советов по рукописи.

Появлению этой книги во многом способствовало многолетнее сотрудничество автора по практическому использованию рассматриваемых в книге методов с В. Н. Воронковым, В. П. Семенко, В. М. Стажковым, В. П. Тесленко, Т. Н. Тяном и другими специалистами. Изложению ряда вопросов помогли полезные обсуждения материалов книги с учеными-экспериментаторами, участвующими в выполнении научных исследований и экспериментов — Е. И. Москаленко, Е. К. Шеффером и многими другими.

Профессором П. Е. Эльясбергом и его сотрудниками были сделаны полезные замечания по рукописи, позволившие улучшить содержание книги.

Подготовленная к печати рукопись была внимательно прочитана Т. Н. Тяном.

Всем указанным лицам автор выражает свою глубокую признательность.

ВВЕДЕНИЕ

Для современного этапа развития ракетно-космической техники характерна практическая направленность совершаемых полетов. В последние годы интенсивно увеличивается количество запусков космических аппаратов, осуществляемых в нашей стране и за рубежом. Растет продолжительность выполняемых на КА экспериментов, повышается их количество и сложность. Человечество постепенно начинает переходить к планомерному освоению космического пространства. Такие этапы полета, как выведение аппарата на орбиту, сближение и стыковка двух КА, посадка спускаемого аппарата и другие операции на орбите, достаточно подробно изучены и отработаны на практике. В настоящее время важно создать методы обеспечения проводимых на КА экспериментов. Действительно, хотя полеты первых научно-исследовательских КА типа «Союз», «Салют» продолжались от нескольких суток до нескольких недель, уже тогда встал вопрос об оперативном обеспечении экспериментов в Центре управления полетом. Особенно интенсивные работы по созданию методов оперативного анализа и обеспечения космических экспериментов начались после завершения двух экспедиций на орбитальную станцию «Салют-4», где была выполнена обширная программа научных исследований. Это явилось следствием решения многих сложных проблем, возникших при проведении экспериментов в ходе выполнения полета и показавших, что эффективность результатов научных исследований в космосе во многом зависит от методического обеспечения экспериментов и оперативного управления ими.

Программа экспериментов, как известно, разрабатывается заранее. Однако детальное ее выполнение обычно бывает затруднительно из-за объективных причин. Поэтому и возникает необходимость в оперативном управлении ходом эксперимента. Возникающие трудности обусловлены, прежде всего, кратковременностью действия прогноза (баллистического, метеорологического, деятельности экипажа, функционирования научной аппаратуры и т. д.). Приходится считаться с тем, что используемые научные приборы имеют нередко меньшую надежность, чем аппаратура основных служебных систем КА. Не всегда совершенна и методика эксперимента, основанная на первоначальных представлениях об изучаемых явлениях. Естественно, по мере получения научных данных и их оперативного анализа она дополняется и уточняется, что неизбежно приводит к пересмотру предварительно разработанной программы.

Под управлением экспериментами, проводимыми на космических аппаратах, в настоящее время понимается осуществление целого комплекса мероприятий, обеспечивающих решение поставленных научных и прикладных задач с момента выведения КА на орбиту до передачи полученной информации экспериментаторам.

Управление экспериментами, по существу, начинается с планирования. Нужно так разработать схему проведения каждого экспе-

римента, чтобы конкретно складывающиеся условия полета не нарушали выполнения намеченной научной программы исследований в целом. Объем экспериментов, периодичность, и время их проведения, порядок подготовки научной аппаратуры, возможность совмещения различных экспериментов — все это учитывается при планировании. Объем задается номинальной программой исследований. В процессе полета он может быть изменен. Конечно, степень его увеличения ограничена техническими возможностями, например ресурсами используемых систем станции. Периодичность и моменты времени проведения экспериментов выбираются в основном по данным оперативного анализа, математического моделирования и результатам баллистических расчетов. При этом учитываются и различные ограничения, накладываемые на возможность выполнения эксперимента. Для нахождения оптимальных решений по оперативному составлению программы полета используются специальные математические методы (теория обыкновенных минимумов и максимумов, линейное программирование и общая теория оптимального управления).

Следующий этап управления — контроль за состоянием научной аппаратуры и управление ее работой в полете. Это прежде всего выбор режима работы аппаратуры, длительности функционирования приборов, количества проводимых и подвергаемых контролю измерений. Для аппаратуры обычно предусмотрено несколько режимов работы. Режим и длительность работы аппаратуры определяются при оперативном планировании программы. Принятые решения реализуются подачей команд по радиолинии или космонавтом с соответствующего пульта орбитальной станции.

Для выполнения научных исследований требуется целый комплекс средств: командно-измерительные пункты, астрономические обсерватории, самолетные геофизические лаборатории и т. д. Это обусловлено, во-первых, сложностью самих экспериментов и, как следствие, необходимостью использования целого ряда дополнительных средств для их проведения, а во-вторых, тем обстоятельством, что многие из выполняемых на КА экспериментов сопровождаются их синхронным повторением в наземных условиях.

В наземно-бортовом комплексе управления циркулируют огромные потоки научной информации, и ее объем по мере выполнения программы увеличивается. Это требует введения автоматизаций при обработке научной телеметрической информации, используемой при оперативном управлении. Например, в период полета орбитальной станции «Салют-6» вся требуемая для оперативного управления экспериментами информация обрабатывалась в Центре управления.

Решение задач управления подразумевает использование методов теории исследования операций и математической теории систем. Реализация найденных решений осуществляется наземно-бортовым комплексом управления экспериментами. В него помимо наземного контура анализа и управления входит и сам космический аппарат.

Глава 1

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В КОСМОСЕ И УСЛОВИЯ ИХ ПРОВЕДЕНИЯ НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ

1.1. ФИЗИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА И ИХ ВЛИЯНИЕ НА МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

При полете КА в околоземном космическом пространстве на выполнение исследований и экспериментов оказывают влияние атмосфера, магнитное поле и радиационные пояса Земли, а также солнечное излучение, корпускулярная радиация и метеорное вещество.

На возможность проведения многих научных космических исследований решающее значение оказывают характеристики и свойства атмосферы Земли. Окружающая Землю сухая воздушная среда состоит по объему примерно из 78% азота, 21% кислорода, 0,9% аргона и некоторых других газов, составляющих в сумме 0,1%. Однако из-за содержания водяного пара в атмосфере (до 4% во влажном воздухе) происходит некоторое количественное перераспределение составляющих воздушной среды.

Проведенные исследования показывают, что состав сухого воздуха до высот 80..100 км практически остается неизменным. Затем процентное содержание многих составляющих (в первую очередь, аргона) начинает снижаться.

Озон, сильно поглощающий ультрафиолетовые лучи Солнца, появляется в составе атмосферы начиная с высоты около 5 км. Концентрация озона в атмосфере, достигая максимума на высоте 20—25 км, практически исчезает на высотах ~50 км. На высотах 100...300 км из-за уменьшения давления атмосферы, а также вследствие воздействия солнечного и космического излучений, происходит диссоциация молекул кислорода и азота на атомы и ионизация атомов кислорода. На высотах 700...1500 км в составе атмосферы преобладают атомы кислорода и водорода и ионы кислорода, а на высотах в несколько тысяч километров — атомы и ионы водорода.

Следовательно, на высотах полета космических кораблей и орбитальных станций атмосфера Земли не является однородной. Кроме того, необходимо отметить, что атмосферный состав непрерывно меняется в зависимости от многих причин (в частности, в зависимости от активности Солнца). Поэтому при расчете движения КА для вычисления плотности верхней атмосферы должны использоваться динамические модели.

При выполнении совместного полета космических кораблей «Союз» и «Аполлон», например, была использована советская ди-

намическая модель, для которой плотность вычисляется как произведение нескольких сомножителей, учитывающих изменение плотности при изменении интенсивности солнечного радиоизлучения, суточный эффект в распределении плотности, полугодовые вариации в плотности атмосферы, а также корреляцию между вариациями плотности и геомагнитной возмущенностью [7].

В дальнейшем динамическая модель верхней атмосферы совершенствовалась. По результатам многочисленных исследований эволюций орбит спутников разных высот был выпущен стандарт*, устанавливающий числовые значения и метод расчета основных параметров атмосферы в диапазоне высот от 120 до 600 км для различных уровней солнечной активности. Эта модель, учитывающая все основные эффекты, используется в настоящее время при практических расчетах.

Следует отметить, что атмосфера Земли в настоящее время сама является объектом изучения с помощью космических методов. Исследования атмосферы на высотах до 40...50 км осуществляются с помощью баллонов; на больших высотах — с помощью специальных геофизических ракет. Для изучения атмосферы с КА на высотах 80...120 км помимо дистанционных методов принципиально могут быть использованы зонды, связанные тонким тросом с космическим аппаратом, находящимся на орбите ИСЗ. Поэтому многие ее характеристики постоянно уточняются. Вместе с тем и существующие сведения о земной атмосфере дают достаточно полное представление о ее влиянии на выполняемые космические эксперименты и исследования.

Падение плотности приводит к тому, что с высот более 150 км можно наблюдать весь диапазон ИК- и субмиллиметрового излучения, далекое УФ-излучение ($\lambda < 2000 \text{ \AA}$) и рентгеновское излучение. Это обстоятельство сыграло решающую роль в широком использовании космических аппаратов для астрономических наблюдений и возникновении новых направлений внеатмосферной астрономии. Помимо устранения эффекта поглощения атмосферой излучения от астрономических объектов и нежелательного размытия полученного изображения, вынесение научной аппаратуры в космос снимает трудности при наблюдении, связанные с наличием ветровых нагрузок на крупные наземные телескопы, облачности, рассеянного света от городов и т. д.

Вместе с тем необходимо отметить, что выполнение космических экспериментов практически в вакууме требует решения ряда сложных технических проблем. Эти проблемы вызваны испарением материалов, уничтожением тонких покрытий, изменением характеристик пластиков, холодной сваркой металлов в вакууме. Сложность решения данных проблем связана также и с трудностью моделирования условий глубокого вакуума на Земле, что затрудняет наземную отработку аппаратуры.

* «Модель верхней атмосферы для баллистических расчетов». ГОСТ 22721—77. — М.: Издательство стандартов, 1978, — 64 с.

При изучении Земли из космоса атмосфера также является мешающим фактором. Следует отметить, что влияние искажений, вносимых атмосферой при наблюдении и фотографировании Земли из космоса, в десятки раз меньше, чем при фотографировании звезд наземными телескопами. Это связано с тем, что при исследовании звезд с Земли искажающий слой атмосферы расположен непосредственно перед телескопом, а в случае выполнения наблюдений или фотографирования с КА искажающий слой находится на значительном расстоянии от прибора.

На возможность выполнения наблюдений и фотографирования Земли с КА сильное влияние оказывает также наличие облаков, образующихся в атмосфере.

Наличие разреженной атмосферы на высотах полета КА приводит к задержке некоторой части низкочастотного радиоизлучения, появлению электростатического заряда на КА и т. д. Верхняя атмосфера влияет и на величину минимальной высоты полета при выполнении различных космических исследований. Кроме того, атмосфера оказывает заметное влияние на величины перегрузок, испытываемых космическим аппаратом. Особенно наглядно это проявляется при использовании космических аппаратов, снабженных панелями солнечных батарей (к такому типу КА относятся, например, орбитальные станции «Салют», «Скайлэб»). За счет взаимодействия верхней атмосферы с конструкцией КА пассивно ориентируемый аппарат может приобрести значительные угловые скорости вращения относительно его центра масс, которые вызывают перегрузки, не допустимые для протекания ряда медико-биологических и технологических экспериментов.

На высотах полета КА кинетическая температура составляет около 1500 К. Однако несмотря на большую кинетическую температуру, конвективная передача тепла космическому аппарату невелика из-за малой плотности окружающей среды. На выполнение экспериментов в космосе влияют в основном тепловые потоки от Солнца и Земли. Нагрев космического аппарата происходит, кроме того, при взаимодействии его конструкции с потоками частиц верхней атмосферы. Температура, приобретаемая КА в полете ($\sim \pm 100^\circ \text{ C}$), учитывается при проектировании научной аппаратуры, разработке методов отвода тепла от технологических печей и т. д.

Около 97% всей энергии излучения Солнца сосредоточено в области спектра $3 \cdot 10^3 \dots 3 \cdot 10^4 \text{ \AA}$. Излучением в данной области определяется тепловой баланс космического аппарата. Ультрафиолетовое излучение Солнца хотя и не дает существенного вклада в тепловой баланс космического аппарата, но тем не менее оно оказывает значительное влияние на оптические и прочностные характеристики различных материалов. Действие ультрафиолетового, а также рентгеновского излучений нередко приводит к изменению характеристик используемых покрытий, ухудшению оптической прозрачности стекол. Кроме того, их действие повышает хрупкость применяемых органических материалов.

В первом приближении геомагнитное поле может быть представлено полем магнитного диполя, ось которого отклонена от оси вращения Земли приблизительно на 11° .

На геомагнитной широте φ_M и расстоянии R от центра диполя напряженность поля может быть рассчитана с помощью соотношения

$$H = \frac{M_e}{R^3} \sqrt{4 - 3 \cos^2 \varphi_M},$$

где M_e — дипольный магнитный момент Земли.

Представление магнитного поля Земли (МПЗ) в виде магнитного поля диполя является весьма грубым приближением. Реальное магнитное поле сильно отличается от дипольного (особенно на поверхности Земли) вследствие наличия большого количества местных аномалий. На движение заряженных частиц в магнитном поле Земли данные отклонения существенного влияния не оказывают. Вместе с тем при использовании магнитного поля для решения различных технических задач (определение ориентации спутников, управление движением КА и т. п.) необходимо опираться на более точное описание магнитного поля, чем его дипольное представление. С этой целью обычно используется аналитическое представление магнитного поля Земли, основанное на известной теории разложения магнитного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям.

Магнитное поле Земли сильно подвержено воздействию межпланетной среды, особенно корпускулярных потоков Солнца — солнечного ветра.

Изменчивость магнитного поля представляет наибольший интерес с точки зрения его исследования. Магнитное поле, реагируя на возмущения, происходящие на границе магнитосферы, является своеобразным индикатором различных физических процессов. Анализ его изменчивости позволяет устанавливать взаимосвязь явлений, происходящих в околоземном космическом пространстве.

Магнитное поле оказало неоценимую услугу космическим экспериментам при решении многих технических задач. Большое количество исследовательских спутников, выведенных на орбиты ИСЗ, было снабжено магнитными системами управления либо системами определения ориентации, основанными на использовании датчиков магнитного поля. Система контроля ориентации, использующая трехкомпонентный феррозондовый магнитометр, измеряющий вектор напряженности МПЗ, установлена, в частности, на орбитальных станциях «Салют».

Радиационные пояса Земли — это области пространства, заполненные заряженными частицами, захваченными магнитным полем Земли. Радиационные пояса с начальной стадии их исследования условно делят на внутренний и внешний. Минимум электронов с энергией 150 кэВ и 1 МэВ расположен на удалении $3R_z$ (R_z — радиус Земли) [47]. Именно по этому минимуму радиационные пояса и были разделены на внутренний и внешний. Протоны с энергией

больше 30 МэВ существуют только во внутреннем радиационном поясе.

Динамика радиационных поясов во многом зависит от солнечной активности. Особенно значительные временные вариации по интенсивности и по распределению в пространстве испытывает радиация в области внешнего пояса.

К корпускулярной радиации относят [32, 58]:

электроны и протоны, захваченные магнитным полем Земли и заполняющие всю магнитосферу Земли;

космические лучи — частицы больших энергий, приходящие из галактики и других областей Вселенной;

солнечные космические лучи — потоки частиц, генерируемые Солнцем во время вспышек;

солнечный ветер — постоянный поток частиц, распространяющихся от Солнца и заполняющих все межпланетное пространство.

Энергия галактических космических лучей чрезвычайно велика и достигает 10^{20} эВ.

Космические лучи солнечного происхождения генерируются Солнцем во время больших вспышек и представляют собой интенсивные потоки частиц высокой энергии. Во время солнечных вспышек скорость частиц превышает 1600 км/с (наблюдались потоки частиц с релятивистскими скоростями). Сильные солнечные вспышки происходят сравнительно редко — в среднем один раз за 18 месяцев. Возникающие во время вспышек потоки деформируют магнитосферу и радиационные зоны Земли, вызывают магнитные бури, полярные сияния и нередко нарушают радиосвязь.

Постоянно выбрасываемые Солнцем потоки заряженных частиц (или корпускул) называются солнечным ветром. Величина интенсивности потока частиц солнечного ветра составляет $10^8 \dots 10^9$ см $^{-2}$. с $^{-1}$, а величина скорости достигает 400 ... 800 км/с.

Считается, что солнечный ветер определяет структуру и величину межпланетного магнитного поля.

Земля защищена от потоков энергичных частиц магнитным полем и атмосферой. В то же время, в космических полетах эти воздействия могут создавать опасность для космонавтов, а также влияют на различные материалы, кроме того, энергичные частицы создают фон в детекторах, используемых в научных приборах.

Ежесуточно на Землю падает около 26000 т метеоритного вещества, причем большинство выпадающих частиц имеет очень малые размеры — порядка долей микрометра.

Зависимость плотности потока частиц вблизи Земли от их массы m имеет вид:

$$\lg I = -17 - 1,7 m.$$

Данная формула справедлива для частиц с массой $10^{-10} < m < 10^{-6}$ кг [36].

Для исследований метеорного вещества применяются приборы, подсчитывающие количество ударов микрометеоритов о пластинку определенной площади в единицу времени и силу этих ударов.

До начала планомерного освоения космического пространства микрометеоритная опасность считалась одним из главных факторов, препятствующих выполнению продолжительных космических полетов. Однако позднее было установлено, что вероятность непосредственного пробоя обшивки космического аппарата довольно низка.

Вместе с тем, микрометеориты оказывают заметное воздействие на научную аппаратуру, установленную снаружи космического аппарата, и поверхность иллюминаторов. В частности, в период полетов орбитальных станций «Салют-4», «Салют-6» многие космонавты указывали на наличие микрократеров на поверхностях иллюминаторов, образовавшихся вследствие попадания микрометеоритов.

Понятно, что при длительных полетах микрометеориты могут оказать отрицательное воздействие на некоторые наружные элементы космического аппарата, вызывая ухудшение характеристик оптических поверхностей, помутнение стекол и пробой тонких пленок. Поэтому в ряде случаев оказывается целесообразным использовать специальную метеоритную защиту.

1.2. АСТРОНОМИЧЕСКИЕ ВНЕАТМОСФЕРНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

С появлением ракет и космических аппаратов появилась возможность проводить астрономические исследования во всем диапазоне электромагнитного спектра: от километровых радиоволн до жесткого гамма-излучения.

Известно, что земная атмосфера прозрачна для электромагнитного излучения в сравнительно узких интервалах длин волн: оптическом — в диапазоне от 0,3 мкм (3000 Å) до нескольких мкм и радиодиапазоне — от 1 мм до 30 м (отметим, что указанные границы «радиоокна» не являются резкими; в частности, в ночное время в некоторых широтах возможна наземная регистрация космического радиоизлучения на частотах вплоть до ~ 2 МГц ($\lambda \sim \sim 150$ м); кроме того, иногда оказывается возможным выполнять радионаблюдения и на некоторых волнах миллиметрового диапазона). Непрозрачность атмосферы для электромагнитного излучения связана с поглощением излучения молекулами, атомами и ионами, входящими в состав атмосферы.

Вынесение астрономической аппаратуры за пределы атмосферы позволяет устранить атмосферное дрожание, ограничивающее разрешение оптических телескопов до $\sim 1''$, и довести его до теоретически возможного значения, равного λ/D , где λ — длина волны; D — диаметр входного зрачка телескопа [85]. Кроме того, применение космических аппаратов позволяет решать и некоторые принципиально новые задачи: измерение магнитных полей планет; изучение атмосфер планет и их поверхности; исследование обратной стороны Луны и т. д.

Интересные результаты в последние годы были получены в рентгеновской астрономии. Первые рентгеновские наблюдения

Солнца были выполнены еще в 1948 г. Датой рождения рентгеновской астрономии считают, однако, 1962 г. В этом году был обнаружен первый источник рентгеновских лучей вне солнечной системы.

В настоящее время наблюдения рентгеновских и гамма-лучей проводятся на КА с помощью счетчиков, регистрирующих приход каждого отдельного фотона. При взаимодействии фотона с веществом появляются быстрые заряженные частицы, которые и регистрируются прибором. В качестве детектора рентгеновских лучей применяются гейгеровский и пропорциональные счетчики, заполненные специально подобранной газовой смесью и имеющие окно, закрытое тонкой фольгой. Через окно регистрируемые фотоны попадают в камеру счетчика, где они вызывают ионизацию и разряд в газе. Спектральный интервал чувствительности счетчика определяется плотностью и составом используемого газа, а также толщиной и материалом закрывающей окно счетчика фольги. Фотоны малых энергий поглощаются уже в фольге; в то же время фотоны больших энергий могут проходить без взаимодействия с газом весь объем счетчика.

Принцип регистрации гамма-лучей заключается в измерении характеристик появляющихся в детекторах электронов и позитронов. При этом необходимо выделить относительно слабый поток гамма-фотонов на фоне значительно более интенсивного потока заряженных частиц, которые создают сильный фон в детекторах. Для решения данной проблемы применяются разные методы [66, 85].

В настоящее время с помощью искусственных спутников открыты более 20 источников гамма-излучения и тысячи дискретных рентгеновских источников, расположенных как в Галактике, так и вне ее*.

В число рентгеновских источников нашей Галактики входят: ряд одиночных звезд, остатки сверхновых звезд, мощные рентгеновские источники в двойных звездных системах и вспышечные рентгеновские источники (они могут иметь очень большую мощность, но существуют от нескольких секунд до 6...8 мес.). Мощность излучения галактических рентгеновских источников составляет от $\leq 10^{30}$ до 10^{38} эрг/с.

В число внегалактических рентгеновских источников входят квазары, скопления галактик, сейфертовские и другие галактики с активными ядрами и т. д. Мощность излучения внегалактических источников достигает 10^{47} эрг/с у квазаров.

Значительным открытием внеатмосферной астрономии явилось и обнаружение фонового рентгеновского излучения, приходящего равномерно со всех направлений. Поток фонового излучения в интервале 2...8 Å за 1 с составляет около 20 фотонов на 1 см^2 .

Наибольший успех рентгеновской астрономии связан с запуском в 1970 г. специализированного спутника «Ухуру» (США).

* В результате выполненных в последние годы исследований было установлено, что почти все классы астрономических объектов излучают рентген.

С помощью этого спутника удалось обнаружить и исследовать несколько сотен источников с минимально обнаружимым потоком $\sim 10^{-3}$ фотон/см² с кэВ в области 2...6 кэВ.

В последующие годы рентгеновские исследования проводились со спутников SAS-3 (США), «Ариэль-5» (Англия), ANS (Голландия).

Во время полета орбитальной станции «Салют-4» выполнялись исследования ряда галактических источников с помощью рентгеновской аппаратуры «Филин-2» и РТ-4.

Новый крупный шаг в рентгеновской астрономии был сделан в конце семидесятых годов в период исследований со спутников HEAO-A, HEAO-B. Аппаратура, установленная на этих спутниках, позволяла исследовать источники с потоком до $\sim 10^{-6}$ фотон/см²·с·кэВ.

Исследование источников гамма-излучения осуществлялось со спутников SAS-2, COS-B (США). В нашей стране для проведения исследований в данной области разрабатывается специализированный КА по проекту «Гамма»*.

Для исследования ультрафиолетового излучения звезд используются телескопы с диаметром зеркала до 1 м, установленные на специализированных КА. Для исследования звезд в данном диапазоне система управления (космического аппарата и самого телескопа) должна обеспечивать точность не хуже 1".

Впервые наблюдения за ультрафиолетовыми звездами в массовом порядке проводились с помощью Орбитальной астрономической обсерватории ОАО-2 (США), запущенной в 1968 г. Эта обсерватория была оснащена телескопами с диаметром зеркала 25 см и 40 см. В процессе полета были выполнены фотометрические исследования с разрешением около 100 Å для нескольких тысяч горячих звезд ранних спектральных классов. Примерно для такого же количества звезд были получены спектры невысокого разрешения (~ 10 Å). С высоким спектральным разрешением (~ 1 Å) было исследовано небольшое число звезд. Проведенные исследования позволили: установить шкалу температур для горячих звезд, определить закон поглощения электромагнитного излучения межзвездной пылью для области длин волн 1000...3000 Å, измерить полное количество атомарного водорода на луче зрения для ряда звезд по ширине водородной линии поглощения L_{α} (линия с λ 1216 Å) [85].

В 1972 г. был запущен спутник ОАО-3¹ («Коперник») с установленным на нем телескопом, имеющим диаметр 90 см. Спектрометр спутника обеспечивал спектральное разрешение $\sim 0,02$ Å; при этом на спутнике обеспечивалась точность ориентации телескопа $\pm 0'',02$. Благодаря запуску спутника ОАО-3 был достигнут значительный прогресс в исследовании межзвездной среды и выбранных звезд различных классов.

* Кириллов-Угрюмов В. Г., Сагдеев Р. З., Семенов Ю. П. Перспективы наблюдательной гамма-астрономии. — Успехи физических наук, 1980, т. 132, вып. 4, с. 704—706.

Заметим, что для той части оптического диапазона, наблюдения в которой выполняются с Земли, космические методы исследований также могут оказаться весьма перспективными. Помимо устранения нежелательных для наблюдения эффектов, связанных с дрожанием атмосферы и климатическими условиями на Земле, установка оптических телескопов на КА позволяет выполнять наблюдения непрерывно в течение длительного времени, в то время как наземными телескопами этого сделать нельзя вследствие суточного вращения Земли. Кроме того, при выведении КА на достаточно высокую орбиту появляется возможность осматривать научным прибором практически всю небесную сферу.

С появлением возможности выносить приемники излучения с помощью баллонов, ракет, самолетов и спутников за пределы атмосферы (на высоты более 25 км) стала интенсивно развиваться и инфракрасная астрономия (следует, однако, отметить, что начало инфракрасной астрономии было положено еще в двадцатые годы нынешнего столетия, когда были выполнены измерения ИК-излучения ближайших планет, а также наиболее ярких звезд).

Используемые для регистрации инфракрасного излучения приемники делятся по принципу действия на тепловые и фотоэлектрические (квантовые) [85]. Тепловые приемники реагируют на излучение во всем ИК-диапазоне длин волн (в них регистрируется повышение температуры чувствительного элемента под действием излучения). Фотоэлектрические приемники, в отличие от тепловых, реагируют на ИК-излучение с длиной волны меньше некоторой критической $\lambda_{кр}$. Например, спектральные фотографические пластинки чувствительны до величины $\lambda_{кр} = 1,2$ мкм, а у большинства фотоэлементов и фотосопротивлений $\lambda_{кр} = 1...10$ мкм. Охлажденный до температуры жидкого гелия германиевый монокристалл с примесью цинка, меди или галлия имеет $\lambda_{кр} = 40...120$ мкм. Фотосопротивление из сурьмянистого индия реагирует как на ИК-излучение с $\lambda < 7,2$ мкм, так и субмиллиметровое излучение с $\lambda > 400$ мкм.

В настоящее время разработано много разных детекторов [76], но космические эксперименты в ИК-области находятся в начальной стадии.

Основные технические трудности инфракрасной астрономии связаны с обеспечением защиты приемников ИК-излучения от мощного фона, обусловленного излучением окружающих предметов, а также с необходимостью уменьшения теплового шума в самом приемнике до минимальной величины.

Промежуточная область между инфракрасной и радио называется дальней инфракрасной или субмиллиметровой. Она расположена на шкале электромагнитного спектра между длинами волн 100 и 1000 мкм (или 0,1 и 1 мм). Иногда границы области смещаются к 50 мкм и 2 мм [72]. Эти смещения определяются обычно способом генерации и приема излучения.

Субмиллиметровая область электромагнитного спектра начала исследоваться методами внеатмосферной астрономии позднее других областей. Основная трудность при создании бортовой аппаратуры для работы в данном диапазоне связана с необходимостью обеспечения длительного глубокого охлаждения в полете чувствительных приемных элементов, а в некоторых случаях и всего входного блока. Впервые данная задача была успешно решена на станции «Салют-6».

Исследование космического излучения в радиочастотном «окне» может выполняться и наземными телескопами. Поэтому изучение космических объектов с помощью наземных радиотелескопов систематически проводится уже с 1946 г.

Благоприятные условия проведения радиоастрономических наблюдений связаны с тем обстоятельством, что их в отличие от оптических можно выполнять в любую погоду, так как состояние атмосферы практически не влияет на прохождение радиоволн (исключение составляет миллиметровый диапазон).

Радиоастрономические методы исследования являются важнейшим источником информации о физических процессах, происходящих в космосе. За сравнительно короткий период времени они позволили не только значительно углубить знания о процессах в Солнечной системе, но и сделать открытия в галактической и внегалактической астрономии (выявление спиральной структуры Галактики по радиоизлучению нейтрального водорода, открытие новых типов радиоисточников — радиогалактик, квазаров, пульсаров, источников мазерного излучения в молекулярных линиях, открытие реликтового радиоизлучения). В настоящее время радиометоды применяются для исследования распределения внегалактических радиоисточников и изучения их свойств, для выявления особенностей строения Галактики, для выяснения вопросов образования космических лучей, для изучения межзвездной среды, туманностей и формирующихся звезд, находящихся в процессе сжатия [85]. С помощью радиометодов большое количество ценной научной информации было получено об активности Солнца. Радионаблюдения позволяют также оценить параметры метеорных потоков вблизи Земли, что учитывается при осуществлении космических полетов.

Хотя исследование радиоизлучения может проводиться и с поверхности Земли, выведение радиотелескопа на космическую орбиту дает дополнительные преимущества для наблюдений. Во-первых, атмосфера и ионосфера ограничивают диапазон принимаемых радиотелескопом волн. Кроме того, наличие многочисленных естественных и искусственных помех мешает наблюдениям с Земли даже в отведенных для радиоастрономии узких каналах. Для повышения чувствительности радиотелескопа необходимо увеличивать геометрические размеры его приемной антенны. На Земле же сила тяжести и ветровые нагрузки создают серьезные трудности желаемому увеличению антенн. Что касается перспектив создания многоантенных систем, то понятно, что максимально

возможное расстояние между антеннами для Земли ограничено диаметром планеты. Космический же радиотелескоп указанных ограничений не имеет. Условия невесомости позволяют в принципе создавать в космосе сборные антенны диаметром в сотни метров (или даже в несколько километров). Кроме того, в космосе можно сколь угодно далеко разнести радиотелескопы. В результате движения космического аппарата, с установленным на нем телескопом, по орбите обеспечивается плавное изменение базы — расстояния между антеннами по величине и направлению. Данное обстоятельство позволяет сравнительно просто применять методы синтезирования изображений источников (на Земле для получения такого эффекта антенну перемещают по рельсам).

Впервые космический радиотелескоп был развернут на орбите в июле 1979 г. Данный телескоп КРТ-10, имевший десятиметровую антенну, был доставлен на орбитальную научную станцию «Салют-6» грузовым кораблем «Прогресс-7».

1.3. ГЕОФИЗИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Под геофизическими исследованиями понимается изучение Земли, ее атмосферы и магнитного поля, а также исследование частиц различной природы вблизи Земли.

В программах научных экспериментов, реализуемых на орбитальных станциях и пилотируемых КК, значительную часть геофизических исследований составляет дистанционное зондирование Земли.

Первые эксперименты, выполненные на космических аппаратах, показали, что наблюдая нашу планету с орбиты, можно получать полезную научную информацию для геологии, метеорологии, сельского хозяйства и других наук о Земле. При выполнении наблюдений из космоса, например, были обнаружены новые крупные разломы на территории Казахстана и Алтая. Это позволило составить схему разрывных нарушений этого района и провести их классификацию с точки зрения рудоносности [81]. Полученные результаты послужили основой для создания генерального плана поисковых работ.

Большую ценность представляет информация, получаемая с помощью КА при контроле загрязненности рек, морей, океанов, а также атмосфера Земли. В настоящее время решается проблема оценки степени загрязненности атмосферы аэрозолем. Решение этой проблемы важно для анализа изменений, происходящих в атмосфере в связи с интенсивным ростом производственно-экономической деятельности на нашей планете. Результаты исследований атмосферы, выполненные с борта орбитальных станций «Салют-4», «Салют-6», изложены в книгах [48, 68] и др.

Весьма эффективными оказываются наблюдения с КА для обнаружения пожаров лесов, выявления участков поражения лесных массивов вредителями и заболеваниями и т. д. Поэтому в лесном

хозяйстве космические наблюдения уже и в настоящее время широко используются.

Космические методы исследования позволяют определять запасы влаги в почве, что оказывается необходимым при планировании посевных работ. Кроме того, в некоторых источниках указывается, что весьма полезными дистанционными методами исследования оказываются и в процессе наблюдения за ходом полевых работ, анализе различных стадий созревания сельскохозяйственных культур и при решении других аналогичных задач*.

При исследовании Земли из космоса используются методы измерения ее собственного и отраженного электромагнитного излучений. Изучение Земли космическими методами началось в видимом диапазоне, который, как известно, обладает наибольшей информативностью. Съемка в видимом диапазоне, однако, может выполняться только в дневное время при углах возвышения Солнца, как правило, не менее $10 \dots 15^\circ$. Кроме того, наличие сильной облачности в намеченном районе исследования часто делает невозможной съемку земной поверхности. Поэтому, помимо видимого диапазона в геофизических исследованиях при выполнении наблюдений в тени Земли используются инфракрасная и микроволновая (МВ) области спектра. МВ-область спектра позволяет также проводить исследования земной поверхности даже при наличии облачности.

Особенности космических методов исследования Земли связаны со спецификой обработки получаемой информации, обусловленной многообразием видов и состояний изучаемых объектов. В процессе получения полезной научной информации о Земле выделяют два этапа: предварительная и тематическая обработки [81]. Предварительная обработка служит для представления информации в виде, удобном для дальнейшего использования (устранение искажений и помех в изображении и т. д.), а также выделения информации, для анализа которой недопустимы временные задержки (возникновение пожаров, образование циклонов и т. д.). Тематическая обработка заключается в распознавании различных процессов и явлений по их спектральным признакам. Распознавание природных образований осуществляется на основе сопоставления спектров, полученных с помощью приборов установленных на КА, с эталонными спектрами, хранящимися в памяти ЭВМ. Многие геофизические эксперименты, выполняемые в настоящее время, направлены на создание обширных «библиотек» спектральных образов, характеризующих многообразные природные явления на различных стадиях их развития. Для этих целей осуществляется съемка сельскохозяйственных культур на разных стадиях их созревания, исследуются лесные массивы и т. д.

Эффективность дешифрирования космической информации о земных процессах зависит от используемого для регистрации диа-

* Заметим, что эффективность применения космических методов для решения подобных задач требует, на наш взгляд, все же большего практического подтверждения.

пазона электромагнитных волн. Рассмотрим более подробно особенности применения используемых в настоящее время областей спектра при выполнении геофизических исследований.

Визуальные наблюдения. Возможность выполнения визуальных наблюдений с космического аппарата определяется остротой зрения космонавта, уровнем оперативной зрительной работоспособности и контрастной чувствительностью зрения.

Минимальные угловые размеры наземных объектов для уверенного их опознавания с борта КА составляют: при низком контрасте — $20'$, при умеренном — $10'$, при высоком — $1'$ [38]. Таким образом, с борта космического аппарата, имеющего высоту полета $200 \dots 300$ км, без приборов могут наблюдаться высококонтрастные объекты размером в несколько десятков метров и слабоконтрастные объекты, размер которых составляет сотни метров. Следует отметить, что некоторые астронавты и космонавты (Г. Купер, В. И. Севастьянов и др.) различали и объекты меньших размеров.

Условия невесомости, существующие на космическом аппарате, практически не изменяют остроты зрения космонавтов. В выполненных космических полетах снижение остроты зрения, как правило, не превышало $5 \dots 10\%$. В то же время у некоторых космонавтов в полете острота зрения повышалась [38].

Время наблюдения объекта зависит от скорости перемещения объекта в поле зрения и поля зрения космонавта (которое определяется размером иллюминатора и расстоянием от иллюминатора до наблюдателя). Считается, что быстрое перемещение космического аппарата относительно объекта наблюдения (более 20 град/с) и время наблюдения менее 12 с приводят к нераспознаванию объекта. Такие случаи, однако, в практике визуальных наблюдений относительно редки. Ширина бокового обзора при выполнении визуальных наблюдений на высотах $\sim 200 \dots 400$ км ограничивается углом визирования $30 \dots 40^\circ$ от вертикали. При больших углах визирования перспективность и атмосферная дымка препятствуют наблюдению.

Восприятие цветовых оттенков исследуемых объектов из космоса не имеет существенных различий с обычными аэровизуальными наблюдениями [38]. В то же время контрастная чувствительность зрения космонавтов в полете обычно снижалась (на $10 \dots 20\%$).

Кроме перечисленных факторов на эффективность визуальных наблюдений влияет и состояние космонавта-исследователя (выполнение наблюдений в период адаптации к условиям невесомости, после адаптации и т. д.), а также уровень наземной дополетной подготовки космонавта к проведению данных работ.

В процессе выполнения многочисленных пилотируемых полетов космонавты наблюдали разнообразные природные образования.

При наблюдении океанов и морей космонавтами прослеживались волны (в особенности связанные со штормовыми ветрами), просматривалось дно мелководий (до $40 \dots 80$ м). Космонавтами различались цвета водных масс. Чистая морская вода при наблю-

дени из космоса имеет голубовато-зеленый оттенок, а мутные речные и сточные воды — серо-желтый и красно-коричневый [38].

В процессе проведения полетов космонавты наблюдали также снежные покровы, различные геологические структуры и растительный покров планеты. Выполнялись наблюдения населенных пунктов, движущегося транспорта и т. д.

Большое внимание при выполнении наблюдений из космоса уделяется исследованию атмосферы и атмосферно-оптических явлений, таких, как полярные сияния, серебристые облака, дневной и сумеречный ореолы, ночные эмиссионные слои, мерцания планет и звезд у ночного горизонта Земли и т. д. Большой комплекс экспериментов, связанных с изучением атмосферы и атмосферно-оптических явлений был выполнен в период функционирования на орбите станции «Салют-6». Начало систематических визуальных наблюдений с борта станции положили космонавты Г. М. Гречко и Ю. В. Романенко (первый основной экипаж на борту станции «Салют-6»). Ими, в частности, наблюдался и был сфотографирован второй эмиссионный слой ночной атмосферы [48]. Экипажи последующих экспедиций орбитальной станции продолжили исследования атмосферно-оптических явлений. Они проводили визуальные наблюдения и фотографировали ручными камерами полярные сияния, серебристые облака, зодиакальный свет, эмиссии ночной атмосферы, восходы и заходы Солнца, планет, звезд и т. д.

Результаты визуальных наблюдений, выполняемых космонавтами, позволяют дополнить информацию о разнообразных свойствах атмосферы, акватории и поверхности Земли, получаемую с помощью исследовательской аппаратуры в процессе реализации программ изучения природной среды из космоса.

Фотографирование из космоса. Космическая фотография имеет универсальное применение. Практически все науки о Земле (а также физика атмосферы) получают ценную научную информацию с космических снимков. Преимущество фотографирования заключается в том, что обычно на одном кадре содержится большое количество информации, доступной для визуального анализа.

Первые космические фотографии Земли были сделаны Г. С. Титовым при полете на космическом корабле «Восток-2» в августе 1961 г. В автоматическом режиме полета* впервые была сфотографирована земная поверхность (территория Западной Африки) в октябре 1961 г. Впоследствии фотографирование из космоса выполнялось практически со всех пилотируемых космических аппаратов: «Союз», «Салют», «Джемини», «Аполлон», «Скайлэб».

Анализ фотографий, полученных с помощью космических аппаратов, показал, что однозональное фотографирование не обеспечивает необходимости для научного и практического использования информации. Только одновременное фотографирование изучаемых объектов в разных и достаточно узких спектральных

интервалах может дать достаточную информацию для интерпретации получаемых данных. Это обстоятельство и повлияло на развитие многозональной фотографии для исследования земной поверхности.

Следует отметить, что переход к многозональным съемкам приводит к существенному усложнению применяемой фотоаппаратуры. При использовании многозональных фотоаппаратов увеличивается количество каналов и объективов (оно становится равным числу спектральных зон, в которых проводится съемка). При этом также возрастает число кадров, где фотографируется один и тот же участок земной поверхности, а следовательно, и количество расходуемой фотопленки. Каждый из объективов, кроме того, необходимо снабдить своим центральным затвором, иначе возникнут трудности в получении снимков, свободных от вносимых затвором геометрических и фотометрических искажений. Указанные факторы приводят к увеличению массы аппаратуры, что нежелательно для приборов, выводимых на орбиту ИСЗ. Поэтому встает вопрос о том, как добиться снижения массы, габаритных размеров и энергопотребления многозональной фотоаппаратуры без сокращения информативности получаемых этой аппаратурой снимков.

Для решения данной и многих других проблем, возникающих при конструировании многозональной космической фотоаппаратуры, необходима тщательная оптимизация ее параметров с одновременным изысканием путей повышения информативности получаемых снимков. В частности, с этой целью предварительно были выполнены многочисленные эксперименты на космических кораблях «Союз». Первые в нашей стране эксперименты по многозональному фотографированию земной поверхности были выполнены с «Союза-12» и «Союза-13» (съемки проводились ручными девятиобъективными фотоаппаратами).

Эксперименты по фотографированию Земли из космоса проводились также на космических кораблях «Союз-16», «Союз-19» и орбитальных станциях «Салют-3», «Салют-4».

Проведенные исследования позволили обосновать целесообразность фотографирования земной поверхности в шести зонах видимой и ближней инфракрасной областях спектра, а также выбрать ширину и положение этих спектральных зон и уточнить другие характеристики многозональных космических снимков [81]. В результате данных работ специалистами СССР и ГДР был создан многозональный космический фотоаппарат МКФ-6, который успешно функционировал на космическом корабле «Союз-22» и впоследствии на орбитальных станциях «Салют-6», «Салют-7».

Инфракрасная съемка. Дистанционное исследование земной поверхности с помощью космических ИК-систем основано на том, что как и в видимом диапазоне разные объекты имеют различные спектральные характеристики. Данное различие позволяет обнаруживать и распознавать объекты по отраженному солнечному или собственному тепловому излучению. Следует заметить, что спектральные характеристики излучения исследуемого объекта

* На космическом корабле «Меркурий МА-4».

меняются во времени. Они зависят от сезонных условий, расположения Солнца относительно используемого прибора, влажности почвы и других причин. Поэтому в настоящее время с помощью космических экспериментов интенсивно осуществляется накопление спектральных характеристик различных природных образований на разных стадиях их развития.

Космические эксперименты по исследованию Земли проводились с ИК-аппаратурой, установленной на космических аппаратах «Нимбус-3», «ERTS-1», «Тирос-2», «Космос-45», «Космос-65» и др.

На борту спутника «ERTS-1», запущенного 21 июля 1972 г., было установлено многоспектральное сканирующее устройство. Данный прибор позволял выполнять одновременное измерение отраженного солнечного излучения от земной поверхности в четырех спектральных диапазонах: 0,5 ... 0,6; 0,6 ... 0,7; 0,7 ... 0,8; 0,8 ... 1,1 мкм. Ширина полосы сканирования на Земле составляла 185 км. Так как спутник был выведен на околополярную круговую орбиту высотой 920 км, полный обзор всей поверхности Земли с небольшим перекрытием осуществлялся в данном случае за 18 сут. В используемом на спутнике «ERTS-1» приборе сканирование обеспечивалось механическим способом.

В нашей стране инфракрасные съемки ($\lambda = 8 \dots 12$ мкм) облачности и земной поверхности начиная с 1966 г. регулярно проводятся с ИСЗ «Космос» и «Метеор» [38]. Сканирование осуществляется механически лучом с телесным углом $1,5^\circ$ перпендикулярно движению ИСЗ. Это обеспечивает с высоты орбиты 625 км пространственное разрешение 15 км, а с высоты орбиты 900 км — разрешение 20 км. Данные высоты орбиты дают при угле сканирования $\pm 40^\circ$ полосы съемки соответственно 1100 и 1500 км [38].

Инфракрасная съемка проводилась также с орбитальных станций «Скайлэб», «Салют».

Микроволновая съемка позволяет получать информацию о земной поверхности независимо от наличия облачности. Кроме того, использование данного интервала обеспечивает лучшую корреляцию дистанционного сигнала со структурой и составом изучаемого земного объекта.

Факторы, определяющие измеряемые приемниками МВ-излучения радиояркие температуры (диэлектрическая проницаемость, температура, влажность, глубина расщеченности поверхности), в настоящее время еще недостаточно изучены [38].

Исследования, выполненные с помощью космических аппаратов, показали, что на измерения в микроволновом диапазоне оказывает влияние структура поверхности и имеющаяся растительность. Более высокую излучательную способность и высокие радиояркие температуры имеют шероховатые поверхности. Повышению радиояркости температуры способствует также наличие растительного покрова, причем с увеличением густоты и высоты растительного покрова микроволновое излучение также увеличивается. Шероховатость поверхности оказывает сильное влияние и на изменение поляризации микроволнового излучения.

Сильно шероховатые земные объекты и образования (например, посевы сельскохозяйственных культур, полукустарниковые пастбища и т. п.) имеют малые различия в вертикальной и горизонтальной поляризации радиотеплового излучения. В то же время гладкие (особенно зеркальные) поверхности дают большие различия в коэффициентах отражения в вертикальной и горизонтальной составляющих поляризации [38].

Указанные закономерности успешно используются при выполнении исследований Земли в микроволновом диапазоне.

Первая космическая радиотепловая съемка в МВ-диапазоне была проведена 23—24 сентября 1968 г. с ИСЗ «Космос-243». Радиометры, установленные на этом спутнике, позволяли измерять радиояркие температуры в подспутниковой точке (в эллипсе 25×33 км).

Второй эксперимент съемки в МВ-диапазоне был выполнен 10 декабря 1970 г. со спутника «Космос-384». В данном эксперименте радиометрическое зондирование производилось в диапазоне 0,8 см.

С искусственного спутника «Нимбус-5» съемка в микроволновом диапазоне выполнялась с помощью сканирующего радиометра ESMR (угол сканирования $\pm 50^\circ$, разрешение — 25 км, диапазон $\lambda = 1,55$ см) и микроволнового спектрометра NEMS (в диапазоне $\lambda = 0,5 \dots 1,35$ см).

Большой объем экспериментов в микроволновом диапазоне выполнен с борта орбитальной станции «Скайлэб». В июне-сентябре 1973 г. экипажи второй и третьей экспедиций станции проводили измерения радиоярких температур с помощью радиометра-спектрометра. Радиометр имел угол сканирования 52° и обеспечивал съемку с разрешением 15 км при температурном разрешении 1 К [38].

Геофизические исследования в радиодиапазоне выполнялись и с орбитальной станции «Салют-6».

1.4. МЕДИКО-БИОЛОГИЧЕСКИЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ

Медицинское обеспечение пилотируемых космических полетов осуществляется специальной группой, контролирующей физиологическое состояние экипажа КА и выполняющей необходимые исследования для прогноза функционирования организма человека в космическом полете. В ходе выполнения биологических экспериментов специалисты получают научные данные, имеющие важное значение для развития длительных пилотируемых полетов. Многие научные результаты при этом имеют и фундаментальное общебиологическое значение.

В настоящее время невозможно воспроизвести на Земле такие факторы, как длительное состояние невесомости, совокупное воздействие невесомости и ионизирующих излучений и т. д., в то время как на космическом аппарате эти факторы действуют непре-

рывно. Поэтому специфика космического полета открывает новую уникальную возможность по изучению многих вопросов биологии.

В процессе выполнения медико-биологических экспериментов изучаются проблемы воздействия комбинированных факторов полета на организмы. При этом устанавливаются пределы переносимости экстремальных воздействий, исследуется реакция организмов на различные излучения, а также изучается реакция человека на шум, вибрации и эффекты искусственной гравитации. Для возможности осуществления длительных пилотируемых полетов важны исследования экологии замкнутых систем. В данном направлении изучаются, например, проблемы воспроизводства пищи на борту КА.

Медико-биологические исследования в настоящее время выполняются на пилотируемых КА и беспилотных спутниках, в том числе специализированных биологических спутниках. Для специализированных биоспутников характерно подчинение всех конструктивных параметров спутника, а также параметров его орбиты, даты старта целям выполняемых экспериментов. В нашей стране биологические эксперименты проводились, например, на специализированных биоспутниках «Космос-110», «Космос-368», «Космос-605», «Космос-690», «Космос-782», «Космос-936», запущенных в 1966—1977 гг. [33].

Биологические эксперименты, выполненные на спутнике «Космос-368», были направлены на изучение влияния невесомости на молекулярно-генетические процессы (кроме того, в период данного полета испытывались системы жизнеобеспечения). Влияние длительной невесомости на структурно-функциональные показатели жизнедеятельности исследовалось в экспериментах, выполненных в период полета спутника «Космос-605» (на борту этого спутника было размещено 45 крыс, черепахи, насекомые и бактериальные клетки). Комбинированное влияние длительной невесомости и ионизирующего излучения на организмы изучалось на спутнике «Космос-690», имевшем на борту искусственный источник гамма-излучения (с помощью данного источника в полете выполнялось дозированное облучение биообъектов).

Первые космические эксперименты по сравнительному изучению влияния невесомости и искусственной силы тяжести, создаваемой вращением бортовой центрифуги, были проведены на спутниках «Космос-782», «Космос-936».

Постоянный контроль за состоянием подопытных животных, физическими условиями на борту осуществлялся на всех участках полета спутников с помощью радиотелеметрической системы. После выполнения намеченной программы исследуемые биообъекты в спускаемом аппарате возвращались на Землю.

Следует отметить, что при проведении биологических экспериментов на беспилотных космических аппаратах в настоящее время отсутствует возможность постоянного наблюдения за биообъектами в полете, а также возможность проведения ремонтных и регули-

ровочных работ с научной аппаратурой*. Указанных недостатков лишены пилотируемые космические аппараты. Практически во всех пилотируемых полетах, выполненных в нашей стране (программы «Союз»—«Салют»), проводились медико-биологические эксперименты. При этом большая часть работы по выполнению медико-биологических экспериментов возлагалась на экипажи КА. Космонавты в полете периодически проводят визуальный осмотр биообъектов, осуществляют фотографирование интересных явлений. Деятельность экипажа КА по проведению медико-биологических экспериментов обеспечивается обычно активным участием специалистов наземной службы, оперативно контролирующей протекание исследований и разрабатывающих специальные инструкции экипажу. Многие медико-биологические эксперименты являются комплексными, т. е. выполнение какого-либо исследования на борту КА сопровождается одновременным контрольным опытом в наземных условиях. Управление экспериментами при этом осуществляется в зависимости от полученных результатов в космическом и наземном экспериментах.

1.5. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ

Начало космической технологии было положено в 1969 г. во время полета космического корабля «Союз-6». В этом полете с помощью аппаратуры «Вулкан» проводились эксперименты по испытанию методов электронно-лучевой сварки в космосе, а также по исследованию процессов плавления и затвердевания металлов в космосе.

Позднее технологические эксперименты проводились на космических кораблях «Аполлон» и орбитальной станции «Скайлэб» (США). В 1975 г. во время совместного полета кораблей «Союз» и «Аполлон» был выполнен ряд экспериментов по изучению влияния невесомости на некоторые металлургические и кристаллохимические процессы в металлических и полупроводниковых материалах. Для выполнения экспериментов использовалась печь с электрическим нагревателем, установленная внутри стыковочного модуля корабля «Аполлон» (там же помещался и пульт управления печью).

Большой объем технологических экспериментов был выполнен на орбитальных станциях «Салют-4», «Салют-5», «Салют-6». Полученные в данных экспериментах результаты подтвердили предположения об улучшении свойств материалов, получаемых в условиях космического полета.

К материалам, производство которых может оказаться перспективным в космосе, относят сплавы из несмешиваемых соединений, эвтектические сплавы, твердые растворы, обладающие специальными физико-химическими, электрическими, магнитными, оптическими, механическими и другими свойствами, композиционные ма-

* Заметим, что некоторую информацию о развитии биообъектов в полете может дать использование телевидения.

гериалы, пенометаллы [1]. Большая часть технологических экспериментов, выполненных на космических аппаратах, была посвящена получению в космосе высококачественных полупроводниковых материалов. Причиной этому послужило то обстоятельство, что даже небольшое количество полупроводниковых материалов, полученных в космосе, может удовлетворить все практические потребности народного хозяйства. Известны также исследования, направленные на получение в космосе новых сортов стекла и уникальных медико-биологических препаратов.

Особенно большое количество технологических экспериментов было выполнено на орбитальной станции «Салют-6» с помощью высокотемпературных электронагревательных печей «Сплав-01» и «Кристалл». Наличие двух стыковочных узлов на станции «Салют-6» и организация регулярных запусков к ней беспилотных грузовых кораблей позволили в процессе полета доставлять на борт новую научную аппаратуру и различные материалы для выполнения экспериментов. Электронагревательная печь «Сплав-01» была доставлена на станцию первым грузовым кораблем и установлена в одной из шлюзовых камер. Установка «Кристалл», доставленная «Прогрессом-2», была размещена в переходном отсеке. Последующие грузовые корабли регулярно доставляли на борт станции капсулы с изучаемыми в технологических экспериментах материалами.

1.6. ТЕХНИЧЕСКИЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ

На современных космических кораблях и орбитальных станциях выполняются многочисленные технические эксперименты с целью:

- отработки новых приборов и методов управления КА;
- отработки новых элементов конструкции и перспективных систем КА;
- изучения деятельности космонавтов в условиях космического полета;
- определения влияния факторов космического полета на отдельные системы и элементы конструкции КА и т. д.

Включению в состав систем космического корабля нового прибора обычно предшествует этап его отработки. Оработка новых приборов осуществляется как на Земле, так и во время космического полета.

Участие в испытаниях космонавтов при выполнении пилотируемых космических полетов позволяет повысить качество проверки экспериментальной аппаратуры, изучить особенности работы прибора в различных условиях. Участие космонавта в испытаниях новых приборов позволяет также непосредственно в ходе полета скорректировать программу эксперимента.

В процессе отработки новых приборов и методов управления решаются задачи оценки состояния рассматриваемой системы. Контроль функционирования обрабатываемых приборов выполняется

экипажем КА и наземным центром управления по данным автоматизированного анализа телеметрической информации. При обработке новых методов управления и изучении точности приборов для контроля углового положения КА в пространстве применяется система контроля ориентации (см. гл. 7). Данная система используется также для определения и уточнения динамических характеристик космического аппарата.

Для проведения многих экспериментов требуется ориентация КА по Солнцу и звездам. При этом наибольший интерес представляет проверка ориентации приборов по звездам, так как наведение солнечных датчиков на Солнце как ориентир не представляет затруднений [75]. В процессе полетов орбитальных станций «Салют» экипажами были опробованы различные методы ориентации по звездам. Полученные при этих экспериментах результаты могут быть использованы как при разработке автоматических оптических приборов ориентации, так и для наведения на исследуемые объекты научной аппаратуры, жестко закрепленной на корпусе станции.

Большое количество экспериментов на орбитальных станциях «Салют» было выполнено для отработки приборов и методов ручной орбитальной и инерциальной ориентации. Усложнение задач, решаемых космическими аппаратами, требует дальнейшего повышения точности ориентации, увеличения надежности приборов. Точность построения орбитальной ориентации космического аппарата по Земле ограничивается наличием атмосферы, облачных образований, несферичностью Земли и другими факторами. Поэтому во время полетов космонавтами выполнялись многочисленные технические эксперименты с целью определения реальной точности применяемых приборов и оценки удобства их использования в работе. При выполнении экспериментов по отработке приборов ориентации данные визуальной орбитальной ориентации станции с помощью оптических приборов сопоставлялись с показаниями автоматических приборов и показаниями системы контроля ориентации.

При испытании новых элементов конструкции и перспективных систем космического аппарата накапливается статистический материал о их функционировании в реальных условиях полета (при этом часто используются форсированные режимы работы испытываемых систем).

После анализа накопленных статистических данных принимается решение о возможности дальнейшего использования обрабатываемых систем в штатной работе.

Для изучения особенностей работы космонавтов осуществляется систематическая регистрация данных о их деятельности в течение продолжительного полета. Эти данные используются для построения рациональной схемы загрузки экипажа в процессе управления полетом. Кроме того, на их основе вырабатываются проектные критерии, используемые при создании будущих космических аппаратов.

Важное направление современной космической техники связано с проблемами определения влияния факторов космического полета на отдельные системы и элементы конструкции КА. Для решения этих проблем на космических аппаратах (в том числе и орбитальных станциях «Салют») выполняются многочисленные эксперименты и исследования.

В процессе проведения программ технических экспериментов изучается влияние космической среды (глубокого вакуума, радиационного облучения, низких температур и т. п.) на конструкцию и системы КА. Результаты данных экспериментов имеют важное значение при проектировании новых аппаратов и создании методов защиты КА от воздействия внешней среды.

Кроме того, в настоящее время интенсивно исследуются эффекты, возникающие при работе бортовых систем на самом КА в полете: микроперегрузки, электромагнитное поле, собственная атмосфера КА и т. д. Изучение и учет данных эффектов имеют существенное значение для получения качественных результатов в научных экспериментах, выполняемых на космических аппаратах.

Глава 2

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ЭКСПЕРИМЕНТОВ

2.1. НАУЧНАЯ АППАРАТУРА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Выполнение космических исследований потребовало разработки громадного количества самых разнообразных научных приборов. К настоящему времени создано такое большое количество всевозможной научно-исследовательской аппаратуры, что даже простое перечисление основных характеристик разработанных приборов и приведение их принципиальных схем не уложилось бы в объеме настоящей книги.

В данном разделе рассмотрим некоторые особенности научных приборов, используемых в настоящее время при проведении астрономических и геофизических исследований, и аппаратуру для технологических экспериментов. Более подробные сведения о применяемых в космических экспериментах приборах можно найти в соответствующей литературе [1, 11, 32, 33, 38, 47, 48, 50, 55, 66, 68, 72, 75, 76, 85].

2.1.1. Аппаратура для астрономических исследований

Регистрация рентгеновского и гамма-излучения осуществляется с помощью счетчиков, фиксирующих приход фотонов.

В первых приборах, позволивших открыть дискретные источники рентгеновского излучения, в качестве газа-накопителя применялся аргон, а используемые счетчики были закрыты бериллиевой фольгой толщиной в несколько сотых долей миллиметра. Такие счетчики позволили регистрировать фотоны в интервале энергий 1,5...6 кэВ [85].

При выполнении рентгеновских исследований экспериментаторов интересует величина потока фотонов, измеряемого их числом, попадающим на 1 см² чувствительной поверхности счетчика за 1 с, а также направление прихода фотонов. Для определения направления на источник излучения в рентгеновских исследованиях применяют специальные устройства, называемые коллиматорами.

При изучении протяженных объектов возникают задачи измерения угловых размеров источников излучения. С этой целью используются проволочные коллиматоры, состоящие из двух параллельных рядов тонких проволочек [85]. Если луч точечного источника проходит через промежутки между проволочками в обоих рядах, то источник будет виден через коллиматор. При повороте колли-

матора на угол $\alpha = \arctg S/D$ (S — расстояние между проволочками, равное их диаметру; D — расстояние между параллельными рядами проволочек) проволочки одного ряда закроют отверстия в другом и источник не будет виден. Понятно, что если источник имеет конечные угловые размеры, то с поворотом коллиматора его измеряемая яркость будет меняться тем меньше, чем больше угловые размеры. Использование коллиматоров позволило получить угловое разрешение в рентгеновских исследованиях до нескольких угловых секунд.

Для рентгеновских лучей при очень наклонном (скользящем) их падении на гладкую поверхность справедлив обычный закон отражения. Данное обстоятельство позволило создать рентгеновские телескопы, использующие отражательные системы (с помощью таких телескопов были получены, в частности, первые рентгеновские снимки Солнца, обладающие вполне достаточной четкостью). Самый крупный зеркальный телескоп с диаметром зеркала 60 см был установлен на спутнике НЕАО-В.

В качестве иллюстрации возможного построения рентгеновского исследовательского комплекса можно привести, например, телескоп «Филин-2»*, который был установлен на станции «Салют-4» и предназначался для изучения интенсивности и спектрального состава излучения от дискретных космических источников в области энергий от 0,2 до 10 кэВ [6].

В состав аппаратуры «Филин-2» входили четыре детектора рентгеновского излучения, два звездных фотометра, солнечный и лунный датчики, блок измерения, блок питания и газопроточная система.

Три детектора телескопа (с площадью входного окна каждого 150 см²) регистрировали излучение в диапазоне от 2 до 10 кэВ. Четвертый детектор меньших размеров (~40 см²) регистрировал излучение в диапазоне от 0,2 до 2 кэВ. В детекторах использовались проточные пропорциональные счетчики.

Схема рентгеновского телескопа «Филин-2» приведена в работе [6].

Для изучения источников гамма-излучения применяются сцинтилляционные датчики, искровые камеры, черенковские счетчики и т. д. [66, 85].

Интересную (с точки зрения управления в полете) конструкцию имел субмиллиметровый телескоп БСТ-1М, установленный на орбитальной станции «Салют-6».

Данный телескоп состоял из следующих основных систем: оптической системы, активной системы охлаждения, усилительно-регистрающей системы и системы управления. Конструкция телескопа предусматривала его работу в трех областях: УФ (0,2... 0,26 мкм), ИК (60... 130 мкм) и СМ (300... 1000 мкм). Работа в

* Исследования с помощью рентгеновского телескопа «Филин-2» выполнялись В. Г. Куртом, Е. И. Москаленко, Е. К. Шеффером и другими сотрудниками Института космических исследований АН СССР и Государственного Астрономического института им. П. К. Штернберга.

ИК и СМ-областях спектра требовала предварительного охлаждения приемников излучения телескопа с помощью активной системы охлаждения до ~4,5 К.

Описание устройства телескопа содержится в статье [73].

Подробные сведения об аппаратуре для исследований в ИК-области, выполняемых с помощью КА, можно получить из книги [76].

Первый космический радиотелескоп КРТ-10 был выведен на орбиту и доставлен на орбитальную станцию «Салют-6» транспортным кораблем «Прогресс-7». Радиотелескоп КРТ-10 имел раскрывающуюся на орбите параболическую антенну диаметром 10 м. Антенна телескопа направляла принятое излучение к фокальному контейнеру, укрепленному на раздвигаемой треноге. Внутри контейнера размещались пять высокочувствительных радиоприемников-радиометров. Управление телескопом КРТ-10 выполнялось с пульта, расположенного внутри станции.

2.1.2. Аппаратура для геофизических исследований

В настоящее время разработано большое количество самых разнообразных приборов для исследования Земли, ее атмосферы и выполнения других геофизических исследований.

Физические характеристики атмосферы (давление, плотность, температура) определяются с помощью ионизационных и магниторазрядных манометров, датчиков температуры, давления и плотности [47].

Для изучения атмосферы Земли широко используются также установленные на космических аппаратах спектрометры и радиометры, работающие в различных спектральных диапазонах [11], [76].

Эта же аппаратура применяется (одновременно с фотографической) и при исследовании земной поверхности. Например, малогабаритный скоростной спектрометр МСС-2 и радиометр «Микрон», установленные на орбитальных станциях «Салют-4», «Салют-6», «Салют-7», эффективно использовались как при изучении атмосферы, так и при исследовании земной поверхности.

Характеристики четырехканального радиометра «Микрон» ближнего ИК-диапазона и его оптическая схема приведены в [68]. С помощью данного прибора на орбитальных станциях «Салют-4», «Салют-6» были выполнены интересные геофизические эксперименты. В настоящее время исследования с радиометром «Микрон» продолжают на орбитальной станции «Салют-7».

Обширные геофизические исследования на космических кораблях и орбитальных станциях выполняются с помощью фотографической аппаратуры.

Рассмотрим в качестве примера устройство и принцип действия многозонального космического фотоаппарата МКФ-6. Данный фотоаппарат впервые был установлен на космическом корабле «Союз-22», а впоследствии (после некоторой модификации) на орбитальных станциях «Салют-6», «Салют-7».

Многозональный космический фотоаппарат МКФ-6 состоит из камерной части, шести кассет, блока электроники и пульта управления [81].

Камерная часть фотоаппарата МКФ-6 разделена на шесть отдельных съемочных камер, в каждой из которых смонтированы объектив, затвор, стол с осветительными приспособлениями для впечатывания дополнительной информации. Конструкция аппаратуры обеспечивает качание камеры с помощью механизма компенсации сдвига изображения. Качание камеры в полете необходимо для компенсации появляющегося во время экспонирования вследствие движения КА по орбите сдвига изображения. После экспонирования камера автоматически возвращается в исходное положение и в кассете происходит перематка пленки на шаг кадра. Экспонированный участок пленки при этом ложится на рамку, на которой расположены отверстия и приспособления для впечатывания дополнительной информации (номер кадра, время съемки и т. п.). Все шесть кассет фотоаппарата МКФ-6 выполнены идентично.

Объектив МКФ-6 двойного гауссовского типа состоит из десяти линз, объединенных в шесть компонентов [81].

Блок электроники фотоаппарата служит для формирования, обработки и контроля всех электрических сигналов. Он содержит все логические и аналоговые узлы регулирующих контуров, функциональные датчики, узел телеметрии, шифратор, элементы системы электропитания.

Для управления процессом съемки в полете служат: индикаторы функционирования узлов камеры, счетчики кадров, кнопка проверки контрольных ламп, выключатель питания и т. д. Все элементы управления процессом съемки, а также задающие устройства для электроники расположены на пульте управления фотоаппарата.

Функционирование МКФ-6 происходит следующим образом.

В кассеты фотоаппарата заряжается пленка (при этом в четырех кассетах применяется панхроматическая фотопленка, в других — инфракрасная). Зарядка пленки может быть проведена при неярком свете (в этом случае применяются те же катушки, в которых проникновению света препятствует черный конец пленки).

Перед началом фотографирования с пульта управления задаются начальные условия съемки. Значение диафрагмы в каждом из шести каналов устанавливается в зависимости от примененных фильтров, чувствительности пленки и условий освещенности. Установка выдержки осуществляется переключателем, который задает номинальное значение числа оборотов двигателя затвора. Скорость компенсации выбирается по значениям высоты орбиты КА. При работе в режиме маршрутной съемки фотографирование выполняется с перекрытием, для чего на пульте управления устанавливаются требуемый коэффициент перекрытия.

Контроль функционирования фотоаппарата в полете осуществляется космонавтами по индикации на пульте управления и спе-

циалистами ЦУПа по данным телеметрической информации (принципы контроля функционирования научной аппаратуры по ТМ-информации излагаются в гл. 6 книги).

В случае отказа в процессе съемки пульта управления или блока электроники работа с МКФ-6 по сокращенной программе может быть продолжена с резервным пультом. Опыт работы с фотоаппаратом МКФ-6 на космическом корабле «Союз-22» и орбитальных станциях «Салют-6, -7» показал его высокие эксплуатационные качества, а послеполетная обработка снимков — возможность получения с его помощью ценной научной информации.

2.1.3. Установки для технологических экспериментов в космосе

В космических экспериментах перспективы получения материалов с улучшенными свойствами связаны с особенностями процессов в жидкой и газовой фазах, протекающих в условиях невесомости. Данное обстоятельство и определяет наиболее существенную часть технологического цикла, состоящего в переводе заготовки в жидкое или газообразное состояние с последующим выдерживанием ее в этом состоянии и обеспечением затвердевания. Организация технологического эксперимента в космосе предполагает поэтому наличие в составе технологической установки достаточно мощного энергетического блока, а также блока управления и контроля технологического процесса.

В зависимости от принципа действия и назначения обычно выделяют следующие типы технологических установок [1]:

термостаты для выращивания монокристаллов из растворов (установки этого типа отличаются сравнительно невысоким уровнем энергопотребления и повышенными требованиями к стабильности температуры);

ампульные печи, предназначенные для проведения плавления или сублимации заготовок с последующим затвердеванием материала в герметически закрытых ампулах;

установки для бесконтактного получения материалов (отличительная особенность установок этого типа состоит в том, что расплав в них не контактирует со стенками ампулы, что способствует повышению чистоты материалов за счет уменьшения концентрации примесей, поступающих со стенок; контакт паровой фазы в данных установках допускается);

установки для бесконтейнерного получения материалов (установки этого типа, называемые также левитаторами, предназначены для переплава и последующего затвердевания образцов, которые в течение всего технологического процесса не имеют контакта со стенками контейнера; использование левитаторов дает возможность для получения на КА особо чистых материалов);

установки для фасонного литья (принцип действия данных установок основан на использовании сил поверхностного натяжения);

установки для получения медико-биологических препаратов.

Основные требования к рабочим характеристикам технологических установок связаны с необходимостью выдерживания с высокой точностью заданной циклограммы технологического процесса, и обеспечением допустимого уровня микроускорений и вибраций на КА (последнее требование обеспечивается в полете также и управлением как самим космическим аппаратом, так и всеми процессами, протекающими на его борту во время выполнения технологического эксперимента). Считается, что уровень микроускорений на борту КА не должен превышать величины $10^{-5} \dots 10^{-7}g$; для некоторых технологических процессов микроускорения должны быть еще меньше $10^{-7} \dots 10^{-10}g$. Следует отметить, что допустимый уровень как микроускорений, так и вибраций, возникающих на борту при выполнении различных технологических экспериментов, в настоящее время еще не ясен. Поэтому одна из главных задач, решаемая в космических экспериментах, и состоит в определении реальных требований к величине параметров, влияющих на технологический процесс.

Выполнение эксплуатационных требований к построению технологических установок должно обеспечить высокую надежность их работы (исключая возможные воздействия высоких температур, создаваемых в технологических печах, на КА и экипаж), взаимозаменяемость и максимальную автоматизацию при работе на борту КА.

Из всего многообразия разработанных в настоящее время установок (в существующей литературе описано более ста различных устройств) рассмотрим более подробно установки «Сплав-01» и «Кристалл», входившие в состав научной аппаратуры станции «Салют-6»*.

Установка «Сплав-01» предназначена для получения полупроводниковых металлических и оптических материалов методами объемной и направленной кристаллизации. В состав установки входят: электронагревательная камера (ЭНК), пульт управления и капсулы, содержащие ампулы с исследуемыми веществами. С целью обеспечения отвода тепловой энергии (путем излучения в космическое пространство) ЭНК при работе устанавливается в шлюзовой камере станции. Установка «Сплав-01» имеет три тепловые зоны: высокотемпературную изотермическую, градиентную и низкотемпературную изотермическую (процесс направленной кристаллизации за счет монотонного понижения температуры осуществляется в градиентной зоне).

Пульт управления, размещенный в рабочем отсеке станции, обеспечивает автономное управление технологическим процессом и поддержание заданного температурного режима в ЭНК.

Управление технологическим процессом на установке «Сплав-01» выполняется в полете автоматически. На экипаж станции при

* Обзор существующих в настоящее время технологических установок содержится в книге [1]; там же приведена достаточно обширная библиография по данному вопросу.

выполнении эксперимента возлагаются следующие функции: загрузка капсул, набор заданной программы и запуск установки.

Аппаратура «Кристалл», также установленная на станции «Салют-6», предназначена для выращивания полупроводниковых монокристаллов эпитаксиальных структур из расплава или из паровой фазы. Принцип действия аппаратуры «Кристалл» основан на протяжке ампулы через тепловую зону. Данный способ удобен тем, что в процессе эксперимента распределение температур в печи поддерживается неизменным, а движение фронта кристаллизации обеспечивается за счет протяжки ампулы с нужной скоростью.

Аппаратура «Кристалл» состоит из ЭНК, пульта управления и капсулы с капсулами, внутри которых размещены исследуемые материалы. Поскольку аппаратура установлена внутри станции, для ее охлаждения используется бортовая система терморегулирования.

Управление аппаратурой автоматизировано (функции экипажа сведены к периодическому контролю протекания технологического процесса по индикации на пульте управления на тех участках полета, где отсутствует возможность контроля работы аппаратуры по телеметрической информации).

Технические характеристики установок «Сплав-01» и «Кристалл» приведены в [1].

2.2. СЛУЖЕБНЫЕ СИСТЕМЫ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ АППАРАТОВ

Из анализа направлений космических исследований и краткого обзора научной аппаратуры, используемой для выполнения этих исследований, вытекают основные требования к служебным системам научных КА.

Научные КА должны иметь совершенную систему ориентации и управления движением, поскольку для большинства астрономических и геофизических экспериментов необходимо наведение аппаратуры на исследуемые объекты и поддержание требуемой ориентации. Практически во всех экспериментах требуется собирать на борту и передавать на Землю научную информацию и данные о работе самой аппаратуры. Для обеспечения функционирования аппаратуры на КА необходимы системы терморегулирования, электроснабжения и т. д.

Рассмотрим указанные служебные системы КА, а также особенности построения бортового комплекса ОС.

2.2.1. Системы ориентации и управления движением

Системы управления движением КА решают задачи по управлению движением центра масс КА на орбите, а также выполняют ориентацию и стабилизацию аппарата в полете.

Для научно-исследовательских аппаратов задачи управления движением его центра масс возникают при выполнении исследований Земли и заключаются в обеспечении прохождения космическим аппаратом в заданное время над заданными (исследуемыми)

районами земной поверхности. Кроме того, в процессе полета обычно периодически выполняются коррекции с целью подъема высоты орбиты (известно, что за счет влияния верхней атмосферы высота орбиты КА снижается; причем перевод КА на слишком высокую орбиту часто невыгоден из-за специфики решения некоторых задач по исследованию Земли, для которых требуется небольшая высота полета).

Для многоцелевых орбитальных станций, на которых одновременно решается большое количество разнообразных научных задач, выполнение коррекции иногда недопустимо вследствие вредного влияния перегрузок, возникающих при выдаче корректирующего импульса, на результаты некоторых экспериментов (технологических, медико-биологических, физико-технических и т. д.). В подобных случаях может оказаться целесообразным совмещение режимов ориентации и коррекции (т. е. выполнение коррекции орбиты в процессе ориентации или стабилизации КА с помощью двигателей малой тяги). Помимо снижения перегрузок данный метод позволяет также достигнуть значительной экономии рабочего тела [24, 39].

При выполнении программ научных экспериментов наиболее часто возникают задачи управления его положением относительно центра масс, т. е. ориентации и стабилизации.

Используемые в настоящее время системы ориентации и стабилизации принято делить на пассивные и активные.

Пассивные системы ориентации и стабилизации не требуют в процессе своего функционирования энергозатрат от бортовых источников. Ориентация и стабилизация с помощью таких систем осуществляется за счет действия внешних моментов (гравитационных, аэродинамических, магнитных), либо за счет придания космическому аппарату гироскопических свойств путем раскрутки его вокруг одной из связанных осей (чаще всего вокруг оси, соответствующей максимальному моменту инерции).

В соответствии с физической природой момента, создаваемого пассивной системой, существует несколько методов пассивной стабилизации: гравитационная, аэродинамическая, магнитная и солнечная. Стабилизация вращением, осуществляемая за счет придания космическому аппарату свойств гироскопа, используется обычно совместно с активной системой коррекции, устраняющей возникающие отклонения стабилизируемой оси от требуемого положения.

Основным достоинством пассивных систем, очевидно, является то, что они практически не требуют запасов энергии для своего функционирования. Поэтому дополнительно вводимая для обеспечения стабилизации масса является постоянной и не зависит от длительности выполняемых в ориентированном полете научных наблюдений. Пассивная система включает в свой состав лишь массу самих устройств, обеспечивающих ориентацию и стабилизацию: аэродинамический стабилизатор, электромагнит и т. п. В некоторых случаях для обеспечения пассивной стабилизации не

требуется конструктивных доработок КА; например, в полете орбитальной станции «Салют-6» был оперативно введен и затем успешно использован при выполнении различных экспериментов режим гравитационной стабилизации. Пассивные системы стабилизации не требуют измерителей, усилителей и вычислительных устройств, что также является их преимуществом, поскольку отсутствие указанной аппаратуры естественным образом повышает надежность системы.

Кроме того, использование пассивных методов исключает возможность образования собственной атмосферы вокруг КА за счет работы реактивных двигателей (известно, что атмосфера, образующаяся вокруг КА, мешает проведению некоторых научных экспериментов), а также появление нередко нежелательных сильных возмущающих ускорений, сопровождающих включение исполнительных органов активной системы ориентации.

Недостатки пассивных систем связаны с ограниченными возможностями по ориентации и точности стабилизации, поскольку каждая из пассивных систем может ориентировать КА только в одной базовой системе отсчета, а сравнительно малые моменты, создаваемые этими системами, не позволяют достичь высокой точности стабилизации. Ошибка стабилизации при использовании пассивных систем обычно составляет единицы градусов.

Применение пассивных систем оказывается целесообразным в тех случаях, когда КА должен постоянно в течение очень продолжительного времени ориентироваться в какой-либо базовой системе отсчета при невысоких требованиях к точности стабилизации. Кроме того, пассивные методы стабилизации иногда используются при отключенных активных системах ориентации (как это делалось на станции «Салют-6»). В процессе полета орбитальной станции «Салют-6», например, в режиме гравитационной стабилизации выполнялись технологические, астрономические, геофизические и некоторые другие эксперименты [29, 30]. Это позволило существенно расширить программу научных экспериментов и исследований и получить более качественные результаты в технологических экспериментах.

В отличие от пассивных активные системы ориентации и стабилизации создают управляющий момент с помощью устройств, потребляющих энергию от бортовых источников. По своей структуре активные системы являются замкнутыми системами автоматического (или ручного) управления с обратной связью и включают все основные элементы, входящие в любую систему автоматического управления: измерительное устройство, усилительно-преобразующее устройство, управляющее устройство (системы ручного управления дополнительно включают устройство отображения информации космонавту и ручку управления со своим усилительно-преобразующим устройством).

В активных системах могут применяться управляющие устройства, создающие внешний и внутренний моменты относительно осей, связанных с КА. В настоящее время для создания внешних

моментов используются реактивные микродвигатели и моментный магнитопривод, а для создания внутренних моментов — двигатели-маховики и силовые гироскопы.

Управляющий момент реактивными микродвигателями создается за счет приложения к КА на некотором расстоянии от его центра масс тяги. Понятно, что величина управляющего момента зависит от плеча приложения тяги и ее уровня. Поэтому при проектировании космических аппаратов стремятся сопла двигателей систем ориентации и стабилизации устанавливать на максимальном удалении от центра масс КА (можно также использовать специальные выдвижные штанги для увеличения плеча и соответственно управляющего момента).

Системы ориентации и стабилизации, использующие реактивные микродвигатели, позволяют выполнять ориентацию КА в любой базовой системе отсчета (для этого требуется лишь иметь на борту КА необходимые измерительные устройства). Точность стабилизации в системах с микродвигателями в основном определяется точностью используемых измерительных устройств, так как данные системы в отличие от пассивных могут компенсировать любые реально действующие возмущающие моменты и свести обусловленную ими ошибку стабилизации к минимуму. Кроме того, активные системы с микродвигателями позволяют весьма быстро проводить любую переориентацию космического аппарата, что может оказаться весьма важным их преимуществом при выполнении некоторых экспериментов в космосе.

Недостаток подобных систем обусловлен тем, что энергетические затраты, требуемые для их функционирования, пропорциональны величине создаваемой тяги и суммарному времени включения двигателей. Поэтому при длительном функционировании КА на орбите для систем с реактивными микродвигателями требуются очень большие запасы топлива.

Преодолеть данное ограничение можно с помощью: выполнения дозаправки на орбите;

введения участков траектории полета КА с отключенной системой ориентации (например, во время сна экипажа);

совмещения режимов ориентации и коррекции КА.

Первые два способа повышения длительности функционирования КА на орбите использовались в период полета орбитальной станции «Салют-6». Оказалось, что несмотря на принятые таким образом меры для повышения эффективности выполнения научной программы на станции необходимо дополнительно ввести экономичные методы управления [18, 30].

Совмещение режимов ориентации и коррекции оказывается выгодным для длительно функционирующих КА, поскольку в этом случае средневременные расходы топлива на ориентацию и коррекцию примерно равны. Использование совмещенных режимов управления позволяет добиться значительной экономии рабочего тела при проведении экспериментов (при совмещенном управлении топлива тратится почти в 1,5 раза меньше, чем при раздель-

ном) [24]. Однако полностью решить энергетическую проблему не удается и в этом случае. Поэтому при проведении экспериментов в космосе системы ориентации и стабилизации с реактивными двигателями должны применяться на КА со сравнительно небольшой длительностью функционирования (типа КК «Союз») либо использоваться наряду с экономичными системами и режимами полета (типа гравитационной стабилизации, как это реализовывалось на орбитальных станциях «Салют-6, -7»).

Другой недостаток использования активных систем с реактивными микродвигателями связан с образованием при сгорании топлива вредной для выполнения ряда экспериментов собственной атмосферы КА.

В системах управления с моментным магнитоприводом управляющий момент создается за счет взаимодействия магнитного диполя, установленного на борту КА электромагнита, с геомагнитным полем. Суммарный вектор управляющего момента в этом случае определяется соотношением

$$\vec{M}_y = \vec{d} \times \vec{B}, \quad (2.1)$$

где \vec{d} — суммарный вектор магнитного диполя магнитопривода; \vec{B} — индукция магнитного поля Земли.

Возможность работы магнитопривода при использовании электроэнергии от солнечных батарей не зависит от времени ориентированного полета, что свидетельствует о перспективности его применения в случае реализации длительных научно-исследовательских программ.

Из выражения (2.1) следует, что суммарный управляющий вектор \vec{M}_y всегда перпендикулярен вектору \vec{B} . Поэтому управляющие моменты с помощью магнитопривода могут быть созданы лишь относительно двух осей ортогональных вектору \vec{B} . Следовательно, без привлечения дополнительного управляющего устройства данная система не обеспечивает трехосную ориентацию КА в пространстве, которая необходима для выполнения ряда экспериментов (астрономических при исследовании протяженных источников излучения, геофизических и т. п.). Кроме того, получение нужных направлений и величин управляющего вектора \vec{M}_y затруднено вследствие изменения вектора \vec{B} при движении КА по орбите и вследствие свойственных вектору \vec{B} периодических изменений и непрогнозируемых флуктуаций.

Для создания управляющих моментов при использовании двигателей-маховиков и гироскопических устройств применяется энергия от бортовых источников. Подобные управляющие устройства способны в длительных космических полетах создавать моменты относительно всех трех осей КА без отброса массы и обеспечивать при этом повышенную точность ориентации. Данные обстоятельства указывают на перспективность их использования для управле-

ния научно-исследовательскими аппаратами различного назначения.

Возможности применения двигателей-маховиков и гироскопических устройств, однако, ограничены предельно допустимой величиной кинетического момента (данное явление получило название «насыщение»). Для снятия накопленного при длительной ориентации кинетического момента на КА обычно дополнительно устанавливаются устройства, создающие внешний момент (подобные системы ориентации и стабилизации называют комбинированными).

Отмеченные особенности различных видов управляющих устройств указывают на целесообразность применения комбинированных систем ориентации и стабилизации. При конкретной реализации системы управления на космическом аппарате должны быть прежде всего учтены цели и задачи предстоящих полетов, а также методические особенности планируемых экспериментов и исследований.

Управление ориентацией космического аппарата в полете основано на получении информации о движении жестко связанных с КА осей относительно осей базовой системы отсчета. Причем на практике обычно ограничиваются получением информации об углах между соответствующими осями и угловых скоростях, так как производные от углов более высокого порядка практически не несут полезной информации об угловом движении КА. Соответственно датчики, используемые на КА, называют позиционными датчиками ориентации (эти приборы дают системе ориентации информацию о мгновенном угловом положении КА) и датчиками угловых скоростей (они дают возможность судить о мгновенном значении вектора угловой скорости КА) [71].

Расширение программ космических экспериментов и исследований сильно повлияло на разработку и создание высокоточных датчиков ориентации. Если точность датчиков ориентации, используемых на космических аппаратах первого поколения, составляла чаще всего единицы градусов ($1 \dots 3^\circ$), то в настоящее время уже разработаны датчики погрешностью менее $1''$ (такая высокая точность требуется, например, при выполнении ряда астрономических исследований).

Примеры существующих систем ориентации и управления движением современных КА приведены, например, в [7], где рассмотрены космические корабли «Союз» и «Аполлон», совершившие в 1975 г. стыковку на орбите и совместный полет.

2.2.2. Радиотелеметрические системы

Радиотелеметрические системы играют важную роль в процессе получения научной информации в космическом эксперименте. С их помощью на Землю передаются сведения об исследуемых процессах и явлениях, а также о работе научной аппаратуры и служебных систем. Используемая в космических экспериментах информационно-телеметрическая система состоит из бортовой части, ус-

танавливаемой на КА, и наземной, связанной с ней радиолинией. Бортовая часть системы содержит устройства восприятия первичной информации, сбора, преобразования и последующей ее передачи в наземную часть системы, имеющую приемные, дешифрирующие (преобразующие), регистрирующие элементы, и средства визуального отображения принимаемой информации.

Для передачи большого объема информации, получаемой в космическом полете, применяются многоканальные радиотелеметрические системы (РТС) с различными методами разделения каналов. В настоящее время используются методы частотного, временного, кодового и комбинированного разделения каналов, которые обеспечивают скорости передачи информации до нескольких миллионов бит в секунду. Существующая тенденция увеличения скорости передачи информации до десятков и (даже сотен) миллионов бит в секунду связана с усложнением бортового оборудования и увеличением объема выполняемых экспериментов.

Наибольшее распространение при обеспечении космических полетов получили системы с частотным и временным разделением каналов, что обусловлено рядом их технических и эксплуатационных преимуществ.

При частотном разделении каждому каналу отводится некоторая полоса частот, в пределах которой практически укладывается спектр той части сигнала, которая обеспечивает передачу информации этого канала [47]. При временном разделении каждому каналу периодически предоставляется определенный интервал времени, в течение которого осуществляется передача сигнала данного канала.

Для передачи полученной на борту КА информации, измерения от датчиков преобразуются в электрические величины. Электрические сигналы на борту КА поступают на суммирующее и кодирующее устройства, формирующие телеметрический кадр (групповой сигнал). Для разделения информации от каждого из используемых датчиков вводятся специальные адресные признаки. Сформированный таким образом групповой сигнал излучается в пространство и принимается наземными пунктами при пролете КА над ними.

В процессе полета по орбите космический аппарат периодически оказывается вне зоны видимости наземных измерительных пунктов (для низкоорбитальных аппаратов, в основном и рассматриваемых в настоящей книге, большую часть полета КА не имеет прямой связи с наземными пунктами). Поэтому практически все научно-исследовательские КА имеют в своем составе запоминающие устройства (емкостью до 10 Мбит) для записи электрических сигналов, содержащих информацию об изучаемых явлениях. Наличие запоминающего устройства на борту космического аппарата позволяет организовывать следующие режимы получения и передачи информации на наземные приемно-регистрирующие устройства:

записи;

прямого воспроизведения (т. е. передачи запомненной ранее информации);

обратного воспроизведения (т. е. передачи информации в обратном направлении).

Кроме того, возможны комбинации некоторых режимов как между собой, так и с режимом непосредственной передачи.

Для обеспечения временной привязки информации в телеметрический кадр вводят специальные служебные сигналы, формируемые бортовым генератором эталонного времени. С помощью данных сигналов при наземной обработке и анализе информации с высокой точностью определяются моменты времени появления зарегистрированного на борту КА события.

В радиотелеметрических системах используются высокоскоростной и низкоскоростной режимы передачи информации.

Из-за большого объема передаваемой информации и ограниченного времени нахождения низкоорбитального КА в зоне видимости измерительных пунктов в РТС используется высокоскоростной режим. С этой целью на КА для передачи большого числа параметров, получаемых в космических экспериментах, используются широкополосные телеметрические системы с высокой пропускной способностью.

Следует отметить, что на крупных спутниках нередко используется несколько телеметрических систем. При этом измерение технических (вспомогательных) параметров обеспечивается с помощью системы с относительно низкой скоростью передачи информации.

2.2.3. Системы терморегулирования, электроснабжения и обеспечения жизнедеятельности

Из прочих систем космического аппарата, влияющих на выполняемые эксперименты, можно выделить систему терморегулирования, систему электроснабжения и систему обеспечения жизнедеятельности*.

Отметим некоторые особенности указанных систем.

Поддержание необходимого теплового режима находящегося на орбите КА осуществляется с помощью комплекса средств системы терморегулирования. При этом различают пассивные и активные способы создания необходимого теплового режима [47]. К пассивным способам относят: рациональное размещение тепловыделяющих и теплопоглощающих приборов и оборудования внутри космического аппарата; теплоизоляцию приборов и самого КА; применение экранов от солнечной радиации, а также специальных защитных покрытий; выбор формы КА и его ориентации в полете.

При использовании активных способов для устранения переохлаждения используются электронагреватели (воздушные и жидкостные), а устранение перегрева оборудования обеспечивается отводом тепла за пределы КА с помощью газообразных или жидких теплоносителей.

* Более полные сведения о системах пилотируемых КА можно получить из книги проф. А. С. Елисева «Техника космических полетов». М.: Машиностроение, 1983 г.

Для нормального функционирования многих научных приборов необходимо поддержание температуры окружающего пространства в заданных пределах (определяемых техническими условиями по эксплуатации конкретного прибора). В некоторых случаях, например при выполнении биологических экспериментов, температура вблизи научного прибора должна поддерживаться с очень малыми отклонениями от номинального значения. Контроль температурного режима в подобных случаях выполняется по телеметрии в наземном центре управления экспериментом.

Весьма сложные задачи по созданию на КА высоких, либо сверхнизких температур возникают при выполнении технологических и некоторых астрономических экспериментов. В первом случае приходится создавать и изменять по строго определенному закону температуру в технологической печи (которая достигает 1000°С и более), во втором — обеспечивать охлаждение приемников излучения телескопов до температуры ~5 К (подобные задачи решались, например, на станции «Салют-6» в процессе выполнения технологических экспериментов и астрономических исследований с субмиллиметровым телескопом БСТ-1М).

Производство электрической энергии, а также распределение ее между потребителями на борту КА, осуществляется с помощью системы электроснабжения космического аппарата. Система электроснабжения КА включает источники электроэнергии (как правило, химические, солнечные и ядерные), преобразователи электроэнергии и электрические сети. Кроме того, в состав системы электроснабжения обычно входит защитная, контролирующая и регулировочная аппаратура.

Выполнение большинства экспериментов в космосе требует затрат электроэнергии для обеспечения работы научной аппаратуры и служебных систем КА. Причем в некоторых случаях для проведения эксперимента могут потребоваться весьма большие затраты электрической энергии, что делает необходимым принятие специальных мер на КА, например, предварительное выполнение подзаряда солнечных батарей до максимально возможной величины. При выполнении экспериментов с телескопом БСТ-1М на станции «Салют-6» охлаждение приемников излучения с помощью активной системы охлаждения, имеющей большое электропотребление, осуществлялось на фоне ориентации станции, обеспечивающей максимальный подзаряд (станция «Салют-6» при этом ориентировалась продольной осью в сторону Солнца).

Система обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) предназначена для создания и поддержания условий жизнедеятельности и работоспособности экипажа КА в процессе выполнения им экспериментов в космическом полете. Кроме того, данная система служит для поддержания жизнедеятельности различных биообъектов (например, растений) в медико-биологических экспериментах.

СОЖ обеспечивает, в частности, автоматическое поддержание заданных параметров воздуха, вентиляцию и очистку его от вредных примесей, а также решение других аналогичных задач.

2.2.4. Особенности построения бортовых систем орбитальных станций «Салют»

В предыдущих разделах были изложены общие принципы построения ряда служебных систем КА.

Особенности реализации этих принципов на орбитальных станциях (ОС), а также назначение других бортовых систем, оказывающих влияние на выполнение научных исследований, рассмотрим на примере орбитальных станций «Салют».

Управление научной аппаратурой с пультов станции и с Земли обеспечивает система управления бортовым комплексом (СУБК). При управлении с Земли соответствующие команды выдаются по командной радиолинии (КРЛ). Для преобразования команд управления, переданных по КРЛ на станцию, служат логические устройства и программно-временные устройства. Бортовые системы могут функционировать по типовым программам, реализация которых осуществляется подачей управляющих команд.

При ручном управлении полетом станции проведение научных экспериментов экипаж осуществляет с пультов управления. В этом случае также могут быть использованы типовые программы. При автоматическом управлении на пилотируемом участке полета функции космонавтов — следить за отработкой программы по индикаторам контроля.

Система управления движением совместно с системой исполнительных органов обеспечивает автоматическую и ручную ориентацию станции в орбитальной системе координат, а также развороты для наведения чувствительных осей научных приборов в заданные точки пространства.

Автоматическое управление движением используется для выполнения экспериментов при отсутствии космонавтов на борту, а также для облегчения их работы. Применение ручного управления на станциях «Салют» расширяет возможности проведения научных исследований и, в ряде случаев, позволяет повысить точность наведения (например, при использовании ручной астроориентации).

В состав системы управления движением входит следующая аппаратура: инфракрасный построитель местной вертикали, датчик ориентации на Солнце, датчики угловых скоростей, блок свободных гироскопов и т. д. [75]. Ручная ориентация выполняется экипажем с помощью оптических приборов.

Наведение осей научных приборов на объекты исследования осуществляется обычно следующим образом.

Предварительно экипажем или автоматически выполняется построение орбитальной ориентации. Далее в расчетный момент времени осуществляется разарретирование гироскопов и производятся программные развороты станции. После окончания программных разворотов полученная ориентация поддерживается с помощью блока стабилизации. Данный способ ориентации обеспечивает наведение с погрешностью, приблизительно равной погрешности построения орбитальной ориентации станции. При необходимости

уточнить ориентацию используется ручная астроориентация. В этом случае достигается точность наведения $\sim 10'$.

В процессе управления движением станции управляющие моменты создаются жидкостными ракетными микродвигателями, работающими на двухкомпонентном топливе.

Снабжение научной аппаратуры (и вспомогательных систем) постоянным и переменным током обеспечивает система единого электропитания станции. В состав системы электропитания входят солнечные батареи и накопители энергии (аккумуляторные батареи), преобразователи (постоянного тока в переменный), устройства управления и телеконтроля. Роль источника тока на станции выполняет буферная аккумуляторная батарея, работающая совместно с солнечной батареей в режиме разряда-заряда. Аккумуляторные батареи защищены от перезаряда (перезаряда) при помощи автоматики. Параметры, характеризующие режим работы системы электропитания, а также текущий уровень заряженности буферной аккумуляторной батареи выводятся на пульт космонавта и на телеметрию.

Радиокomплекс (бортовой и наземный) станции обеспечивает передачу телеметрической информации, передачу команд управления, проведение радиоконтроля орбиты, телефонную и телеграфную связь, передачу телевизионных изображений, временную привязку бортового времени к московскому.

Телеметрическая система на станции регистрирует научную и служебную информацию. Во время нахождения орбитальной станции в зоне видимости измерительных пунктов зарегистрированная информация передается на Землю. ТМ-информация передается на измерительный пункт в двух режимах: непосредственной передачи (НП) и воспроизведения (ВП).

ТМ-информация используется для контроля научной аппаратуры, управления ходом эксперимента, а также для научного анализа результатов экспериментов.

Управление научной аппаратурой орбитальной станции осуществляется с помощью командных подсистем. Командная информация с Земли передается на борт станции в виде чисел, закодированных двоичным кодом. Обработка и дешифровка поданных команд осуществляется бортовой аппаратурой станции.

Радиоконтроль и последующий прогноз движения станции необходимы для планирования сеансов связи, управления положением станции, пространственной привязки результатов научных экспериментов. Параметры орбиты станции измеряются с помощью бортовых приемопередатчиков.

Радиосвязь с экипажем станции ведется в телефонном или в телеграфном режиме. С помощью радиосвязи экипаж получает информацию, необходимую для проведения научных экспериментов, а также сообщает о полученных результатах.

Телевизионная система обеспечивает возможность визуального наблюдения специалистами за работой экипажа по выполнению научных экспериментов. С помощью телевидения экипаж может по-

2.2.4. Особенности построения бортовых систем орбитальных станций «Салют»

В предыдущих разделах были изложены общие принципы построения ряда служебных систем КА.

Особенности реализации этих принципов на орбитальных станциях (ОС), а также назначение других бортовых систем, оказывающих влияние на выполнение научных исследований, рассмотрим на примере орбитальных станций «Салют».

Управление научной аппаратурой с пультов станции и с Земли обеспечивает система управления бортовым комплексом (СУБК). При управлении с Земли соответствующие команды выдаются по командной радиолинии (КРЛ). Для преобразования команд управления, переданных по КРЛ на станцию, служат логические устройства и программно-временные устройства. Бортовые системы могут функционировать по типовым программам, реализация которых осуществляется подачей управляющих команд.

При ручном управлении полетом станции проведение научных экспериментов экипаж осуществляет с пультов управления. В этом случае также могут быть использованы типовые программы. При автоматическом управлении на пилотируемом участке полета функции космонавтов — следить за отработкой программы по индикаторам контроля.

Система управления движением совместно с системой исполнительных органов обеспечивает автоматическую и ручную ориентацию станции в орбитальной системе координат, а также развороты для наведения чувствительных осей научных приборов в заданные точки пространства.

Автоматическое управление движением используется для выполнения экспериментов при отсутствии космонавтов на борту, а также для облегчения их работы. Применение ручного управления на станциях «Салют» расширяет возможности проведения научных исследований и, в ряде случаев, позволяет повысить точность наведения (например, при использовании ручной астроориентации).

В состав системы управления движением входит следующая аппаратура: инфракрасный построитель местной вертикали, датчик ориентации на Солнце, датчики угловых скоростей, блок свободных гироскопов и т. д. [75]. Ручная ориентация выполняется экипажем с помощью оптических приборов.

Наведение осей научных приборов на объекты исследования осуществляется обычно следующим образом.

Предварительно экипажем или автоматически выполняется построение орбитальной ориентации. Далее в расчетный момент времени осуществляется разарретирование гироскопов и производятся программные развороты станции. После окончания программных разворотов полученная ориентация поддерживается с помощью блока стабилизации. Данный способ ориентации обеспечивает наведение с погрешностью, приблизительно равной погрешности построения орбитальной ориентации станции. При необходимости

уточнить ориентацию используется ручная астроориентация. В этом случае достигается точность наведения $\sim 10'$.

В процессе управления движением станции управляющие моменты создаются жидкостными ракетными микродвигателями, работающими на двухкомпонентном топливе.

Снабжение научной аппаратуры (и вспомогательных систем) постоянным и переменным током обеспечивает система единого электропитания станции. В состав системы электропитания входят солнечные батареи и накопители энергии (аккумуляторные батареи), преобразователи (постоянного тока в переменный), устройства управления и телеконтроля. Роль источника тока на станции выполняет буферная аккумуляторная батарея, работающая совместно с солнечной батареей в режиме разряда-заряда. Аккумуляторные батареи защищены от перезаряда (переразряда) при помощи автоматики. Параметры, характеризующие режим работы системы электропитания, а также текущий уровень заряженности буферной аккумуляторной батареи выводятся на пульт космонавта и на телеметрию.

Радиокомплекс (бортовой и наземный) станции обеспечивает: передачу телеметрической информации, передачу команд управления, проведение радиоконтроля орбиты, телефонную и телеграфную связь, передачу телевизионных изображений, временную привязку бортового времени к московскому.

Телеметрическая система на станции регистрирует научную и служебную информацию. Во время нахождения орбитальной станции в зоне видимости измерительных пунктов зарегистрированная информация передается на Землю. ТМ-информация передается на измерительный пункт в двух режимах: непосредственной передачи (НП) и воспроизведения (ВП).

ТМ-информация используется для контроля научной аппаратуры, управления ходом эксперимента, а также для научного анализа результатов экспериментов.

Управление научной аппаратурой орбитальной станции осуществляется с помощью командных подсистем. Командная информация с Земли передается на борт станции в виде чисел, закодированных двоичным кодом. Обработка и дешифровка поданных команд осуществляется бортовой аппаратурой станции.

Радиоконтроль и последующий прогноз движения станции необходимы для планирования сеансов связи, управления положением станции, пространственной привязки результатов научных экспериментов. Параметры орбиты станции измеряются с помощью бортовых приемопередатчиков.

Радиосвязь с экипажем станции ведется в телефонном или в телеграфном режиме. С помощью радиосвязи экипаж получает информацию, необходимую для проведения научных экспериментов, а также сообщает о полученных результатах.

Телевизионная система обеспечивает возможность визуального наблюдения специалистами за работой экипажа по выполнению научных экспериментов. С помощью телевидения экипаж может по-

казать специалистам полученные результаты исследований (например, выращенные в технологическом эксперименте кристаллы).

Для точной привязки бортового времени к московскому с борта станции на Землю передаются специальные временные метки.

2.3. ТИПЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

Большое количество разнотипных задач по выполнению исследований и экспериментов на орбитах обуславливает создание космических аппаратов разнообразного назначения. Существующие и разрабатываемые в настоящее время космические аппараты можно классифицировать по ряду отличительных признаков. В основу классификации, например, могут быть положены признаки, характеризующие назначение, конструктивные особенности, способы управления, информативность, длительность существования КА на орбите, наличие или отсутствие в нем экипажа и т. д.

Подразделяя космические аппараты по основным признакам, можно выделить автоматические КА и пилотируемые корабли и станции.

Более детальная классификация космических аппаратов может быть проведена:

по назначению (астрономические спутники; научно-исследовательские КА для изучения физических условий в верхних слоях атмосферы и в околоземном пространстве; аппараты прикладного назначения, используемые для решения практических задач: метеорологии, связи, геодезии, исследования природных ресурсов Земли и т. д.);

по длительности эксплуатации (космические аппараты кратковременной эксплуатации со временем активного существования несколько суток — типа КК «Союз»; космические аппараты со средней длительностью эксплуатации в 1...2 мес. — типа биоспутников серии «Космос»; космические аппараты длительной эксплуатации — типа орбитальной станции «Салют-6»);

по наличию экипажа (пилотируемые, беспилотные и посещаемые КА);

по массе (легкие — до 300...500 кг; средние — до 7000...10 000 кг; тяжелые свыше 7000...10 000 кг);

по возможности возвращения на Землю (возвращаемые, невозвращаемые и частично возвращаемые);

по типу орбиты (околоземные, стационарные);

по информативности (КА с низкой — менее 10^5 бит/сут, средней — $10^5...10^8$ бит/сут и большой информативностью — более 10^8 бит/сут);

по наличию ориентации (неориентируемые, ориентируемые и частично ориентируемые * КА);

* Аппараты, совершающие часть полета в ориентированном состоянии, и часть — в неориентированном.

по виду связи с наземными средствами (с односторонней связью, двусторонней связью и т. д.).

Многообразие конструктивно-компоновочных схем КА определяется их назначением, диапазоном решаемых задач и возможностями используемых ракет-носителей.

При разработке конструктивных схем КА учитывается непрерывное и длительное влияние на них специфических условий космического пространства: глубокого вакуума, интенсивной радиации, метеорных потоков, невесомости и т. п. Конструкция КА должна обеспечивать функционирование всех систем аппарата при воздействии этих факторов в течение всего времени полета.

К конструктивным элементам КА относят: силовой каркас (состоящий из нескольких соединенных между собой силовых ферм), герметизированные отсеки и комплекс бортовой аппаратуры, размещаемой как внутри, так и снаружи отсеков КА.

На начальной стадии конструирования на основе компоновочных расчетов осуществляется объединение различных элементов конструкции космического аппарата в единый агрегат. При этом в процессе компоновки КА стремятся к оптимальному расположению силовых элементов, отсеков и бортовых систем в единой конструкции. Основными требованиями к конструкции при компоновке исследовательского космического аппарата являются:

1) недопустимость превышения заданной массы и заданных габаритов;

2) размещение аппаратуры и агрегатов, обеспечивающее удобный доступ к ним с возможностью замены перед стартом;

3) минимально возможное перемещение центра масс и изменение динамических характеристик при изменении расходуемых компонентов в полете;

4) минимальные вибрации в полете;

5) возможность совершенствования конструкции (для пилотируемых и посещаемых аппаратов — возможность выполнения ремонта и замены оборудования в полете);

6) рациональное размещение научной аппаратуры;

7) сведение к минимуму вредного влияния систем КА на научную аппаратуру.

Первые пять требований являются общими при компоновке любых космических аппаратов.

Задача рационального размещения научной аппаратуры является сложной комплексной проблемой, выходящей за рамки настоящей книги. Сложность решения данной задачи особенно возрастает при создании многоцелевых орбитальных станций, включающих целый комплекс научного оборудования различного назначения.

Отметим в качестве примера лишь некоторые принятые в настоящее время принципы рационального размещения научной аппаратуры.

Для космических аппаратов, находящихся большую часть полета в режиме орбитальной ориентации, геофизическую аппаратуру, например, целесообразно устанавливать таким образом, чтобы она

во время полета была направлена вниз на земную поверхность; в то же время астрономическая аппаратура должна быть направлена вверх на небесную сферу.

Оптические визиры, используемые для наведения научной аппаратуры на исследуемые объекты в астрономических и геофизических экспериментах, целесообразно устанавливать возможно ближе к научной аппаратуре, жестко закрепленной на корпусе КА. Это позволит уменьшить влияние на точность наведения нежесткости конструкции КА и возможных ее деформаций, вызванных перепадом давлений (внутри КА и снаружи), температурными изменениями и другими причинами.

При размещении технологической аппаратуры необходимо стремиться к ее установке в центре масс аппарата, поскольку в этом случае перегрузки, вызванные вращением КА относительно ее центра масс и крайне нежелательные для технологического процесса, будут, очевидно, минимальны.

Проблема устранения вредного влияния систем КА на научную аппаратуру и результаты проводимых экспериментов является еще более сложной, чем рациональное размещение аппаратуры.

Цели и задачи, решаемые с помощью научно-исследовательских аппаратов, а также возможности современной технологии определили многообразие технических решений при разработке различных КА. Конструкции современных КА делят на компактные, развертываемые, надувные и сборные.

Компактные конструкции отличаются наиболее высокой надежностью, так как они не требуют изменения своей формы для приведения аппарата в рабочее состояние. Вместе с тем их создание сопряжено с трудностями размещения аппаратуры в ограниченных объемах.

При использовании развертываемых конструкций появляется возможность в устранении некоторых габаритных ограничений. В то же время возникает и ряд недостатков: меньшая надежность и виброустойчивость, увеличение возмущающих воздействий, сложность выполнения динамических расчетов и т. д. Конструкции такого типа имеют космические аппараты «Метеор», «Молния», «Союз», «Салют» и т. д. (развертываемыми элементами конструкции у них являются панели солнечных батарей и некоторые антенны).

Надувные конструкции (т. е. принимающие заданную форму после вывода КА на орбиту) имели спутники «Эхо-1», «Эхо-2».

Большие перспективы связаны с возможностью создания сборных конструкций на орбите (многоцелевые модульные орбитальные станции, неограниченно наращиваемые на орбите космические радиотелескопы и т. д.). Примером создания сборных конструкций на орбите может служить комплекс «Союз — Салют — Прогресс», с помощью которого выполнялись многочисленные научные исследования и эксперименты.

Наиболее сложные конструкции имеют пилотируемые аппараты. Большинство пилотируемых полетов в нашей стране было выполнено на космических кораблях типа «Союз». Данные корабли исполь-

зовались как для доставки экипажей на борт орбитальной станции, так и для решения самостоятельных научных задач. Например, первые технологические эксперименты были выполнены на КА «Союз-6». С помощью телескопа «Орион-2», установленного на КА «Союз-13», в 1973 г. были проведены интересные астрономические исследования. «Союз-22» был запущен для выполнения фотографирования земной поверхности многозональной камерой МКФ-6 и т. д.

При выборе типа КА для конкретного исследования один из основных вопросов заключается в определении целесообразности и степени участия в данном полете космонавтов. Решение этой проблемы в большой мере определяет всю дальнейшую проработку конструкции и логики работы систем КА.

Аппаратура автоматических КА может работать только по заранее разработанной и введенной на борт КА программе. Возможности изменения программы полета для автоматических аппаратов невелики. Поэтому использование беспилотных КА в настоящее время ограничивается решением относительно узких научных задач, например, астрономическими исследованиями в какой-либо области спектра и т. п. (при этом необходимо отметить, что подавляющее большинство наиболее интересных научных результатов в космосе получено с помощью автоматических аппаратов).

На пилотируемых КА (орбитальных станциях и космических кораблях) одновременно решается гораздо более широкий круг научных и прикладных задач. В настоящее время на пилотируемых орбитальных станциях выполняются эксперименты и исследования по всем указанным в гл. 1 направлениям. Данное обстоятельство связано прежде всего с появляющейся из-за присутствия экипажа возможностью гибкого изменения научной программы на пилотируемом КА.

Проблему выбора типа космического аппарата для решения тех или иных научных задач окончательно нельзя считать решенной. На пилотируемых КА целесообразно, по-видимому, осуществлять отработку методов научных исследований и используемой аппаратуры. При этом необходимо выяснить, какие приборы должны быть автоматическими, а какие должны управляться вручную; как передавать и обрабатывать информацию, получаемую в научных экспериментах и т. д. После отработки методов и приборов дальнейшие исследования могут быть продолжены с помощью специализированных автоматических КА. Перспективным направлением является также применение посещаемых космических аппаратов для выполнения программ научных экспериментов.

Наличие на борту орбитальной станции экипажа КА и большого количества разнообразной научной аппаратуры определяет и специфические черты эксплуатации станции в полете.

Выполнение исследований на многоцелевых орбитальных станциях дает возможность существенно расширить программу экспериментов за счет рационального использования установленной на ней аппаратуры. Известно, что непрерывная эксплуатация какого-

либо одного прибора затруднена из-за наличия ограничений на возможность проведения эксперимента; реально научные эксперименты выполняются лишь в определенных «окнах». Рациональное планирование экспериментов на орбитальной станции позволяет расширить (по сравнению со специализированным КА) реализуемую на борту научную программу. Эффективность выполнения программы исследований на орбитальной станции повышается также при совмещении (т. е. одновременном выполнении) нескольких экспериментов. В случае выхода какого-либо научного прибора из строя программа экспериментов на орбитальной станции легко может быть скорректирована (за счет более частого, до момента восстановления вышедшего из строя прибора, выполнения других экспериментов) и т. д.

«Платой» за появляющиеся преимущества при проведении научных экспериментов на орбитальной станции является сильное взаимовлияние служебных систем и научных приборов крупногабаритной станции, и ограничения на выполнение исследований, связанные с необходимостью обеспечения жизнедеятельности экипажа (экипажу в полете отводится время для сна, физических упражнений, влияющих на работу некоторых научных приборов и т. п.).

Кроме того, при выполнении научных программ на орбитальных станциях в центр управления полетом поступают чрезвычайно большие потоки телеметрической информации; причем их поступление происходит в течение длительного полета станции. Отмеченные особенности использования орбитальных станций для выполнения научных исследований указывают на необходимость комплексного подхода к проведению на них экспериментов, а также на необходимость создания специального комплекса управления экспериментами в полете.

Многоцелевые научные программы в нашей стране выполнялись с помощью орбитальных станций «Салют». Отметим особенности выполненных полетов орбитальных станций (ОС) этой серии.

Полет станции «Салют-1»* дал первый опыт создания и обеспечения функционирования тяжелых космических аппаратов, позволил получить полезные данные о возможности длительного пребывания и работы человека в космосе. В большом объеме научных исследований, выполненных на орбитальной станции «Салют-1», видное место заняли медико-биологические, астрономические исследования, а также комплексный фотографический эксперимент.

После завершения на орбите работ со станцией «Салют-1» был выполнен ряд полетов новых станций этой серии с разной продолжительностью.

В 1973 г. на орбиту была выведена орбитальная станция «Салют-2», совершившая около 400 оборотов вокруг Земли.

Станция «Салют-3», стартовавшая 25 июня 1974 г., представляла собой улучшенный по сравнению со станцией «Салют-1» вариант (на станции «Салют-3» использовалась иная система управле-

ния, отличающаяся более высокими характеристиками; кроме того, была улучшена система электроснабжения за счет обеспечения ориентирования солнечных батарей на Солнце независимо от станции).

Обширный комплекс научных исследований был выполнен в 1975 г. на орбитальной станции «Салют-4». Интересные исследования рентгеновского излучения были проведены с помощью аппаратуры «Филин-2» и зеркального телескопа РТ-4. Изучение процессов, протекающих на Солнце, осуществлялось телескопом ОСТ-1. Для исследований галактических и солнечных космических лучей на станции был установлен автоматический спектрометр изотопов легких ядер СИЛЯ-4 и т. д.

Станция «Салют-4» имела и ряд конструктивных отличий (улучшенная система электроснабжения, экономичная система ориентации «Каскад», система контроля и определения углового положения станции по телеметрическим измерениям и т. д.). С полетом орбитальной станции «Салют-4» связан и первый опыт оперативной обработки научной телеметрической информации в центре управления.

На станции «Салют-5», выведенной на орбиту 22 июня 1976 г., проводились научно-технические, технологические и медико-биологические исследования и эксперименты. Со станцией были выполнены две стыковки космических кораблей «Союз-21» и «Союз-24».

Наиболее обширная и длительная программа экспериментов и исследований связана с полетом орбитальной станции второго поколения «Салют-6», стартовавшей 28 сентября 1977 г.

На орбитальной станции «Салют-6» по сравнению с предыдущими станциями введены следующие основные усовершенствования: установлены два стыковочных узла, позволяющие пристыковаться к станции два корабля одновременно;

обеспечена возможность выполнения дозаправки двигательной установки станции топливом и замены отдельных блоков после выработки ресурса;

установлена телевизионная аппаратура для передачи на Землю цветного изображения (с Земли — на станцию и со станции на Землю);

обеспечена возможность выхода в открытый космос одновременно двух космонавтов;

улучшены санитарно-гигиенические условия пребывания экипажа.

Общая масса орбитального научного комплекса, включающего в себя станцию и два транспортных корабля, составляла 32 500 кг. Геометрические характеристики комплекса: общая длина в состыкованном состоянии с двумя транспортными кораблями ~ 29 м; длина станции 15 м; максимальный диаметр станции 4,15 м; максимальный поперечный размер станции по раскрытым солнечным батареям 17 м.

На станции «Салют-6» выполнялись астрономические, геофизические, медико-биологические, технологические и технические эксперименты. Часть научной аппаратуры была выведена на орбиту

* Выведена на орбиту в 1971 г.

вместе со станцией (телескоп БСТ-1М, фотоаппарат МКФ-6М и др.), а другая часть — доставлялась на борт с помощью грузовых и транспортных кораблей (телескоп КРТ-10, технологические установки «Кристалл» и «Сплав-01» и т. д.). Подобный подход к проведению экспериментов позволил осуществлять научную программу исследований в течение четырех лет функционирования станции на орбите. Основная особенность проведения научных исследований на станции «Салют-6» связана с необходимостью разработки и использования в полете специального комплекса обеспечения и управления экспериментами [17, 20].

Космические исследования с помощью ОС этой серии были продолжены на станции «Салют-7», выведенной на орбиту 19 апреля 1982 г.

2.4. ВЛИЯНИЕ БОРТОВЫХ СИСТЕМ И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА МЕТОДИКИ И РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Для успешного выполнения планируемых научных экспериментов и правильной интерпретации полученных результатов необходим учет реальных физических условий, образующихся на космическом аппарате в полете.

Особенно сложные физические условия возникают на многоцелевых орбитальных станциях, имеющих весьма крупные размеры и включающих в свой состав большое количество самых разнообразных приборов и систем, являющихся источниками электромагнитных, механических, тепловых и других помех.

Из всего многообразия различных факторов, сопутствующих выполнению экспериментов на КА, в данном разделе рассмотрим следующие: микроускорения, магнитные возмущения на КА и собственную атмосферу аппарата.

2.4.1. Микроускорения, возникающие на космическом аппарате в полете

Одним из наиболее трудновоспроизводимых в земных условиях, но в то же время привлекательным для многих научных экспериментов фактором является длительная невесомость, возникающая в космическом полете. Поэтому с запусками космических аппаратов связывают многие перспективные направления технологии, биологии и других научных направлений. Однако уже первые полеты КА показали, что абсолютная невесомость практически недостижима на борту из-за существования различных возмущений, создающих микроускорения. Вследствие этого представляет интерес исследование причин возникновения микроперегрузок на борту КА, а также разработка методов учета и уменьшения их влияния на выполняемые научные эксперименты.

Радиус-вектор произвольной точки M космического аппарата, принятого за твердое тело, может быть представлен в абсолютной

системе координат $OXYZ$ в виде

$$\vec{R} = \vec{R}_0 + \vec{r}, \quad (2.2)$$

где \vec{R}_0 — радиус-вектор центра масс КА в системе координат $OXYZ$; \vec{r} — вектор, определяющий положение точки M относительно осей связанной с КА системы координат $O\xi\eta\zeta$, начало которой совмещено с центром масс аппарата.

Дифференцируя выражение (2.2), найдем

$$\vec{\omega} = \vec{\omega}_0 + \vec{\varepsilon} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}), \quad (2.3)$$

где $\vec{\omega}_0 = \ddot{\vec{R}}_0$; $\vec{\omega}$, $\vec{\varepsilon}$ — векторы угловой скорости и углового ускорения вращения КА вокруг полюса, совпадающего с центром масс.

Рассмотрим различные возмущения, действие которых приводит к появлению в космическом полете ускорения \vec{w} .

В космическом полете полное уравнивание сил тяжести и инерции возможно только в центре масс аппарата.

Для произвольной точки M космического аппарата конечных размеров ($r \ll R$) разность ускорений, создаваемых гравитационным полем в точке нахождения центра масс КА и в рассматриваемой точке M , может быть оценена величиной

$$\Delta g_{\max} \approx 2\mu \frac{(\vec{r} \cdot \vec{R})}{R^4}, \quad (2.4)$$

где μ — гравитационный параметр Земли.

В реальном полете космического аппарата величина Δg_{\max} составляет обычно $10^{-7} \dots 10^{-5} g_0$, где g_0 — ускорение свободного падения на экваторе Земли.

Следует отметить, что при существующей в настоящее время тенденции к увеличению размеров и массы КА в случае выполнения некоторых экспериментов необходимо также учитывать и гравитационные силы, обусловленные взаимодействием масс внутри самого крупногабаритного аппарата.

Существенное влияние на движение космических аппаратов в околоземном пространстве оказывает верхняя атмосфера Земли. Оценить величину аэродинамического сопротивления можно с помощью соотношения

$$a_{\text{атм}} = C_a \frac{\rho v^2}{2} \frac{S}{m}, \quad (2.5)$$

где C_a — коэффициент аэродинамического сопротивления; ρ — плотность набегающего потока; v — скорость движения станции относительно внешней среды; S — площадь мишени аппарата; m — масса КА.

На высотах 250...400 км величина $a_{\text{атм}}$ составляет $10^{-7} \dots 10^{-6} g_0$.

Ускорение КА от светового давления, испытываемого им в полете, для рассматриваемых высот и КА типа «Салют» на 2...3 порядка меньше ускорения за счет аэродинамического торможения.

Величина возмущений, вызванных воздействием микрометеоритов на поверхность КА, может составить $\sim 10^{-16} g_0$ [1].

Появление собственного магнитного момента КА (см. разд. 2.4.2) может вызвать в полете сильные возмущения аппарата. Поэтому при проектировании КА, предназначенных для выполнения экспериментов, не допускающих возникновения микроускорений, необходимо принимать меры для компенсации собственных магнитных полей аппарата. В тех случаях, когда на КА предусмотрена компенсация магнитных возмущений, величины ускорений, возникающих при взаимодействии остаточного магнитного момента аппарата с МПЗ, не превышают величины $\sim 10^{-12} g_0$.

Таким образом, возникновение микроускорений на КА рассматриваемых типов связано в основном с действием аэродинамических и гравитационных сил. Кроме того, значительные перегрузки могут быть вызваны работой некоторых бортовых систем КА, деятельностью экипажа и вращением аппарата относительно его центра масс.

Наиболее значительные ускорения появляются при работе системы управления движением КА. В процессе периодически выполняемых коррекций орбиты возникают ускорения $\sim 10^{-2} \dots 10^{-1} g_0$. Ускорения, появляющиеся при работе реактивной системы ориентации и стабилизации космического аппарата, снабженной микродвигателями составляют на один-два порядка меньшую величину.

Работа на борту КА компрессоров, вентиляторов и другой аппаратуры также приводит к появлению неблагоприятных для протекания ряда экспериментов факторов — шумов, вибрации корпуса аппарата и т. д. На орбитальной станции «Скайлэб», например, интенсивность вибрации составляла $10^{-3} g_0$ [1].

Наибольшие величины ускорений при действии экипажа КА возникают во время выполнения космонавтами физических упражнений, необходимых для поддержания работоспособности в период длительных полетов. Эти ускорения в некоторых случаях могут составлять величину $\sim 10^{-3} g_0$.

Многие из рассмотренных причин создают микроускорения, уровень которых недопустим для выполнения ряда экспериментов, и поэтому должны быть приняты меры по его снижению. Для уменьшения величин перегрузок необходимо при проектировании исследовательских КА стремиться размещать научное оборудование (например, технологические печи) возможно ближе к центру масс аппарата. Кроме того, целесообразно избегать использования систем и агрегатов, вызывающих в процессе своей работы нежелательные для выполнения экспериментов эффекты. В некоторых случаях для проведения физико-технических исследований и технологических операций на КА может потребоваться чрезвычайно низкий уровень микроперегрузок. Для этой цели целесообразно использовать специализированный КА, например, спутник, свободный от «сноса», с электроракетными управляющими двигателями

[1]. При выполнении не очень продолжительных экспериментов для проведения исследований можно использовать и помещенное внутри вакуумного отсека КА научное оборудование, не касающееся стенок КА во время эксперимента (понятно, что, находясь в состоянии свободного дрейфа, используемое оборудование не будет испытывать влияние «поверхностных» сил: аэродинамических, светового давления и т. д.).

Специальные меры по снижению уровня микроускорений должны быть приняты и в процессе управления полетом исследовательского КА.

К сожалению несмотря на принимаемые при проектировании и управлении полетом КА меры полностью устранить наличие микроускорений на космическом аппарате практически невозможно. Поэтому в процессе выполнения на КА экспериментов необходимо измерять и контролировать их уровень (измеренные величины микроускорений используются также впоследствии при интерпретации результатов проведенных экспериментов).

Некоторые из рассмотренных возмущений, действующих на КА в полете, могут быть рассчитаны для известной орбиты и заданной конфигурации аппарата. В то же время расчет многих возмущений, возникающих при работе бортовых систем КА, затруднен. В ряде случаев для расчета ускорений могут быть использованы показания датчиков угловых скоростей, установленных по различным осям КА (подобные измерения применялись, например, при проведении технологических экспериментов в период полета орбитальной станции «Салют-6»). Использование датчиков угловых скоростей позволяет определять лишь ускорения, связанные с вращением КА относительно его центра масс. Для получения более точной информации о различных эффектах, возникающих в процессе выполнения научных экспериментов, целесообразно применение на борту КА высокоточных акселерометров.

При отказе от принятой при выводе уравнения (2.3) гипотезы, в рамках которой космический аппарат рассматривается как твердое тело, аналогично получим

$$\vec{\omega} = \vec{\omega}_0 + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) + \varepsilon \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{u}) + \varepsilon \times \vec{u} + 2\vec{\omega} \times \dot{\vec{u}} + \dot{\vec{u}}, \quad (2.6)$$

где \vec{u} — вектор упругого смещения рассматриваемой точки М от ее среднего положения.

Методы измерения характеристик поля ускорений упругих тел рассмотрены, например, в [46].

Описание некоторых из используемых в настоящее время высокоточных акселерометров содержится в книге [1].

2.4.2. Магнитные возмущения КА

Магнитные возмущения на космическом аппарате, обусловленные наличием магнитотвердых материалов, элементов из маг-

нитомягких материалов и токовых контуров, могут достигать значительной величины. Так, на третьем советском спутнике величина магнитной помехи составляла $\sim 3500 \gamma$ (напомним, что величина измеряемой напряженности МПЗ для реальных спутников изменяется в пределах $\sim 20\,000 \dots 50\,000 \gamma$). Поэтому при выполнении экспериментов на КА, имеющих специальную магнитно-метрическую, или иную чувствительную к магнитным полям аппаратуру, магнитные возмущения следует рассматривать как влияние дополнительных магнитных полей. Кроме того, при использовании в исследовательских аппаратах пассивных систем управления (см. разд. 2.2) магнитный возмущающий момент может повлиять на характер движения КА относительно центра масс и тем самым нарушить выполнение запланированной программы эксперимента.

Наличие магнитно-твердых материалов на борту связано с использованием при проектировании КА различных устройств, содержащих постоянные магниты (электродвигателей, магнитных замков, магнитных средств управления и т. д.). Суммарный магнитный момент этих устройств на КА относительно постоянен.

Ко второму типу источников магнитных возмущений относятся имеющиеся на борту КА элементы из магнитомягких материалов: железа, никеля, кобальта, пермаллоев и т. п. Магнитный момент, обусловленный этими материалами, зависит от внешнего магнитного поля \vec{H} . С достаточной для практических расчетов точностью величину магнитного момента от элементов из магнитомягких материалов можно представить в виде

$$L_{M\xi} = k_{\xi\xi} H_{\xi}; \quad L_{M\eta} = k_{\eta\eta} H_{\eta}; \quad L_{M\zeta} = k_{\zeta\zeta} H_{\zeta}, \quad (2.7)$$

где $L_{M\xi}$, $L_{M\eta}$, $L_{M\zeta}$ — составляющие вектора магнитного момента \vec{L}_M по соответствующим осям КА, а $k_{\xi\xi}$, $k_{\eta\eta}$, $k_{\zeta\zeta}$ — индукционные коэффициенты.

Величина магнитного момента от токовых контуров зависит от их площади, величины тока и количества витков, т. е.

$$\vec{L}_K = \sum_i \vec{n}_i (I\omega)_i s_i, \quad (2.8)$$

где $(I\omega)_i$, s_i — ампер-витки и площадь i -го контура, \vec{n}_i — орт в направлении нормали к площади i -го контура.

С учетом выражений (2.7), (2.8) общий магнитный момент КА представляется в виде

$$\begin{aligned} L_{B\xi} &= L_{T\xi} + k_{\xi\xi} H_{\xi} + L_{K\xi}; \\ L_{B\eta} &= L_{T\eta} + k_{\eta\eta} H_{\eta} + L_{K\eta}; \\ L_{B\zeta} &= L_{T\zeta} + k_{\zeta\zeta} H_{\zeta} + L_{K\zeta}. \end{aligned} \quad (2.9)$$

Для определения магнитного момента КА могут использоваться измерения:

механического момента, созданного магнитным моментом;

ЭДС, наведенной в катушке при относительном вращении КА и катушки;

магнитного поля самого КА.

В первом методе фиксируются угловые отклонения подвешенного на торсионе КА при взаимодействии возникающего на нем магнитного момента с полем [54]. Идея второго метода состоит в использовании явления электромагнитной индукции, образующейся в результате движения аппарата относительно специальной измерительной обмотки.

Третий метод определения магнитного момента КА аналогичен геофизической задаче определения магнитного момента Земли по измерению напряженности геомагнитного поля на поверхности Земли.

Используя теорию аналитического представления магнитного поля, можно представить составляющие момента \vec{L}_B в виде

$$\begin{aligned} L_{B\xi} &= \frac{3r^3}{4} \int_0^\pi \sin^2 \theta \left[\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \cos \lambda B_r(r, \theta, \lambda) d\lambda \right] d\theta; \\ L_{B\eta} &= -\frac{3r^3}{4} \int_0^\pi \sin^2 \theta \left[\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \sin \lambda B_r(r, \theta, \lambda) d\lambda \right] d\theta; \\ L_{B\zeta} &= \frac{3r^3}{4} \int_0^\pi \sin 2\theta \left[\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} B_r(r, \theta, \lambda) d\lambda \right] d\theta, \end{aligned} \quad (2.10)$$

где B_r — радиальная составляющая поля КА; r , θ , λ — сферические координаты магнитометрического датчика, используемого для измерения B_r .

Для измерения магнитного момента КА данным методом требуется однокомпонентный магнитометр, позволяющий отстроиться от МПЗ и измерять радиальные составляющие магнитного поля аппарата, и немагнитное устройство для вращения КА относительно двух взаимно перпендикулярных осей.

Реализация рассмотренных методов предусматривает наличие специальных установок и технических средств (подобные установки должны, в частности, обеспечивать вращение КА, кроме того, они сами не должны создавать магнитных помех). Поэтому определение магнитных моментов крупногабаритных КА (типа орбитальной станции) является весьма сложной технической задачей.

Для уменьшения величины магнитного момента прежде всего стремятся использовать при проектировании КА материалы, обладающие немагнитными свойствами. Кроме того, при размещении на КА различных магнитных элементов необходимо обеспечить сферическую симметрию (известно, что при создании сферической симметрии магнитомягких включений возмущающий момент от них равен нулю). Магнитотвердые элементы целесообразно располагать

таким образом, чтобы на борту КА обеспечивалась по возможности их самокомпенсация. В соответствии с выражением (2.8) для снижения величины \vec{L}_K необходимо стремиться к уменьшению площадей токовых контуров (прямой и обратный провод, например, желатель-но скручивать и прокладывать рядом).

Оставшийся и измеренный с помощью изложенных методов маг-нитный момент устраняют его компенсацией. Вектор магнитного мо-мента компенсирующего магнита должен быть равен по величине и противоположен по направлению вектору измеренного остаточного магнитного момента космического аппарата. В используемом на борту КА компенсирующем магните желательно предусмотреть воз-можность регулировки его магнитного момента. Некоторые способы изменения величины и направления вектора магнитного момента магнита рассмотрены в [54].

Полная компенсация магнитного момента КА часто технически весьма сложна (особенно это справедливо в тех случаях, когда конфигурация КА в полете периодически изменяется, как это, на-пример, имеет место при функционировании на орбите комплекса «Союз»—«Салют»—«Прогресс»). Поэтому возникает задача изуче-ния влияния источников магнитных полей КА на используемую научную аппаратуру (в том числе магнитометрические датчики). Данная задача рассматривалась в ряде работ, из которых отметим [41, 54, 55].

При проектировании КА научные приборы, чувствительные к магнитным полям, стремятся располагать возможно дальше от ис-точников магнитных возмущений. Поэтому обычно расстояния меж-ду ними значительно превышают размеры элементов, служащих источниками возмущений. В этом случае поле, создаваемое источ-ником возмущений, может быть представлено в виде поля магнит-ного диполя с потенциалом

$$U = \frac{\vec{L} \cdot \vec{r}}{r^3}, \quad (2.11)$$

где \vec{r} — радиус-вектор произвольной точки M , в которой ищется поле; \vec{L} — вектор магнитного момента.

Выражение для потенциала U может быть представлено в ви-де [54]

$$U = \frac{L}{r^2} (l_x^0 r_x^0 + l_y^0 r_y^0 + l_z^0 r_z^0), \quad (2.12)$$

где l_x^0, l_y^0, l_z^0 — направляющие косинусы вектора \vec{L} в системе ко-ординат $Oxyz$, связанной с магнитным диполем; r_x^0, r_y^0, r_z^0 — на-правляющие косинусы вектора \vec{r} .

Из соотношения (2.12) легко находятся проекции вектора на-пряженности магнитного поля диполя:

$$\Delta H_x = -\frac{\partial U}{\partial x} = \frac{L}{r^3} [3r_x^0 (l_x^0 r_x^0 + l_y^0 r_y^0 + l_z^0 r_z^0) - l_x^0]; \quad (2.13)$$

$$\Delta H_y = -\frac{\partial U}{\partial y} = \frac{L}{r^3} [3r_y^0 (l_x^0 r_x^0 + l_y^0 r_y^0 + l_z^0 r_z^0) - l_y^0]; \quad (2.13)$$

$$\Delta H_z = -\frac{\partial U}{\partial z} = \frac{L}{r^3} [3r_z^0 (l_x^0 r_x^0 + l_y^0 r_y^0 + l_z^0 r_z^0) - l_z^0].$$

При наличии на КА нескольких возмущающих элементов для получения результирующего поля необходимо рассчитать с помо-щью соотношений (2.13) каждое из них, и результаты просуммиро-вать.

Естественным путем снижения влияния магнитных возмущений на научные приборы является их удаление от источников помех в пределах корпуса КА или даже вынесение за пределы корпуса. Для вынесения научной аппаратуры за пределы корпуса КА ис-пользуются специальные выдвижные или откидные штанги. Недо-статок такой схемы очевиден и заключается в усложнении приме-няемой конструкции и процесса юстировки выносимого на штанге прибора. В некоторых случаях, когда требования к жесткости крепления аппаратуры невелики, для вынесения датчиков за пре-делы корпуса КА могут использоваться панели солнечных батарей.

В случае применения на космическом аппарате магнитной си-стемы управления для исключения влияния на научную аппарату-ру магнитных исполнительных органов можно использовать преры-вистое управление. В этом случае измерение на борту магнитного поля выполняется в моменты, соответствующие отключенному со-стоянию системы управления, т. е. весь процесс разбивается на участки измерения МПЗ и участки действия магнитных исполни-тельных органов.

Для компенсации помех в полете некоторые магнитные датчики снабжают специальными компенсационными обмотками. При их отсутствии возможно также использование и дополнительного ком-пенсационного устройства в виде катушек, установленных возле датчика.

В заключение заметим, что для крупногабаритных КА, какими являются орбитальные станции, задача снижения влияния магнит-ных помех на исследовательскую аппаратуру усложнена рядом объективных причин, из которых, прежде всего, здесь отметим пе-риодическое изменение конфигурации станции в полете и состава размещенного на ней оборудования. Поэтому в данном случае воз-никает задача определения и учета влияния магнитных помех в полете.

2.4.3. Собственная атмосфера КА

В полете космических аппаратов возникает собственная атмосфера, являющаяся частным случаем проявления своеобраз-ной физической «ауры»*, отделяющей КА от невозмущенной кос-мической среды.

* Термин введен А. И. Симоновым.

Атмосфера вокруг КА образуется вследствие утечек газа из отсеков аппарата, обезгаживания и сублимации летучих материалов с поверхности КА, выброса продуктов реактивных двигателей, появления пылевых частиц и других причин [9].

Потери массы, способствующие возникновению «ауры», делят на дискретные и непрерывные. Дискретные потери массы связаны с работой двигателей системы ориентации и управления движением КА, шлюзованием отходов, срабатыванием пиропатронов, механическими возмущениями, продувками магистралей двигателей и т. д. Непрерывные потери возникают из-за отгаживания и сублимации внешней поверхности, утечек из отсеков аппарата и т. д.

Влияние указанных факторов довольно ощутимо сказывается на характеристиках атмосферы, окружающей КА (величина давления атмосферы аппарата в прилегающем к поверхности слое может на два порядка отличаться от давления атмосферы на высотах полета КА). По опубликованным данным двигателя КК «Аполлоном» периодически выбрасывали 0,2 кг топлива. При продувках магистралей мощных двигателей в окружающее КА пространство сбрасывалось около 10 кг топлива в секунду. Непрерывные потери массы КК «Аполлона» составляли $3 \cdot 10^{-5}$ кг/с. Для станции «Скайлэб» непрерывные потери массы были в несколько раз больше и составляли величину 10^{-4} кг/с, причем утечки кабиной атмосферы для этой станции составляли $2 \cdot 10^{-5}$ кг/с, а через клапаны сопел — 10^{-6} кг/с [1].

При исследовании движения частиц собственной атмосферы КА следует учитывать:

гравитационное притяжение (к планетам и космическому аппарату);

давление солнечного света и солнечного ветра;

аэродинамическое торможение;

радиационное давление;

электромагнитные силы.

Считается, что действие указанных сил приводит к образованию кометоподобного облака, окружающего КА, причем хвост этого кометоподобного облака вытягивается против вектора скорости аппарата.

На собственную атмосферу КА в полете действуют электромагнитное излучение Солнца, космические лучи и т. д. Эти воздействия возбуждают и ионизируют атомы, молекулы и частицы собственной атмосферы КА. Заряд частиц происходит также под действием электростатической зарядки частиц топлива при трении о стенки сопел двигателя.

Частицы собственной атмосферы, сталкиваясь с КА, могут удерживаться на его поверхности или рассеиваться (в основном это определяется скоростью частиц, зарядом КА и самой частицы, траекторией и т. д.). Оседание частиц приводит к загрязнению поверхности аппарата и незащищенных оптических поверхностей, что отрицательно сказывается на выполнении ряда научных эксперимен-

тов. Влияние собственной атмосферы КА на результаты научных исследований проявляется, кроме того, следующим образом.

Во-первых, при прохождении через собственную атмосферу аппарата полезный сигнал от исследуемого объекта может искажаться. Помимо этого, из-за рассеяния света от Солнца появляется возможность его попадания в объектив научного прибора (прямой свет от Солнца при этом может и не падать на объектив прибора) [42]. И, наконец, крупные частицы собственной атмосферы КА, оказываясь в поле зрения прибора, могут быть ошибочно идентифицированы как исследуемые объекты.

Отмеченные обстоятельства указывают на необходимость предупреждения загрязнений и иных нежелательных последствий, связанных с образованием вокруг КА своеобразной «ауры».

Предупреждение загрязнений атмосферы и поверхности КА может осуществляться как на стадии проектирования аппарата, так и в процессе полета.

При проектировании КА прежде всего целесообразно использовать материалы, не загрязняющие его поверхность в полете. Возможно также выполнение обезгаживания применяемых материалов до запуска КА. Уменьшению загрязнений способствует использование неактивных исполнительных органов в системе управления аппаратом, либо специальный подбор или очищение применяемого ракетного топлива. Существенное влияние на характер образования собственной атмосферы КА оказывает и принятая система выброса отходов (отходы целесообразно выбрасывать так, чтобы они не расплылись вблизи КА). При проектировании КА необходимо также принять меры к уменьшению возможных утечек (через клапаны двигателей, уплотнения иллюминаторов и т. д.). Весьма эффективной мерой защиты научной аппаратуры от воздействия собственной атмосферы аппарата является рациональное размещение приборов на поверхности КА, а также применение специальных защитных крышек.

Методы уменьшения влияния собственной атмосферы на приборы КА в полете основаны на рациональном планировании программы экспериментов и использовании специальных режимов их выполнения. Для их применения необходима разработка модели собственной атмосферы, возникающей в различных режимах работы бортовых систем КА. Возможно также перехватывание загрязняющих веществ в полете до их оседания на чувствительные поверхности научных приборов и введение специальных способов очистки от загрязнений.

ЗАДАЧИ И МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОВЕДЕНИЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЯХ И ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЯХ

3.1. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ НАУЧНЫМ ЭКСПЕРИМЕНТОМ В УСЛОВИЯХ КОСМОСА

3.1.1. Сущность управления экспериментами, осуществляемыми с помощью КА

Эффективность результатов научных исследований, проводимых с помощью космических кораблей и долговременных орбитальных станций, во многом зависит от обеспечения и оперативного управления экспериментами.

Об этом свидетельствует как опыт управления отечественными КА типа «Союз», «Салют», так и, например, данные по управлению станцией «Скайлэб» [17, 96].

Под управлением экспериментами, проводимыми на КА, будем понимать осуществление комплекса мероприятий, обеспечивающих решение поставленных научных и прикладных задач с момента выведения КА на орбиту до передачи полученной информации в заинтересованные организации.

Предварительная программа проведения экспериментов может быть разработана заранее. Однако детальное ее выполнение затруднено рядом объективных причин и, поэтому, при проведении экспериментов на КА появляется необходимость введения оперативного управления. Задача оперативного управления возникает вследствие кратковременности действия прогноза (баллистического, метеорологического, прогноза деятельности экипажа КА и функционирования научной аппаратуры и т. д.), а также меньшей, по сравнению со штатными системами КА, надежностью используемых научных приборов и, нередко, несовершенством методик экспериментов, основанных на первоначальных представлениях об изучаемых явлениях.

Кроме того, следует отметить, что, как показывает опыт управления полетами КА, по мере получения научных данных и их оперативного анализа методики экспериментов на основе новых объективных данных и прироста уровня используемых знаний постоянно дополняются и уточняются, что непременно приводит к пересмотру предварительно разработанной программы.

Заметим, что необходимость введения оперативного (динамического) планирования и управления программой научных экспериментов возникла и во время полета орбитальной станции «Скайлэб» [96, 99].

Управление экспериментами предусматривает*:
планирование программы исследований;
контроль состояния используемой аппаратуры и управление ее работой;

управление работой дополнительно привлекаемых средств в комплексных экспериментах (например, самолетных лабораторий или наземных астрономических обсерваторий);

управление движением КА для реализации программы экспериментов;

управление информационными потоками, поступающими с борта КА и их оперативный анализ;

разработку рекомендаций по действиям экипажа КА при выполнении научных экспериментов.

Цель управления программой экспериментов заключается в обеспечении максимальной эффективности проводимых исследований, которая чаще всего определяется получаемой прибылью. Прибыль от реализации космической программы может быть оценена величиной

$$Q_{\Pi} = Q_c - Q_3, \quad (3.1)$$

где Q_c — суммарная стоимость результатов, полученных при выполнении данной космической программы; Q_3 — затраты на осуществление космической программы, причем $Q_3 = Q_1 + Q_2$; Q_1 — затраты на разработку и создание космической системы (КА, стартового комплекса и т. д.); Q_2 — затраты на управление полетом.

Понятно, что при реализации данной космической программы требуется максимизировать величину Q_{Π} .

Эффективность выполнения космической программы характеризуется величиной

$$\eta_3 = Q_c / (Q_1 + Q_2). \quad (3.2)$$

Для объекта (КА), сданного в эксплуатацию, эффективность управления будем характеризовать коэффициентом

$$\eta_{3,y} = (Q_c - Q_1) / Q_2. \quad (3.3)$$

В настоящее время при проведении технологических, геофизических и некоторых других экспериментов уже накоплен опыт определения величины Q_c . В то же время оценка стоимости научной информации, например, в астрономических экспериментах затруднительна, что усложняет количественное определение величины $\eta_{3,y}$ по формуле (3.3). Отметим, что использование формулы (3.3) в этих случаях позволяет получить качественные оценки эффективности и благодаря этому рационально распределить средства на управление различными КА и научными программами.

* Заметим, что для обозначения рассматриваемой в данной книге проблемы используется также иная терминология, например, «управление полетом КА при выполнении программы научных исследований» или «управление программой экспериментов» [17].

Общая задача управления программой экспериментов заключается в максимизации величины $\eta_{э.у.}$. Решение данной задачи осуществляется следующим образом. Математическая модель процесса управления экспериментами в самой общей форме имеет вид

$$U = F(\vec{X}_i, \vec{Y}_i), \quad (3.4)$$

где \vec{X}_i — управляемые переменные; \vec{Y}_i — неуправляемые переменные; U — целевая функция.

При проведении научных экспериментов на КА управляемые переменные характеризуют:

объем, периодичность и моменты времени выполнения экспериментов;

используемые режимы и длительность работы научной аппаратуры;

количество проведенных измерений и количество измерений, подвергнутых оперативному контролю;

количество задействованных для приема телеметрической информации измерительных пунктов и режимы их работы;

количество дополнительно задействованных средств, например, количество самолетных лабораторий, привлекаемых при проведении геофизических экспериментов, и маршруты их движения;

параметры, определяющие положение КА в пространстве;

средства и оперативность передачи информации, а также ее объем и т. д.

Неуправляемые переменные характеризуют запущенный КА, а также установленную на нем научную аппаратуру. На переменные \vec{X}_i, \vec{Y}_i обычно накладываются ограничения

$$\varphi(\vec{X}_i, \vec{Y}_i) \geq 0. \quad (3.5)$$

Нахождение экстремума целевой функции U эквивалентно решению задачи максимизации выражения (3.3). Для отыскания экстремума функции (3.4) используются методы, рассматриваемые в последующих разделах книги. Реализация найденных законов управления осуществляется наземно-бортовым комплексом.

Рассмотрим более подробно сформулированные в данном разделе задачи управления экспериментами.

3.1.2. Планирование программы научных исследований

Сущность оперативного планирования состоит в выработке таких заданий на предстоящий период работы, которые с учетом конкретно складывающихся условий полета обеспечивали бы выполнение задач, вытекающих из долгосрочной научной программы исследований.

При планировании программы исследований управляемые переменные характеризуют:

объем проводимых экспериментов;

периодичность и моменты времени проведения экспериментов; степень готовности к использованию научной аппаратуры и других средств обеспечения экспериментов, находящихся в состоянии хранения;

степень совмещения различных экспериментов и т. д.

Объем проводимых экспериментов задается номинальной программой исследований. В процессе выполнения программы полета объем первоначально намеченных исследований может быть изменен. При этом степень увеличения объема проводимых экспериментов ограничена техническими возможностями (например, ресурсами используемых систем КА), а уменьшения — неравенством $\kappa_э > 1$ (3.2).

Периодичность и моменты времени проведения экспериментов выбираются по данным оперативного анализа, математического моделирования и результатам баллистических расчетов.

Отметим, что выбор этих параметров сильно влияет на максимизацию коэффициента $\eta_{э.у.}$, характеризующего эффективность управления исследовательским КА. Заметим также, что при выборе моментов времени проведения экспериментов приходится учитывать большое количество различных ограничений. Факторы, ограничивающие возможность выполнения научных исследований, будут в дальнейшем подробно рассмотрены.

Опыт управления КА типа «Салют» показывает, что подготовка научной аппаратуры и обеспечивающих выполнение эксперимента систем часто требует значительного времени, так как большая часть приборов находится в состоянии консервации. Это обстоятельство нередко отрицательно сказывается на оперативности планирования. Вместе с тем содержание ряда приборов в расконсервированном состоянии может уменьшить их срок работы или иметь другие нежелательные последствия. Поэтому в процессе планирования программы определяется степень готовности к использованию научной аппаратуры и других систем КА.

Естественным путем повышения эффективности исследований является совмещение (или одновременное выполнение) двух или нескольких экспериментов. Возможность совмещения экспериментов ограничена техническими характеристиками КА и возможностями экипажа.

3.1.3. Контроль состояния научной аппаратуры и управление ее работой в полете

При работе с научными приборами и бортовой аппаратурой, влияющей на выполнение научной программы, основными управляемыми переменными являются параметры, характеризующие:

режим работы аппаратуры;

длительность функционирования приборов;

количество проведенных измерений;

способ выбора параметров для контроля;

количество измерений, подвергнутых контролю;

способ анализа полученной информации от научных приборов и т. д.

Сведения об используемой научной аппаратуре кратко даны в разд. 2.1 (и подробно, в цитированной литературе), а бортовая аппаратура, обеспечивающая выполнение научных экспериментов, рассмотрена в разд. 2.2. В данном разделе изложим общие принципы управления научной аппаратурой и охарактеризуем управляемые переменные.

В используемой для научных экспериментов аппаратуре предусмотрено несколько режимов работы. Например, исследования с помощью телескопа БСТ-1М на орбитальной станции «Салют-6» могли проводиться в УФ-, СМ- или ИК-диапазонах длин волн. Каждому диапазону соответствует свой режим работы телескопа (при работе в ИК- и СМ-диапазонах необходимо использование активной системы охлаждения). Бортовая аппаратура, обеспечивающая выполнение научных экспериментов, также имеет несколько режимов работы. Выбор режима функционирования используемой аппаратуры, а также длительности ее работы выполняется при оперативном планировании программы экспериментов. Реализация принятых решений осуществляется подачей команд по радиолинии или космонавтами с соответствующего пульта орбитальной станции. Возможности выбора и смены режимов используемой аппаратуры, а также длительность ее работы ограничены техническими характеристиками, заложенными на этапе проектирования, и методическими особенностями проводимых экспериментов.

Важной характеристикой работы исследовательской аппаратуры, влияющей на научный результат эксперимента, является количество проведенных измерений. Ограничения при управлении этим параметром определяются проектными характеристиками научной аппаратуры, используемой радиотелеметрической системы, а также методикой проводимого эксперимента и временем его выполнения.

Помимо научных сигналов при проведении исследований регистрируются также различные служебные параметры, позволяющие контролировать ход эксперимента. Способ выбора переменных для контроля, а также количество измерений, подвергнутых контролю, являются важными характеристиками процесса управления научной аппаратурой.

3.1.4. Привлечение дополнительных средств в комплексных экспериментах

Выполнение научных исследований на космических аппаратах, как правило, требует привлечения многочисленных технических средств и комплексов. Это обусловлено, во-первых, сложностью самих экспериментов и, как следствие, необходимостью использования целого ряда дополнительных средств для их проведения, а во-вторых, тем обстоятельством, что многие из выполняемых на КА экспе-

риментов сопровождаются их синхронным повторением в наземных условиях.

В случае технологических и медико-биологических исследований одновременные наземные эксперименты позволяют выяснить влияние невесомости на изучаемые процессы и явления путем сравнения данных, полученных на КА, с результатами синхронных экспериментов, выполненных на Земле.

При проведении технологических и медико-биологических экспериментов одновременно в космосе и на Земле чрезвычайно важно обеспечить одинаковый режим их выполнения (речь идет об обеспечении одинакового температурного режима, освещенности, влажности и т. п., в противном случае, ценность результатов такого комплексного эксперимента значительно упадет).

Процесс управления космическими экспериментами связан с результатами, получаемыми на Земле в синхронно выполняемых технологических или медико-биологических экспериментах.

При изучении Земли из космоса также часто одновременно выполняются синхронные подспутниковые наблюдения. Совмещенный подспутниковый геофизический эксперимент включает проведение синхронной (или квазисинхронной в пределах допустимых отклонений) регистрации изучаемых объектов с КА, самолетов, морских судов и наземных средств аналогичной аппаратурой в одних и тех же (или близких) спектральных интервалах.

Целью подспутниковых совмещенных экспериментов, в первую очередь, является решение теоретических вопросов космической геофизики: изучение передаточной функции атмосферы для всех исследуемых спектральных интервалов; изучение частотно-контрастных, частотно-пространственных и частотно-временных функций распределения отражательных и излучательных характеристик земной поверхности и т. д. [38].

Проведение совмещенных геофизических экспериментов связано с решением ряда серьезных проблем. Помимо проблем, существующих на проектной стадии подготовки эксперимента, большие трудности возникают и в процессе выполнения самих измерений. Эти трудности связаны с взаимной калибровкой используемой на разных носителях аппаратуры, обеспечение пространственно-временной синхронизации измерений, т. е. наведением на исследуемый объект одновременно КА, самолета и наземных средств и т. д. Возможность проведения совмещенных экспериментов часто ограничивает также нестабильность метеорологических условий в районе предполагаемых исследований (в основном облачности).

Несмотря на отмеченные трудности, начиная с 1960 г., подспутниковые геофизические эксперименты проводились при выполнении полетов многих КА: ИСЗ «Тирос-2» (1960—1961 гг.), ИСЗ «Космос-156» (1967 г.), «Аполлон-7» (1968 г.), «Аполлон-9» (1969 г.), «Союз-6, -7, -8» (1969 г.), «Союз-9» (1970 г.), «Союз-22» (1976 г.) и т. д. Совмещенные подспутниковые эксперименты выполнялись также и во время полетов орбитальных станций серии «Салют» и «Скайлэб».

Проведение данных экспериментов повышает эффективность геофизических исследований, а также дает возможность определить, в каких областях и для решения каких конкретно задач целесообразнее использовать дистанционное зондирование с КА, где необходимо сочетать измерения с КА и самолетов, а где можно ограничиться применением только самолетных средств.

При выполнении астрономических экспериментов также представляет интерес одновременное наблюдение исследуемых объектов с КА и Земли (либо с нескольких КА). Сопоставление результатов наблюдений одного и того же астрономического объекта, выполненных с разных КА и наземных обсерваторий, может значительно расширить ценность проводимого исследования (при этом возможно и использование приборов, работающих в различных областях спектра).

Одновременные астрономические наблюдения с Земли и КА выполнялись, например, в период полета орбитальных станций «Салют-4» и «Скайлэб». При выполнении экспериментов с космическим радиотелескопом КРТ-10 со станции «Салют-6» одновременно в Крыму работал телескоп с диаметром антенны 70 м.

Интересный эксперимент по созданию искусственного солнечного затмения был выполнен в процессе совместного полета космических кораблей «Союз» и «Аполлон» [94]. В этом эксперименте КК «Аполлон» после расстыковки с «Союзом» удалялся от него по направлению к Солнцу, создавая таким образом искусственное солнечное затмение (можно сказать, что КК «Аполлон» в этом эксперименте играл роль Луны). В течение затмения с КК «Союз» выполнялось фотографирование солнечной короны.

Управление ходом комплексного эксперимента является весьма сложной задачей, требующей рационального использования и распределения дополнительно привлекаемых средств.

Управляемыми переменными в данном случае являются параметры, характеризующие:

- количество задействованных в комплексном эксперименте командно-измерительных пунктов (наземных и плавучих);
- координаты стоянок плавучих средств;
- количество самолетных лабораторий, привлекаемых при проведении геофизических экспериментов;
- маршруты привлекаемых самолетных лабораторий;
- количество и режим работы привлекаемых астрономических обсерваторий и т. д.

Количество командно-измерительных пунктов, используемых при проведении эксперимента, ограничено общим количеством задействованных в данном полете пунктов и баллистическими условиями в момент выполнения эксперимента. Вместе с тем количество привлекаемых к проведению эксперимента измерительных пунктов должно быть таковым, чтобы обеспечить выполнение эксперимента согласно проводимой программы. При этом наличие корабельных измерительных пунктов позволяет находить рациональные решения

проведения программы. Выбор стоянок плавучих средств ограничен возможностями перемещения кораблей.

В случае выполнения комплексных экспериментов задача проведения научных исследований усложняется необходимостью управления дополнительно привлекаемыми средствами. Управляемые переменные при этом зависят от располагаемых технических возможностей, а также различных баллистических ограничений.

При наведении на исследуемые объекты научной аппаратуры, установленной на различных КА, необходимо обеспечить одновременную видимость наблюдаемого объекта со всех КА. Кроме того, для повышения эффективности выполняемого исследования желательно также максимизировать зону эксперимента.

В случае участия в выполнении эксперимента двух или нескольких близко расположенных КА (как это имело место, например, при проведении эксперимента по созданию искусственного солнечного затмения в совместном полете «Союз» — «Аполлон») необходимо вести управление таким образом, чтобы исключить возможность столкновения двух КА на орбите (выполняя развороты относительно центра масс один из КА одновременно может изменить и положение центра масс на орбите).

3.1.5. Управление движением КА

Выполнение большинства экспериментов на орбите связано с управлением движением центра масс КА и управлением его угловым положением в пространстве.

В задаче управления движением научного КА управляемые переменные описывают движение центра масс аппарата (параметры орбиты) и движение относительно центра масс (углы Эйлера и скорости их изменения).

Параметр i , характеризующий наклонение плоскости орбиты, изменять в процессе полета трудно, так как это связано с большими затратами рабочего тела. Поэтому выбор наклона орбиты следует проводить при планировании перед запуском КА.

Изменение параметра Ω , характеризующего положение плоскости орбиты в пространстве, также требует больших затрат рабочего тела. Однако положение плоскости орбиты изменяется в пространстве за счет прецессии орбиты, вызванной сжатием Земли. Это свойство может успешно использоваться при управлении научными экспериментами, которое в данном случае сводится к оптимальному планированию программы исследований в ходе полета. В процессе планирования экспериментов в полете, помимо прецессии орбиты, учитывается и собственно движение КА по орбите, т. е. изменение аргумента широты u , а также естественное движение небесных тел — Солнца, Луны и т. д.

Изменение высоты полета может использоваться при управлении программой экспериментов по исследованию Земли. При этом следует иметь в виду, что возможность изменения высоты полета ограничена рядом естественных физических и технических факторов:

орбита должна обеспечивать достаточное время существования КА, но не должна пересекать радиационные пояса Земли; кроме того, возможность маневрирования и в этом случае ограничена запасом рабочего тела.

Угловое положение КА описывается, например, углами Эйлера и скоростями их изменения*. При наблюдении различных источников излучения существуют ограничения на величины углов между направлениями на источник и Солнце, Луну или яркие планеты. Данные ограничения задают множество P_x компонент вектора состояния $x(t)$, определяющих угловое положение КА. Скорости изменения ориентации КА имеют ограничения, определяемые методикой проведения эксперимента. Управление движением КА осуществляется за счет изменений величины и направления тяги двигателей ориентации и коррекции.

Многие задачи оптимального управления движением КА при выполнении осуществляемых в настоящее время научных экспериментов могут быть сведены к задачам линейного программирования, экстремальным задачам и задачам, решаемым общими методами теории оптимального управления.

3.1.6. Управление информационными потоками, поступающими с борта КА

При выполнении программы экспериментов в наземно-бортовом комплексе управления циркулируют большие потоки научной информации. От своевременного получения потребителем информации, переданной с достаточным качеством, во многом зависит общая эффективность выполнения научной программы. Поэтому в ходе полета важное значение имеет управление информационными потоками.

При управлении потоками научной информации решаются следующие задачи:

1) выбор пункта назначения (потребителя) при передаче информации. Научная информация, получаемая в ходе космического эксперимента, представляет интерес для сравнительно большого количества потребителей, осуществляющих ее анализ. Поэтому при проведении научных исследований определяются конечные пункты, куда передается информация. Передачей научной информации потребителям заканчивается процесс оперативного управления экспериментами;

2) выбор средств передачи информации. Для передачи научной информации обычно используются каналы связи: широкополосные или телефонные. Широкополосные каналы позволяют передавать

* Заметим, что при проведении некоторых экспериментов нельзя рассматривать космический аппарат как твердое тело, и шести параметров для описания его углового положения недостаточно, так как необходимо учитывать колебания конструкции КА (подобные проблемы возникают при проведении астрономических исследований). В этих случаях для описания состояния КА вводятся дополнительные параметры.

полный поток ТМИ в реальном времени; с помощью телефонных каналов в полете передается на два порядка меньший объем информации. Иногда при отсутствии каналов связи между центром управления полетом и потребителем или для устранения влияния помех, неизбежно возникающих в каналах, научные измерения передаются пересылкой магнитных лент (МЛ). В этом случае потребителям дополнительно выдается также сопровождающая документация. С помощью пересылки МЛ потребителям может быть выдан достаточно большой объем данных (1 МЛ содержит ~ 25 Мбайт информации), однако оперативность выдачи информации в этом случае резко падает. При выборе средств передачи информации учитывается характер передаваемых данных и характеристики каналов связи;

3) выбор объема передаваемой информации. При управлении информационными потоками определяется также объем передаваемой научной информации (в том числе и дополнительной информации: привязки к ориентации КА, данные о работе некоторых штатных систем и т. д.). Определение объема передаваемой информации осуществляется совместно с экспериментаторами;

4) выбор моментов времени (оперативность) передачи данных; определение возможной задержки в передаче информации. При проведении экспериментов в соответствии с баллистическими условиями научная информация может быть передана на какой-либо из задействованных измерительных пунктов (в том числе и плавучий), от которого нет канала связи в ЦУП. В этом случае для передачи информации применяется пересылка магнитных лент, либо спутниковая связь. Использование спутниковой связи определяется требуемой оперативностью передачи данных (при этом надо иметь в виду, что спутниковая связь вносит дополнительные помехи).

3.1.7. Участие космонавтов в выполнении программы научно-технических исследований на борту КА

Пребывание человека на борту космического аппарата связано с дополнительными затратами на жизнеобеспечение, специальное оборудование и т. п. Поэтому участие космонавта в экспериментах целесообразно в тех случаях, когда суммарная стоимость результатов, полученных при выполнении данной пилотируемой программы Q_6 , превысит затраты на ее осуществление Q_3 (см. разд. 3.1).

В настоящее время считается, что максимальная эффективность выполнения космических программ может быть достигнута при оптимальном сочетании возможностей автоматической техники и оператора-космонавта. Вопрос, следовательно, заключается в том, какие функции целесообразно возложить на космонавта при проведении экспериментов в космосе.

Выполнение программ научных исследований в процессе пилотируемых полетов КК «Восток», «Меркурий», «Аполлон» и орбитальных станций «Салют», «Скайлэб» позволяет сделать некоторые выводы по данной проблеме.

При выполнении полетов на КК «Восток», «Меркурий» космонавты выполняли с орбиты визуальные наблюдения, проводили фотографирование, а также сами служили объектами медико-биологических исследований. Проведение других экспериментов на борту этих кораблей было ограниченным, так как основная цель полетов заключалась в проверке возможности существования человека в космосе и выполнения им определенных функций по пилотированию и контролю систем.

В период проведения программ «Союз», «Аполлон» некоторые космонавты уже выступали в роли ученых-практиков.

На специализированных кораблях серии «Союз» выполнялись технологические («Союз-6»), астрономические («Союз-13»), геофизические («Союз-22») и некоторые другие эксперименты. При проведении этих полетов деятельность космонавтов в основном определялась заранее разработанными инструкциями (по управлению КА и научной аппаратурой) или рекомендациями, получаемыми с Земли.

В то же время в некоторых случаях, космонавты могли активно вмешиваться в процесс выполняемых исследований (например, при фотографировании с КК «Союз-22» земной поверхности экипажем корабля оперативно оценивались погодные условия в районах съемки и соответственно корректировалась программа).

В процессе реализации программы «Аполлон» космонавты при решении ряда задач играли роль самостоятельных наблюдателей. Находясь на селеноцентрической орбите и на поверхности Луны, они собирали информацию и анализировали ее, сообщали на Землю о результатах наблюдений и документировали данные, подтверждавшие их наблюдения. Качество работы космонавтов было достаточно высоким благодаря предполетной подготовке в области геологии [50].

При проведении других экспериментов на КК «Аполлон» (всего в период реализации данной программы их было выполнено около 70) космонавты занимались чисто технической работой по обслуживанию научных приборов.

Программа «Скайлэб» в отличие от программы «Аполлон», посвященной освоению Луны, предусматривала обширные исследования Солнца, Земли, выполнение многочисленных технологических и медико-биологических экспериментов. На орбитальной станции «Скайлэб» члены экипажей участвовали в качестве ученых-экспериментаторов в проведении более 60 экспериментов (исследования с помощью комплекта телескопов АТМ, наблюдения кометы Когоутека и т. д.). Характеристики комплекта телескопов АТМ значительно превосходили параметры всех ранее использовавшихся приборов, что позволило получить ценные научные данные о процессах, происходящих на Солнце. Этому способствовало также активное участие в наблюдениях космонавтов, которые могли выбирать наиболее интересные районы для изучения (космонавтами, в частности, был зарегистрирован процесс развития вспышек на Солнце, начиная от их зарождения). Выполняя съемки кометы

Когоутека, космонавты дополнительно сделали зарисовки кометы и описали изменение цвета различных ее элементов [50].

При проведении программы научных исследований и экспериментов на станциях серии «Салют» космонавтам приходилось управлять станцией и исследовательской аппаратурой, выполнять периодически профилактические, ремонтные и другие работы. Многие наблюдения, зарисовки и комментарии, сделанные космонавтами, полезно дополняли полученные в процессе проведенных исследований результаты. Космонавтами был выполнен также ряд инициативных наблюдений уникальных оптических явлений (работы Г. М. Гречко, В. И. Севастьянова и др. [48], [68]).

Эксплуатация систем КА в длительном космическом полете предусматривает выполнение на борту периодического контроля состояния аппаратуры, учет количества различных материалов (фотопленки, технологических капсул и т. д.), выявление неисправностей и т. д. Большое значение при проведении длительных космических программ имеет возможность осуществления ремонта на борту КА. На станции «Скайлэб», например, выполнение космонавтами подобных работ фактически позволило спасти всю последующую программу. Аналогичная ситуация сложилась и на станции «Салют-6» в августе 1979 г., когда понадобился выход космонавтов в открытый космос для отделения и отвода от станции антенны КРТ-10. Проведение периодических ремонтных работ на станции «Салют-6» позволило выполнять на ней научные исследования и эксперименты в течение четырехлетнего периода времени.

Таким образом, можно сделать вывод, что в настоящее время функции космонавта при реализации научной программы на борту космического аппарата сводятся к следующему:

управление космическим аппаратом при выполнении экспериментов;

обслуживание научной аппаратуры в полете;

управление аппаратурой в процессе выполнения научных измерений;

участие в выборе объектов исследования;

коррекция программы эксперимента;

проведение ремонтных и профилактических работ.

Первые три функции с успехом могут быть возложены и на автоматические устройства (конечно, это потребует соответствующих проектных проработок, учитывающих, в частности, возможность возникновения различных нештатных ситуаций).

Участие в выборе объектов исследования и корректировке программы экспериментов требует специальной подготовки космонавта. В связи с этим отметим также весьма распространенное мнение о целесообразности участия в космических полетах ученых, специализирующихся в конкретных областях науки: астрономов, геофизиков, биологов и т. д.

Проведение ремонтных и профилактических работ на КА может сильно повлиять на эффективность (а, в некоторых случаях, и возможность) выполнения научной программы. В то же время заме-

тим, что ремонтные и профилактические работы могут осуществляться космонавтами не непрерывно, а во время периодических посещений КА. Пример выполнения таких работ связан с относительно кратковременным полетом КК «Союз Т-3» к станции «Салют-6» и успешным проведением на ней в течение двенадцати суток ремонтных и профилактических работ тремя космонавтами.

Космические эксперименты в настоящее время обеспечиваются и направляются наземным контуром анализа и управления (НКАиУ). При этом одна из задач НКАиУ заключается в управлении деятельностью экипажа КА при выполнении научных экспериментов.

Возможности управления зависят от ряда факторов, среди которых прежде всего отметим возможность смены экипажей с помощью транспортных кораблей, выводимых на орбиту и стыкуемых с орбитальным блоком. Так, например, на орбитальной станции «Салют-1» работал экипаж в составе трех человек, а на станции «Салют-4» в составе каждой экспедиции работал экипаж из двух человек. Появление дополнительного стыковочного узла на станции «Салют-6» дало возможность увеличивать экипаж орбитального комплекса с двух до четырех человек во время экспедиций посещения и т. д. Следовательно, при наличии технических возможностей количество членов экипажа станции, а также частота сменяемости экипажей являются управляемыми переменными.

Управление этими параметрами должно осуществляться на основе анализа отношений затрат, связанных с практическим выполнением указанных задач, к прибыли, получаемой за счет замены или изменения количества членов экипажа. При выборе количества космонавтов и планирования частоты сменяемости экипажей должна учитываться специализация членов экипажа, их сработанность, физическое и психологическое состояние. Например, в процессе проведения экспериментов может выясниться, что наиболее перспективными исследованиями в данном полете оказываются астрономические исследования, хотя в начале полета предпочтение отдавалось технологическим экспериментам, что и было первоначально учтено при выборе основного экипажа. Доставка на борт станции ученого-астрофизика может сыграть определяющую роль в получении ценнейшего научного материала.

Выбор состава и количества членов экипажа, а также определение частоты сменяемости экипажей должны осуществляться при обязательном участии специалистов-экспертов: ученых различных направлений науки, представленных в реализуемой космической программе.

Следует отметить, что активное управление указанными параметрами в настоящее время затруднено вследствие различных, большей частью технических, ограничений.

Другими управляемыми переменными являются параметры, характеризующие режим работы и отдыха космонавтов. Эти параметры определяют длительность работы космонавтов по проведению научных экспериментов, продолжительность сна и отдыха. Задаваем

мый режим работы может быть одновременным для всех членов экипажа, либо раздельным (то же самое относится и к режиму сна и отдыха).

Различный режим работы для членов экипажа позволяет проводить научные исследования непрерывно в течение всего полета. Однако в этом случае возникают трудности при выполнении сложных экспериментов, требующих участия всего экипажа.

Опыт управления научными экспериментами на орбитальной станции «Салют-6» показал, что наиболее целесообразным для эффективного выполнения длительной космической программы является постоянный режим работы, сна и отдыха космонавтов. Особенно жесткие требования следует предъявлять к соблюдению режима сна экипажа и свести к минимуму сдвиг времени начала и окончания сна. В некоторых случаях, однако (например, при выполнении одновременных астрономических наблюдений с борта КА и Земли), появляется необходимость проведения эксперимента в часы, выделяемые обычно для сна экипажа, что требует пересмотра программы последующих суток полета.

При выборе параметров, характеризующих режим деятельности экипажа, следует иметь в виду, что длительность рабочего времени не должна превышать принятой нормы, а продолжительность сна и отдыха должна быть не меньше известных величин, достаточных для восстановления и поддержания работоспособности. На выбор этих параметров в процессе выполнения программы полета большое влияние оказывают специалисты по медицинскому обеспечению.

Эффективность научной программы зависит также от интенсивности работы космонавтов по проведению экспериментов и исследований (т. е. количества выполняемых операций в единицу времени). Параметры, определяющие интенсивность работы, задаются бортовой документацией и корректируются в процессе полета передачей экипажу сообщений по радиолинии. Ограничения, влияющие на интенсивность работы космонавтов, связаны с техническими проблемами, удобствами эксплуатации научной аппаратуры и других систем, а также возможностями самих космонавтов. При выборе интенсивности загрузки экипажа в каждом конкретном эксперименте следует иметь в виду конечную задачу полета, заключающуюся в максимизации величины $\eta_{э.у}$ (3.3) и зависящую от максимальной интенсивности работы за весь полет.

3.2. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ НАЗЕМНО-БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАМИ

3.2.1. Структура наземно-бортового комплекса управления, его основные свойства и принципы разработки

В наземно-бортовом комплексе управления (НБКУ) экспериментами целесообразно выделить для дальнейшего рассмотрения наземный контур анализа и управления и сам КА.

Космический аппарат будем считать состоящим из ряда систем, служащих для выполнения экспериментов, а в структуре НККиУ выделены элементы, предназначенные для решения самостоятельных задач полета (баллистического обеспечения, обработки телеметрической информации и т. д.). Подобная трехуровневая иерархическая система оказывается удобной при анализе и синтезе системы управления экспериментами. Следует отметить, что принципиально возможен и другой подход к разбиению НККУ на составные части (например, выделение более мелких элементов). Однако, как показывает практика, примененный в данной работе подход является вполне приемлемым в процессе создания НККУ и управления экспериментами, осуществляемыми с помощью космических кораблей и орбитальных станций.

Опыт проведения экспериментов на КК и ДОС показывает, что наземно-бортовому комплексу управления свойственны следующие черты:

- целенаправленность функционирования;
- наличие большого количества взаимодействующих элементов;
- возможность разбиения системы на отдельные подсистемы;
- участие в процессе функционирования НККУ человека-оператора (экипажа КА и персонала центра управления);
- наличие управления, имеющего иерархическую структуру;
- наличие разветвленной информационной сети и интенсивных потоков циркулирующей информации;
- наличие взаимодействия с внешней средой и неопределенность ситуаций во время функционирования системы.

Поэтому НККУ экспериментами носит все признаки сложной (большой) системы [37]. Рассматривая наземно-бортовой комплекс управления как большую систему, можно использовать в процессе его создания и эксплуатации опыт и многочисленные формальные приемы проектирования, разработанные в теории сложных систем. Дадим более подробную характеристику НККУ как сложной системе.

В процессе выполнения научных исследований комплекс управления функционирует в условиях действия большого количества случайных факторов.

Источниками случайных факторов являются воздействия на космический аппарат и НККиУ внешней среды, а также возможные ошибки и отклонения от штатной работы, возникающие внутри комплекса управления.

Введем показатели, характеризующие работу НККУ. Качество функционирования НККУ будем оценивать с помощью показателя (3.3). Показатель $\eta_{\text{э.у}}$ зависит от структуры наземно-бортового управляющего комплекса, значений его параметров, воздействий внешней среды и случайных факторов. Показатель эффективности представляется в виде функционала, зависящего от указанных факторов. Целью управления с математической точки зрения является нахождение экстремальных значений этого функционала и управлений, доставляющих экстремум.

Для более полной характеристики комплекса управления целесообразно также ввести показатели надежности, помехозащищенности, качества управления и устойчивости. Следуя работе [37], определим показатель надежности $\eta_{\text{надеж}}$ как разность

$$\eta_{\text{надеж}} = |\eta_0^* - \eta_{\text{надеж}}^*|, \quad (3.6)$$

где η_0^* — значение показателя эффективности, вычисленное в предположении, что все элементы НККУ абсолютно надежны; $\eta_{\text{надеж}}^*$ — значение показателя эффективности, полученное для случая, когда отказы элементов имеют интенсивности, соответствующие заданным характеристикам.

Величина $\eta_{\text{надеж}}$ показывает насколько снижается эффективность наземно-бортового комплекса управления экспериментами вследствие возможных отказов его элементов по сравнению с эффективностью идеального комплекса, составляющие элементы которого абсолютно надежны. Аналогично вводится показатель, характеризующий помехозащищенность комплекса $\eta_{\text{помех}}$, и показатель качества управления $\eta_{\text{упр}}$, используемый для сравнительной оценки каких-либо двух вариантов управления. Последний показатель $\eta_{\text{уст}}$ — показатель устойчивости управляющего комплекса характеризует способность системы сохранять требуемые свойства при действии возмущений.

Разработка комплекса управления экспериментами включает: формулирование требований к комплексу, исходя из характера и сложности решаемых научных и прикладных задач;

обоснование технического задания (ТЗ) на проектирование НККУ;

разработку и создание комплекса управления экспериментами в соответствии с ТЗ;

испытания и эксплуатацию комплекса;

модернизацию НККУ по результатам испытаний и эксплуатации.

В проектировании НККУ, как и в случае создания любой сложной системы, можно выделить два основных этапа. На первом этапе, называемом макропроектированием или внешним проектированием, решаются функционально-структурные вопросы. В период решения задачи макропроектирования выбирается структура НККУ, выделяются его составные элементы, осуществляется организация взаимодействия между элементами с учетом воздействия внешних факторов, а также назначаются показатели эффективности. На втором этапе создания комплекса управления экспериментами, называемом микро или внутренним проектированием, осуществляется разработка составляющих элементов НККУ.

Создание комплекса управления экспериментами осуществляется на основе общих принципов проектирования и организации функционирования АСУ. При этом в процессе построения НККУ учитываются особенности, присущие рассматриваемой системе. В настоящее время, например, вследствие высокой стоимости элементов

комплекса при создании НБКУ широко используют технические средства, разработанные для обеспечения штатных операций полета. Вопросы построения НБКУ экспериментами, осуществляемыми на современных КА, в основном сводятся к разработке соответствующего математического обеспечения на технических средствах, созданных для выполнения штатных операций полета. Вместе с тем уже в настоящее время наметилась тенденция к модернизации элементов НБКУ (как систем КА, так и технических средств НКАиУ экспериментами). Важно отметить, что при выполнении научных исследований на перспективных КА, где значительно возрастает количество экспериментов и потоки информации (до 10^{12} бит в сутки [95, 98]), основными факторами, определяющими состав и характеристики НБКУ, должны являться цели и задачи научной программы.

Важной задачей при разработке ТЗ и создании НБКУ является задача выделения информации, необходимой для оперативного управления. Оперативную обработку и анализ полного потока научной информации в сеансе связи с КА обеспечить трудно, вследствие чрезвычайно большого объема поступающих измерений и сложного вида выходных сигналов. Поэтому на стадии разработки НБКУ осуществляется выделение информации, необходимой для оперативного анализа и управления экспериментами. При этом выделяется такое минимальное количество информации, которое обеспечивает управление экспериментами с заданной эффективностью и соответствует проектным показателям НБКУ.

После выбора минимального количества информации, необходимого для управления экспериментами, решаются другие вопросы построения НБКУ, например, выбор уровня централизации управления, выбор связей и т. д.; осуществляется распределение задач анализа и управления между бортовыми и наземными системами.

На борту КА целесообразно решение следующих задач по обработке, анализу и управлению экспериментами:

- сокращение информационных потоков, передаваемых по телеметрии на Землю;

- текущий контроль служебных параметров научной аппаратуры, управление научной аппаратурой и системами КА для выполнения экспериментов.

Решение перечисленных задач на борту предполагает наличие на КА бортовой вычислительной машины (БВМ).

В настоящее время основная «нагрузка» по управлению экспериментами ложится на наземный контур. Рассмотрим поэтому подробнее структуру и работу НКАиУ экспериментами.

3.2.2. Функционирование НКАиУ при выполнении программы экспериментов

Управление полетом космического аппарата осуществляется средствами командно-измерительного комплекса (КИК). КИК включает в свой состав командно-измерительные пункты, радио-

нально размещенные по территории земного шара, и центр управления полетом с координационно-вычислительным центром.

С целью обеспечения максимальной длительности радиовидимости КА командно-измерительные пункты стремятся размещать так, чтобы аппарат, выходя из зоны видимости одного из них, попадал в зону действия другого. Повышение эффективности и качества приема радиосигналов от КА достигается при этом расположением КИПов в районах, имеющих хороший обзор небосвода и, по возможности, свободных от промышленных радиопомех.

Командно-измерительные пункты, имеющие в своем составе различные радиоэлектронные системы и устройства, выполняют в комплексе управления двойную роль: принимают информацию с КА и передают ее в ЦУП, а также выдают команды управления, сформированные ЦУПом, на космический аппарат.

Временная синхронизация работы всех элементов КИКа осуществляется с помощью специального комплекса радиотехнических средств единого времени, включающего в свой состав центральный пункт выдачи опорных сигналов единого времени и серию пунктов на КИПах. Для создания единой шкалы времени КИКа на центральном пункте генерируются и излучаются в эфир высокостабильные сигналы времени, которые принимаются приемными устройствами КИПов. Эти высокостабильные сигналы служат основой при осуществлении привязки местного времени КИПов к точному времени. Полученные на командно-измерительном пункте метки времени в форме импульсов напряжения поступают на регистрирующую аппаратуру различных командных и измерительных устройств КИПа, что позволяет с высокой точностью оценивать и анализировать наступление различных событий на космическом аппарате.

В процессе управления полетом КА в командно-измерительном комплексе циркулируют потоки различного вида информации, среди которой обычно выделяют навигационную, телеметрическую и командную. Передача указанной информации в ЦУП осуществляется по каналам связи. В зависимости от передаваемой информации каналы связи подразделяют на информационные и командно-оперативные [80]. По каналам первого типа передается измерительная информация (навигационная, телеметрическая). С помощью каналов второго типа обеспечивается оперативное руководство всеми средствами командно-измерительного комплекса.

Переданная в ЦУП по каналам связи информация используется для управления полетом космического аппарата: оценки состояния различных систем КА, формирования законов управления и т. д.

Оставляя в стороне вопросы обеспечения штатных операций полета, изложенные, например, в работах [44], [80], рассмотрим в данном разделе книги особенности работы наземного контура управления при выполнении на КА программы научных исследований.

Наземный контур управления полетом КА предусматривает решение следующих задач по проведению научных экспериментов (рис. 3.1). С помощью радиоконтроля (РКО) постоянно осуществля-

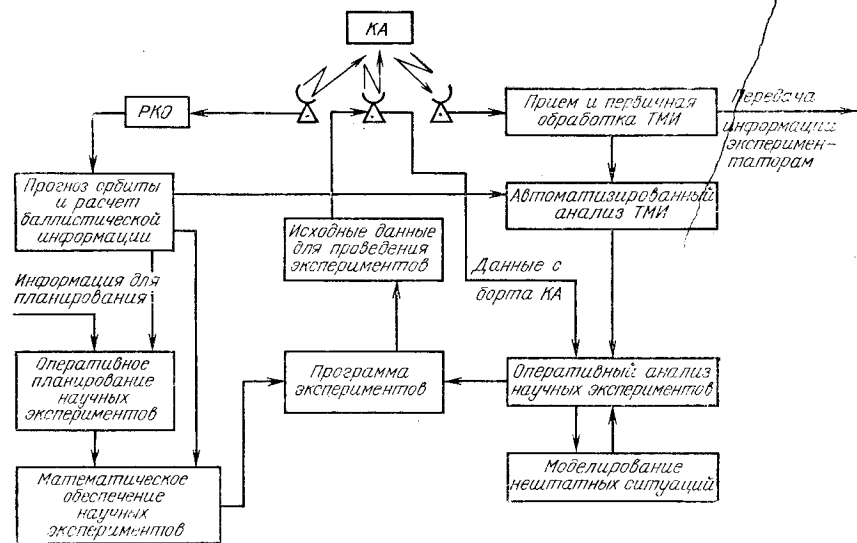


Рис. 3.1. Схема функционирования наземного контура анализа и управления при проведении экспериментов на КА

ется уточнение параметров орбиты КА. По начальным условиям движения, получаемым после РКО, проводится прогноз орбиты и расчет разнообразной баллистической информации (времени входа КА в тень Земли и выхода из тени, углов Солнце — КА — центр Земли, времени прохождения КА измерительных пунктов и т. д.). Данная информация используется для оперативного планирования программы проведения экспериментов, математического обеспечения (МО) экспериментов, а также в алгоритмах автоматизированного анализа телеметрии. С помощью специального МО вырабатывается схема проведения экспериментов, которая отражается в программе полета. Необходимые данные для выполнения принятой программы экспериментов передаются затем по радиоканалам на борт КА. Оперативный анализ результатов научных экспериментов проводится на основе данных телеметрической информации (ТМИ) и сообщений экипажа. При этом в алгоритмах автоматизированного анализа используются данные об угловом положении КА и осуществляется привязка полезных информационных сигналов к единому времени и географическим координатам. Собственно анализ осуществляется на основе моделирования и имитирования различных ситуаций, складывающихся в процессе полета. Результаты оперативного анализа научных экспериментов находят затем отражение в программе полета. Так, в самом общем виде, функционирует наземный контур анализа и управления научными экспериментами.

Дадим более подробную характеристику элементов НККиУ экспериментами и рассмотрим задачи, решаемые наземным комплексом при проведении программы научных исследований на КА.

Оперативное планирование экспериментов является важной составной частью процесса управления.

Для оперативного планирования экспериментов (например, геофизических) помимо баллистических данных используется метеорологическая информация, а также данные о солнечной активности и других природных явлениях. Кроме того, при планировании необходимы сведения о состоянии экипажа КА и параметрах научной аппаратуры. Следует отметить, что задача получения достоверного прогноза указанной информации является весьма сложной. В настоящее время для ее решения используются статистические методы анализа.

Основой для разработки программы экспериментов служат данные баллистического прогноза. При этом в процессе оперативного планирования экспериментов приходится многократно рассчитывать различные варианты реализации программы исследований и выбирать рациональный. Поэтому весьма важными задачами являются задача сокращения машинного времени, потребного для проведения расчетов, и задача получения достаточно точного долгосрочного прогноза, который позволит наиболее рационально спланировать программу проведения экспериментов (фотографирование Земли, наблюдение различных космических объектов и т. д.). Следует отметить, что задачи повышения точности и увеличения быстродействия прогнозирования движения КА во многом тесно связаны, так как, например, чрезмерное увеличение шага численного интегрирования приводит к уменьшению точности расчетов. На точность расчета орбиты космического аппарата влияет также погрешность используемой математической модели движения центра масс КА. Анализ показывает, что точность прогноза движения КА типа ОС «Салют» в настоящее время в основном определяется возможностью учета сопротивления атмосферы и влияния малых управляющих сил двигателей системы ориентации. Причем для достаточно высоких орбит основным фактором, возмущающим движение центра масс КА, является работа малых управляющих двигателей.

Ускорение прогнозирования движения КА важно и при автоматизированном анализе результатов экспериментов. Автоматизированный оперативный анализ основан на сопоставлении результатов обработки ТМ-измерений с данными, получаемыми из математической модели, в основе которой лежат дифференциальные уравнения движения КА, информация об угловом положении и прочие сведения. Поскольку оперативный анализ проводится в темпе приема ТМ-информации, необходимо сокращение времени, потребного на расчет математической модели.

Повышение эффективности программы исследований достигается использованием при планировании аналитической теории движения КА, позволяющей наметить оптимальную программу проведения

экспериментов [18, 19, 23]. Критериями при планировании служат: продолжительность научных наблюдений, расход ресурсов орбитальной станции и т. д. Аналитические соотношения [18] позволяют найти схему выполнения и время проведения эксперимента, отвечающие выбранному критерию. Это дает возможность увеличить количество экспериментов за полет орбитальной станции, увеличить продолжительность проведения каждого из них, а также снижает трудозатраты специалистов по планированию программы полета.

Отметим, что обычно, при планировании программы полета учитываются достаточно общие требования по продолжительности проведения каждого эксперимента. При этом заранее даются приоритетные районы съемки, наименования исследуемых астрономических объектов и т. д. Задача оперативного планирования заключается в том, чтобы с максимальной эффективностью выполнить программу научных исследований за период полета орбитальной станции или космического корабля.

Проблема оперативного планирования возникает вследствие кратковременности действия прогноза (баллистического, метеорологического и т. д.), а также меньшей, по сравнению со штатными системами КА, надежностью используемых научных приборов.

Задача прогноза погоды (и ряда других природных явлений) в предполагаемом районе проведения исследований в силу известной сложности является, по-видимому, главным препятствием для введения долгосрочного планирования программы экспериментов. Прогноз метеоусловий необходим при проведении экспериментов, связанных с исследованием Земли, особенно при фотографировании земной поверхности, когда недопустима сильная облачность. Обычно принимается, что съемка может быть проведена при облачности менее 5 баллов. Отметим, что привлечение оперативных данных прогноза метеоусловий позволяет существенно повысить эффективность экспериментов по фотографированию Земли из космоса. Как показал опыт управления КК «Союз-22», где впервые наиболее полно при планировании программы экспериментов привлекались оперативные данные об облачности в районах съемки, качество и научная ценность полученных фотографий оказывается существенно выше по сравнению со снимками, полученными при фотографировании с других объектов (например, со станции «Салют-4»).

Другая трудность введения долгосрочного планирования связана с проблемой прогноза деятельности экипажа КА и функционирования научной аппаратуры.

Возможность прогнозирования деятельности космонавтов в длительном космическом полете во многом определяет программу проведения экспериментов и относится к медико-биологическим проблемам космонавтики.

Задача прогноза функционирования научной аппаратуры затрудняется вследствие ограниченного объема статистического материала по работе научных приборов.

Менее надежная, по сравнению со штатными системами, работа научных приборов, используемых в экспериментах, связана с тем

обстоятельством, что многие эксперименты на КА проводятся впервые. В противном случае, при повторении какого-либо исследования на различных КА без каких-либо изменений, конструктивных или методических, научная ценность исследования будет снижаться, и, как следствие, снижения надежности его обеспечения, возможен срыв отдельных экспериментов. При этом неизбежно возникает задача пересмотра программы проведения оставшихся экспериментов (а также устранения появившихся неисправностей).

В процессе полета КА оперативное планирование экспериментов осуществляется следующим образом (см. рис. 3.1). Исходя из данных прогноза рассмотренных параметров и явлений, а также результатов оперативного анализа выбираются конкретные эксперименты, время, длительность и условия их проведения. При выполнении комплексных экспериментов устанавливаются также режимы и условия работы дополнительно привлекаемых средств.

После этого проводится математическое обеспечение для выбранной схемы полета.

Задачу математического обеспечения в этом случае можно сформулировать следующим образом, провести выбранный эксперимент исходя из возможностей системы управления космическим кораблем или орбитальной станцией с учетом заданных ограничений, накладываемых на условия его проведения.

В самом общем случае для КА типа «Салют», «Союз» схема МО выглядит следующим образом.

Космический аппарат летит в режиме орбитальной ориентации с некоторым курсовым углом (т. е. углом между продольной осью КА и плоскостью орбиты). В расчетный момент времени осуществляется разарретирование гироскопов и проводятся программные развороты с целью наведения оси научного прибора на исследуемый объект. Математическое обеспечение сводится к расчету курсового угла, времени разарретирования гироскопов, программных разворотов КА с учетом ограничений, накладываемых на схему проведения эксперимента и возможностей командно-измерительного комплекса. Кроме того, дополнительно приходится рассчитывать различные уставки для используемых приборов, проводить юстировку осей научной аппаратуры и приборов, применяющихся для их точной ориентации на объект наблюдения (например, осей телескопа и астроориентатора). Данная схема математического обеспечения использовалась на станциях типа «Салют». Возможности дальнейшего совершенствования данной схемы обеспечения экспериментов связаны с ее оптимизацией по выбранным критериям.

Важное значение для эффективного выполнения программы исследований имеет автоматизированный анализ хода научных экспериментов (см. рис. 3.1). Иногда оперативный анализ и коррекция программы выполнения эксперимента осуществляются непосредственно в процессе проведения научных измерений. Данная возможность появляется при автоматизации обработки и анализа ТМ-измерений в сеансе связи с КА. Обработка телеметрической информации осуществляется в центре управления на специализированном

вычислительном комплексе. Первоначально в ЭВМ поступает полный поток ТМ-информации. С помощью программ первичной обработки осуществляется прием ТМ-информации, раскоммутация телеметрических кадров, привязка измерений к московскому времени.

После приема и первичной обработки осуществляется передача информации в заинтересованные организации для ее научного анализа, а в центре управления проводится автоматизированный анализ ТМИ.

В структуре МО автоматизированного анализа телеметрии можно выделить элементы, осуществляющие контроль и диагностику работы научной аппаратуры, и элементы собственно анализа научной информации. При проведении контроля и анализа ТМИ в центре управления из полного потока выделяется информация, которую необходимо подвергнуть оперативной обработке.

Для анализа научных экспериментов, как оперативного, так и послеполетного, необходимо знать положение чувствительных осей приборов в пространстве. Поскольку обычно ориентация осей приборов относительно строительных осей КА известна, задача сводится к определению углового положения КА относительно какой-либо базовой системы координат. Расчет ориентации пассивно движущихся КА осуществляется чаще всего с помощью измерений от магнитометров и солнечных датчиков. Данная задача довольно успешно решалась на различных космических аппаратах. Единственной серьезной проблемой оставалась задача определения ориентации КА в тени Земли при отсутствии показаний солнечного датчика. Решение этой задачи важно, так как многие эксперименты, например астрономические, часто проводятся именно на неосвещенных участках орбиты в режимах пассивной ориентации (закруток). При выполнении программы экспериментов на орбитальных станциях «Салют» эта сама по себе нелегкая задача усложнялась теми ограничениями, которые накладывает специфика оперативной обработки измерений на решение задач анализа.

В процессе полета научного КА оперативный анализ и управление экспериментами осуществляются специальной группой. Данная группа представляет собой комплексный научный коллектив, включающий специалистов из различных отраслей (по методикам проводимых экспериментов, используемой аппаратуре, метеорологов и т. д.).

На данную группу возлагаются обычно следующие обязанности по обеспечению научной программы:

учет и контроль ресурсов, требуемых для выполнения научной программы;

планирование и контроль выполнения программы исследований;

научно-техническое руководство проведением экспериментов (при этом привлекаются и специалисты по конкретным выполняемым исследованиям);

подготовка и консультации специалистов по экспериментам;

обработка полученных по экспериментам данных и выпуск предварительного отчета с основными результатами и т. д.

Применение подобного принципа организации управления экспериментами, используемого, в частности, при проведении научных исследований на многоцелевых орбитальных станциях «Салют», целесообразно вследствие противоречивости требований, возникающих в процессе реализации программы экспериментов (понятно, что каждый экспериментатор отдает предпочтение своим исследованиям). Задача руководителя и его группы состоит в критическом анализе получаемых в ходе полета результатов и выработке объективных решений по дальнейшему выполнению научной программы. Эффективность программы научных исследований во многом определяется степенью подготовки сотрудников, принимающих решение по дальнейшему проведению исследований. Задача подготовки комплексных специалистов, способных принимать квалифицированные решения в широком диапазоне различных дисциплин, от биологии и технологии до астрономии, является одной из важнейших, при проведении космических исследований на орбитальных станциях*.

В процессе оперативного анализа результатов экспериментов и при выработке законов управления используется также моделирование (как математическое, так и физическое).

Составленная в результате рассмотренных операций программа экспериментов передается в соответствии со схемой рис. 3.1 на борт КА по радиолиниям (в виде инструкций экипажу и автоматических команд).

Изложенная схема описывает лишь основные черты процесса функционирования наземного контура в ходе выполнения программы экспериментов. Более детальный анализ различных задач, возникающих при оперативном управлении экспериментами, и методы их решения будут рассмотрены в следующих главах книги.

3.2.3. Разработка эксплуатационных требований к проектированию исследовательских КА

Эффективность научных и прикладных исследований, выполняемых на космических аппаратах, определяется Техническими и эксплуатационно-техническими характеристиками аппаратуры и средств, используемых в экспериментах.

Технические характеристики исследовательских приборов, а также систем КА, непосредственно влияющих на выполнение научной программы и рассмотренных в предыдущей главе, обеспечиваются на стадии эскизного проектирования КА.

Качество и эффективность процесса управления экспериментами зависят прежде всего от эксплуатационно-технических характе-

* В период проведения программ научных исследований на орбитальных станциях «Салют-4, -6, -7» и космических кораблях серии «Союз» автору этой книги приходилось сотрудничать как с высококвалифицированными специалистами-комплексниками Воронковым В. Н., Тяном Т. Н. и др. (см. работы [24, 25, 29]), так и со многими учеными-экспериментаторами и теоретиками.

ристик, заложенных в бортовые научные системы и элементы наземного контура анализа и управления.

В данном разделе рассмотрим проблемы, связанные с выработкой эксплуатационных требований к длительно существующим исследовательским КА.

На эффективность процесса технической эксплуатации научных и прикладных КА влияют следующие факторы: надежность, контролепригодность, ремонтпригодность, долговечность, доступность, готовность, легкосъемность, взаимозаменяемость, унификация, преемственность.

Под надежностью понимается свойство исследовательского КА и всех используемых при проведении эксперимента систем выполнять свои функции в течение заданного времени и сохранять при этом тактико-технические и эксплуатационно-технические показатели в установленных пределах.

Контролепригодность научных систем является важным фактором, влияющим на решение задачи оценки состояния объекта управления. Специфика контроля используемой в экспериментах аппаратуры связана с большими потоками поступающей информации, ограниченным временем непосредственной видимости КА и другими факторами.

Под ремонтпригодностью научных систем понимается свойство, определяющее приспособленность используемой в экспериментах аппаратуры к проведению операций по ремонту и настройке. Ремонтпригодность учитывается при проведении экспериментов на пилотируемых и посещаемых КА.

Доступность научной аппаратуры характеризует удобство работы оператора при эксплуатации.

Готовность научной аппаратуры — это свойство, характеризующее способность к переходу аппаратуры из исходного состояния в рабочее.

Легкосъемность на КА характеризует затраты времени и труда, необходимые для выполнения замены отдельных узлов и агрегатов аппаратуры.

Взаимозаменяемость и унификация изделий также оказывают сильное влияние на эффективность эксплуатации исследовательских КА (например, на затраты труда операторов, количество простоев и т. д.). При этом следует унифицировать как бортовые, так и наземные системы. Кроме того, для эффективной эксплуатации исследовательских КА различного назначения весьма важно соблюдать преемственность применяемых средств, методов и используемого математического обеспечения.

Для оценки эксплуатационных характеристик исследовательских КА необходимы количественные показатели. Необходимость количественной оценки процесса эксплуатации исследовательского КА возникает на стадии эскизного проектирования, при оперативном управлении полетом, при утверждении состава и режима работы соответствующего персонала в центре управления полетом.

К показателям, характеризующим эффективность процесса эксплуатации, отнесем:

1) коэффициент, учитывающий удельные затраты времени на эксплуатацию:

$$K_9 = T_{\text{экспл}}/T_{\text{экспер}} \quad (3.7)$$

Данный коэффициент показывает, какую часть времени при выполнении эксперимента необходимо проводить работу с используемой научной аппаратурой (экипажу КА — $K_{9.э}$ или наземным службам — $K_{9.н}$). Понятно, что $K_9 \leq 1$;

2) удельную трудоемкость эксплуатации $P_{уд}$, измеряемую в человеко-часах на единицу времени проведения эксперимента. При проведении некоторых экспериментов для анализа информации и управления может потребоваться слишком большое количество специалистов, что вызовет организационные трудности и усложнит работу (подобные проблемы возникли, например, при проведении экспериментов с космическим радиотелескопом КРТ-10). Удельная трудоемкость вводится отдельно для экипажа КА ($P_{уд.э}$) и для наземного ЦУПа ($P_{уд.н}$);

3) удельную стоимость средств на эксплуатацию $\tau_{уд}$, измеряемую в единицах стоимости на единицу полетного времени (в удельную стоимость при этом входят и затраты на проведение ремонтных работ);

4) вероятность восстановления работоспособности научной аппаратуры $P_в$ за заданный временной интервал T_3 ;

5) среднее время устранения внезапных отказов в научных системах $T_{ср}$;

6) коэффициент, учитывающий длительность подготовительных операций на КА перед проведением научных измерений:

$$K_{п.о} = 1 - T_{\text{подг}}/(T_{\text{экспер}} + T_{\text{подг}}), \quad (3.8)$$

где $T_{\text{подг}}$ — время, необходимое для управления КА перед проведением эксперимента (например, время на наведение для исследования астрономического объекта, включающее время на построение начальной ориентации и разворота КА, а также время на открытие крышек, разогрев аппаратуры и т. д.);

7) контролепригодность характеризуется следующими коэффициентами:

$$а) K_{k1} = 1 - T_{\text{контр}}/T_{\text{экспл}}, \quad (3.9)$$

где $T_{\text{контр}}$ — время, необходимое для контроля научной аппаратуры в период общего времени эксплуатации $T_{\text{экспл}}$.

Коэффициент K_{k1} вводится отдельно для пассивного участка полета (K'_{k1}), когда научная аппаратура находится в исходном состоянии, и для периода активного функционирования аппаратуры (K''_{k1});

$$б) K_{k2} = 1 - N_{\text{контр}}/N_{\text{общ}}, \quad (3.10)$$

где $N_{\text{контр}}$ — количество параметров научной системы, подлежащих оперативному контролю; $N_{\text{общ}}$ — общее количество телеметрируемых и отображаемых на пультах параметров системы.

Коэффициент K_{k2} также вводится отдельно для пассивного (K'_{k2}) и активного (K''_{k2}) участков полета КА. На пассивном участке полета, когда научная аппаратура находится в исходном положении, контролируются параметры температурного режима, герметичность емкостей и т. д. Как показывает опыт эксплуатации исследовательских КА, необходимо также периодически контролировать параметры, подтверждающие исходное состояние электрических цепей, так как вследствие неправильного прохождения некоторых управляющих команд либо из-за ошибок экипажа КА возможно непредусмотренное включение аппаратуры, которое при отсутствии контроля приводит к расходу ресурса систем либо даже к выходу аппаратуры из строя. Обычно параметры, определяющие коэффициент K_{k2} , подвергаются пороговому контролю.

При проектировании КА к научной аппаратуре предъявляются общие требования, ограничивающие максимальное количество параметров, полностью определяющих исходное состояние научной аппаратуры, а также требования по периодичности контроля.

Во время работы научной аппаратуры осуществляется контроль правильности ее функционирования. К научной аппаратуре в период разработки эскизного проекта предъявляются специальные требования, учитывающие возможность эффективного проведения контроля при выполнении эксперимента (эти требования базируются на введенных показателях 1...7). Кроме того, при проектировании сложных научных приборов необходимо предусматривать введение некоторых обобщенных параметров, дающих информацию о работоспособности аппаратуры. Это позволяет значительно облегчить проведение оперативного контроля и повысить его эффективность.

По аналогии с рассмотренными могут быть введены и другие показатели, характеризующие эффективность эксплуатации исследовательских КА.

В период проведения экспериментов на космических кораблях и орбитальных станциях выполняется подсчет фактических значений показателей. Полученные по испытаниям значения введенных показателей сопоставляются с проектными, после чего осуществляется их корректировка и даются рекомендации по уточнению проектных показателей.

Численные значения некоторых введенных показателей, полученные при проведении экспериментов на станции «Салют-6», приведены для примера в табл. 3.1.

Из анализа приведенных значений показателей можно сделать некоторые выводы.

Астрономические исследования требуют значительных затрат времени экипажа и персонала ЦУПа в зонах проведения экспериментов (практически оба космонавта станции непрерывно были за-

няты выполнением эксперимента в соответствующей зоне, а для ЦУПа показатель $P_{\text{уд}}$ составлял величину $\sim 4...6 \frac{\text{чел-ч}}{\text{ч}}$).

Таблица 3.1

Значения показателей, характеризующих процесс эксплуатации станции «Салют-6» при проведении экспериментов

Коэффициент	Эксперименты				
	астрономический		геофизический (фотографирование Земли)	технологический (получение новых материалов)	медико-биологический
	с субмиллиметровым телескопом	с радиотелескопом			
$K_{э.э}$	1,0	1,0	0,9	0,1	0,6
$K_{э.н}$	1,0	1,0	1,0	0,1	0,1
$P_{\text{уд.н}}$	4,0	6,0	3,0	0,2	0,1
$P_{\text{уд.э}}$	1,8	2,0	0,9	0,3	0,8
$K_{п.о}$	0,15	0,12	0,3	0,9	1,0
K'_{k1}	0,98	1	0,98	0,98	0,99
K''_{k1}	0,7	0,4	0,7	0,8	0,8
K'_{k2}	0,7	1,0	0,7	0,8	0,8
K''_{k2}	0,1	0,1	0,15	0,4	0,4

Астрономические эксперименты требуют также значительных затрат времени на подготовку к их проведению. Это связано с необходимостью построения требуемой ориентации КА, подготовкой аппаратуры к работе. Например, в астрономических экспериментах при работе в ИК-диапазоне длин волн требуется предварительное охлаждение чувствительных элементов аппаратуры до низкой температуры. Повысить коэффициент $K_{п.о}$ удастся при совмещении некоторых подготовительных операций (например, подготовку прибора к работе можно выполнять на фоне операций по построению требуемой ориентации).

Из приведенных в таблице данных также видно, что на активных участках полета при проведении экспериментов значительно повышается количество параметров, подлежащих контролю и необходимое для выполнения контроля время.

Эксплуатационные характеристики фотоаппаратуры, используемой в геофизических экспериментах, оказываются в некоторых случаях выше по сравнению с аналогичными характеристиками астрономической аппаратуры. Это прежде всего относится к коэффициентам $K_{п.о}$, $P_{\text{уд}}$.

Технологическая аппаратура отличается весьма высокими эксплуатационными характеристиками, т. е. требует небольших временных затрат специалистов при выполнении соответствующих экспериментов.

Аппаратура медико-биологических исследований в полете практически готова к выполнению соответствующих зон экспериментов. Для медико-биологических экспериментов характерно значительное, по сравнению с персоналом ЦУПа, участие экипажа в их проведении.

В заключение отметим, что поскольку рассмотренные значения эксплуатационных показателей были получены экспериментально для конкретной станции и конкретных научных приборов, для других экспериментов возможны и несколько иные значения показателей эффективности эксплуатации.

3.3. РАЗРАБОТКА ОСНОВНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ ТЕОРИИ УПРАВЛЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАМИ, ВЫПОЛНЯЕМЫМИ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

Задача проведения научных исследований на космических аппаратах является сложной комплексной проблемой. Отдельные аспекты этой проблемы, к числу которых относятся вопросы обработки телеметрической информации, оперативное планирование экспериментов и т. д. рассматривались в работах [18, 19, 64] и др. Опыт проведения научных экспериментов на КА показывает, что все эти вопросы тесно связаны друг с другом [17, 22]. Связь рассматриваемых вопросов проявляется следующим образом. Во-первых, важно отметить, что все решаемые при проведении научных экспериментов задачи служат одной цели — эффективному выполнению программы научных исследований, и безразлично, по какой причине программа экспериментов не будет выполнена. Во-вторых, связь рассматриваемых проблем проявляется тем, что, как правило, результаты и алгоритм решения какой-либо одной задачи непосредственно влияют на решение других задач. Так используемая схема и качество обработки ТМ-информации влияют на построение алгоритмов анализа [20]. Баллистическое обеспечение экспериментов служит основой при планировании программы полета [18]. В зависимости от оперативности обработки и анализа применяются различные законы и принципы управления движением КА, а также научной аппаратурой и штатными системами аппарата и т. д.

Таким образом, необходимо комплексное рассмотрение и решение вопросов управления научными экспериментами, основанное на системном подходе [2]. При этом должны быть изучены не только отдельные элементы рассматриваемой системы управления, но и, главным образом, взаимосвязи отдельных частей и элементов системы. Известно, что исследование сложных систем, к числу которых относится и система управления экспериментами, трудно осуществить в рамках какого-либо одного раздела математики. Для решения перечисленных проблем необходимо создание теории управления научными экспериментами. Теория управления, опирающаяся на различные математические дисциплины, позволит объединить большое количество частных задач по проведению научных экспериментов, поможет исследовать их взаимосвязь. Создание любой

теории управления начинается с введения основных положений и конкретизации понятий, определяющих состояние систем, управляющие воздействия, а также обоснования целей управления и введения критериев, характеризующих качество управления. Данный раздел книги и посвящен решению перечисленных задач.

3.3.1. Постановка задачи

В процессе проведения программы научных исследований на КА решаются следующие задачи управления полетом (рис. 3.2).

Первоначально определяются цели управления. В общем случае для выполнения научных экспериментов на КА должны быть обеспечены следующие условия (цели управления):

космический аппарат должен оказаться в определенное время в заданной области пространства;
должна быть обеспечена определенная ориентация КА в пространстве;

во время проведения эксперимента должны работать служебные системы КА, необходимые для выполнения исследования (системы терморегулирования, стабилизации и т. д.);

в соответствии с методикой эксперимента должна функционировать научная аппаратура;

научная информация должна быть определенным образом записана на соответствующий носитель (например, магнитную ленту), передана на Землю и доставлена в заданные сроки и в заданной форме потребителю;

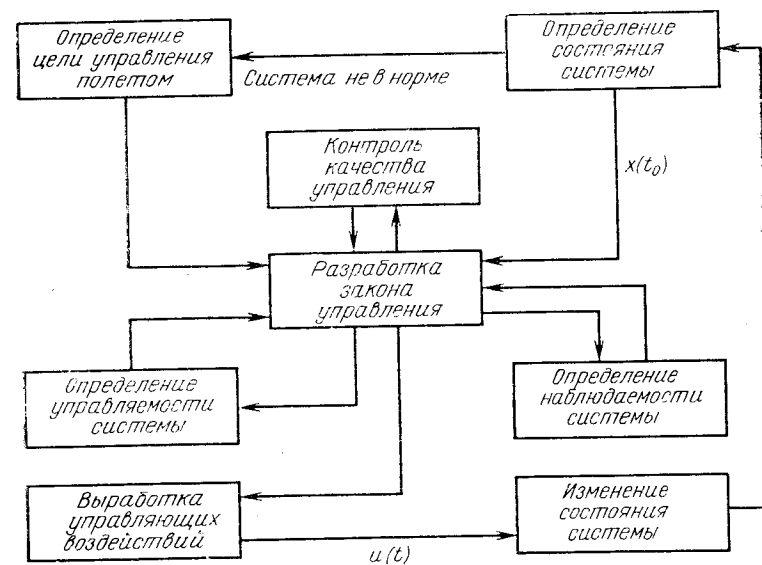


Рис. 3.2. Задачи управления при проведении программы экспериментов на КА

одновременно, в комплексных научных экспериментах в соответствии с методикой исследования должны функционировать дополнительно привлекаемые средства (самолетные геофизические лаборатории, наземные астрономические обсерватории и т. д.).

Для выполнения намеченных целей управления полетом осуществляется разработка закона управления. При разработке закона управления решаются задачи определения управляемости и наблюдаемости системы, а также проводится контроль качества управления. Для реализации принятого закона управления вырабатываются управляющие воздействия, которые приводят к изменению состояния системы. В процессе выполнения эксперимента для контроля управления осуществляется оценка состояния системы. Так в самом общем виде решается задача управления полетом при проведении научных исследований на КА. Строгое математическое определение задачи управления полетом будет дано ниже, после комплексного рассмотрения данных проблем, возникающих при проведении научных экспериментов. Отметим, что комплексное изучение перечисленных вопросов требует введения определенного уровня абстракции, единой терминологии, а также четких формулировок и определений в рамках введенных понятий.

3.3.2. Описание состояния системы

Будем рассматривать КА с научной аппаратурой как систему, характеризующуюся переходной функцией состояния, наличием входных и выходных воздействий. Переходную функцию состояния запишем в виде:

$$F = \{f: T \times T \times X \times Z \rightarrow X\}, \quad (3.11)$$

где T — множество моментов времени, причем T есть некоторое упорядоченное подмножество множества вещественных чисел R , т. е. $T \subseteq R$; Z — множество значений входных воздействий $\vec{z}(t)$; X — множество величин $\vec{x}(t)$ — состояний системы.

Правило f устанавливает отображение четверок $t_1, t_0, \vec{x}(t_0), \vec{z}$ на множество X , содержащее элементы \vec{x} .

Считаем, что переходная функция состояния f определена для всех $t \geq t_0$, а при $t = t_0$ для всех $t \in T, \vec{x} \in X$ и $\vec{z} \in Z$ имеет место равенство

$$f[t_0, t_0, \vec{x}(t_0), \vec{z}] = \vec{x}(t_0). \quad (3.12)$$

Будем считать также, что знание состояния системы (КА) $\vec{x}(t_0)$ в момент $t = t_0$ и входного воздействия \vec{z} на отрезке времени $[t_0, t_1]$ является необходимым и достаточным условием, позволяющим определить состояние рассматриваемой системы $\vec{x}(t_1)$ в момент времени $t = t_1$. Тогда

$$\vec{x}(t_1) = f[t_1, t_0, \vec{x}(t_0), \vec{z}(t_0, t_1)]. \quad (3.13)$$

При сделанных предположениях рассматриваемую систему можно считать динамической [46].

Выходные величины системы $\vec{y}(t)$ могут быть определены, если заданы входные воздействия и известна переходная функция состояния системы. Так как состояние системы $\vec{x}(t)$ уже включает в себя эффект входного воздействия, можно записать:

$$\vec{y}(t) = \sigma[t, \vec{x}(t)]. \quad (3.14)$$

В общем случае выходные величины рассматриваемой системы принадлежат некоторому множеству

$$\Sigma = \{\sigma: T \times X \rightarrow Y\}. \quad (3.15)$$

Состояние рассматриваемой нами системы характеризуют n параметров x_1, \dots, x_n , причем:

x_1, \dots, x_i — характеризуют положение центра масс КА (обычно для описания движения центра масс КА используется 6 параметров; однако в работах [23, 26, 78] показано, что увеличение числа переменных, описывающих движение спутника, дает ощутимые преимущества при численном интегрировании на ЭВМ уравнений движения КА и позволяет получить более точные приближенные аналитические решения);

x_{i+1}, \dots, x_j — характеризуют угловое движение КА (если КА с установленной на нем научной аппаратурой рассматривается как жесткое тело, то для описания углового движения системы используется 6 параметров; в противном случае, — число переменных увеличивается, т. е. добавляются дополнительные параметры, учитывающие нежесткость конструкции);

x_{j+1}, \dots, x_k — характеризуют состояние систем КА, используемых для выполнения эксперимента (блока свободных гироскопов, системы исполнительных органов и т. д.);

x_{k+1}, \dots, x_l — характеризуют состояние используемой научной аппаратуры;

x_{l+1}, \dots, x_m — характеризуют информационные потоки, их объем, вид, ценность и т. д.;

x_{m+1}, \dots, x_n — характеризуют состояние дополнительно привлекаемых средств. Отметим, что привлекаемые в научных экспериментах средства можно рассматривать и отдельно (используя при этом уже разработанную теорию управления). Однако при проведении комплексных экспериментов некоторые параметры, характеризующие состояние дополнительно привлекаемых средств, целесообразно включать в $\vec{x}(t)$. В этом случае $\vec{x}(t)$ является расширенным вектором состояния.

3.3.3. Входные воздействия на систему

Входные воздействия могут совершаться случайно или целенаправленно. Целенаправленные входные воздействия $\vec{u} \in U$, где $U \subseteq Z$ будем называть управлениями. Случайные входные воздействия, а также ошибки при управлении приводят к необходимости наблюдения системы.

Рассмотрим управления, воздействующие на рассматриваемую систему. Входные воздействия $u_{1, \dots, f}$ характеризуют:

$u_{1, \dots, p}$ — импульсы (величину, направление) корректирующей двигательной установки для изменения положения центра масс КА;

$u_{p+1, \dots, r}$ — работу двигателей ориентации;

$u_{r+1, \dots, s}$ — команды для управления работой систем КА, необходимых при проведении научных экспериментов. Заметим, что многие параметры из $u_{r+1, \dots, s}$ являются логическими функциями;

$u_{s+1, \dots, t}$ — команды для управления научной аппаратурой (включение, выбор фильтров и т. д.);

$u_{t+1, \dots, e}$ — команды управления информационными потоками (начало записи информации, выбор режима записи, организация сбора ТМ-информации, выбор режима обработки и распределение информации на Земле и т. д.);

$u_{e+1, \dots, f}$ — команды управления при привлечении дополнительных средств в комплексных научных экспериментах (режимы полета самолетных лабораторий и т. д.).

Следует отметить, что управление движением центра масс КА требует значительных затрат рабочего тела. Вместе с тем заметим, что при проведении научных экспериментов можно эффективно использовать естественные факторы: движение КА по орбите и движение (прецессию) самой орбиты в пространстве. В этом случае задача управления движением КА сводится к задаче планирования программы экспериментов. Если входные воздействия $\vec{z}(t)$ отсутствуют, и система совершает движение только под действием одного начального воздействия из множества Z , то такая система называется автономной [51]. При учете всех основных возмущений, действующих на спутник, и отсутствии управлений (пассивный полет по орбите) КА можно рассматривать как автономную систему.

3.3.4. Классификация критериев качества управления

Определим функцию потерь качества управления. Понятно, что в процессе выполнения экспериментов на КА необходимо стремиться к увеличению объема, качества и ценности научной информации, с одной стороны, и экономии ресурсов (топлива, энергии и т. д.), с другой.

Выделим общие и специальные критерии, характеризующие качество управления.

Основные научные исследования, проводимые в настоящее время в космосе, можно подразделить на астрономические, геофизические, технологические, медико-биологические и технические (заметим, что методики управления другими экспериментами сводятся к комбинациям или частным случаям методик перечисленных направлений исследований).

Общими критериями качества управления являются параметры, характеризующие:

расход ресурсов;

ценность (уникальность) полученной научной информации;

качество полученной научной информации;

продолжительность экспериментов;

объем научных измерений;

точность интерпретации научных данных (например, точность временной привязки полученных измерений).

Поясним введенные общие критерии качества управления.

Под располагаемыми ресурсами понимается рабочее тело (топливо), электрическая энергия, продолжительность работы приборов КА и т. д. Поскольку вывод грузов на орбиту и восполнение ресурсов КА является дорогостоящей и технически сложной (а иногда и невозможной) задачей, в процессе полета КА и выполнения программы экспериментов требуется экономить и рационально распределять располагаемые ресурсы.

Ценность (уникальность) научной информации предварительно определяется до начала полета КА и процесса управления экспериментом, а затем она корректируется по данным, полученным в ходе эксперимента. Уникальность научных данных повышается при исследовании наиболее интересных явлений и объектов (например, вспышек звезд) или при получении новых материалов в технологических экспериментах. Как критерий качества управления уникальность научной информации в основном характеризует гибкость управления (например, способность системы управления навести прибор на внезапно вспыхнувший источник).

На возможность проведения научных экспериментов накладываются множество ограничений. Эти ограничения, а также меняющиеся условия полета КА, приводят к различным результатам выполняемых исследований даже при реализации одного и того же варианта управления в разное время. Одним из критериев качества управления, зависящим от указанных факторов, является продолжительность эксперимента. Часто продолжительность исследования определяется временем нахождения КА на неосвещенном Солнцем участке орбиты, которое связано с меняющимися баллистическими параметрами.

Объем научных измерений зависит от количества зарегистрированной ТМ-информации, количества источников, попавших в поле зрения научного прибора, количества недостоверной информации и т. д. При управлении полетом КА объем получаемой научной информации определяется выбором программы измерений, измерительных пунктов и т. д.

Проведение научных экспериментов на КА ограничивается рядом условий. Следует отметить, что многие ограничения не являются жесткими и могут сдвигаться в определенных пределах. Степень выполнения накладываемых условий в данных случаях определит точность интерпретации научных данных и будет характеризовать качество управления.

Практически все проводимые на КА эксперименты требуют при интерпретации научных данных привязки полученных измерений ко времени (требования по точности привязки при этом могут существенно отличаться в различных экспериментах). Точность временной привязки, зависящая от условий полета и реализуемого варианта управления, во многих случаях определяет качество процесса анализа и управления экспериментами.

Выделим специальные критерии, характеризующие качество управления.

При проведении на КА астрономических экспериментов специальным критерием является точность привязки научных измерений к данным ориентации оси телескопа в пространстве. Критериями качества управления геофизическими экспериментами служат освещенность фотографируемой поверхности, метеорологические условия в исследуемых районах, точность навигационной привязки полученных научных данных. В случае выполнения на КА технологических, физико-технических и некоторых медико-биологических экспериментов специальным критерием качества управления являются величины возникающих перегрузок.

В общем случае качество процесса управления определяется по формуле

$$I = I(\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_N), \quad (3.16)$$

где параметры τ_i , $i=1, \dots, N$ характеризуют перечисленные выше критерии. Причем

$$\tau_i = \varphi(\vec{u}, \vec{y}, \vec{x}, f, \sigma, t).$$

Во многих важных случаях выражение (3.16) можно представить в виде

$$I = k_1 \tau_1 + k_2 \tau_2 + \dots + k_N \tau_N, \quad (3.17)$$

где k_i — коэффициенты пропорциональности, выбираемые в соответствии с целями и задачами исследований.

При этом нередко в процессе полета предпочтение отдается какому-либо одному критерию. Например, важным требованием, характеризующим качество управления на современном этапе развития космической техники, является минимальный расход топлива при проведении эксперимента на КА. Данный критерий часто считают определяющим и учитывают в выражении 3.17. На остальные критерии в этом случае лишь накладывают ограничения типа

$\tau_{j \min} \leq \tau_j \leq \tau_{j \max}$, $j=1, 2, \dots, (N-1)$, а при разработке закона управления минимизируется величина

$$I = k\tau_r. \quad (3.18)$$

где τ_r характеризует расход топлива на КА.

3.3.5. Общая задача управления полетом КА при проведении научных экспериментов

Сформулируем общую задачу управления научными экспериментами.

В процессе выполнения программы экспериментов при изменении состояния $\vec{x}(t)$ выходная величина $\vec{y}(t)$ также будет меняться. Следовательно, на множестве $T \times X \times Y$ можно определить пары (\vec{x}, \vec{y}) для данного момента времени t . Выделим на множестве $T \times X \times Y$ подмножество $P_0 \subset T \times X \times Y$, которое, следуя работе [51], будем называть целевым множеством. Общая задача управления научными экспериментами формулируется следующим образом. Необходимо для каждого данного события (t_0, \vec{x}_0) определить управление $\vec{u}(t)$ из области допустимых управлений $U \subset Z$. Найденное управление $\vec{u}(t)$ преобразует событие (t_0, \vec{x}_0) таким образом, что множество значений

$$f[t, t_0, \vec{x}(t_0), \vec{u}(t)], \sigma[t, \vec{x}(t)]$$

пересекается с целевым множеством P_0 :

$$\{f[t, t_0, \vec{x}(t_0), \vec{u}(t)], \sigma[t, \vec{x}(t)]\} \cap P_0. \quad (3.19)$$

При этом управление $\vec{u}(t)$ должно минимизировать функционал I .

Структурно-функциональная схема процесса управления полетом исследовательского КА показана на рис. 3.3.

В соответствии с приведенной схемой первоначально при управлении определяется целевое множество

$$P_0 \subset T \times X \times Y.$$

Целью управления является обеспечение условия $\{\vec{x}(t), \vec{y}(t)\} \cap P_0$. Для выполнения данного условия осуществляется разработка закона управления $k: T \times X \rightarrow U$. Если при разработке закона управления не удастся найти непустое множество U , удовлетворяющее решению поставленной задачи, то рассматриваемая система будет неуправляема. Задача определения управляемости рассматриваемой системы решается на этапе планирования полета. При этом для управления КА необходимо знание текущего состояния системы, которое определяется по значениям выходной величины $\sigma^{-1}: Y \rightarrow X$. Для выполнения эксперимента выбирается такой закон управления $\vec{u}(t) \in U$, который обеспечивает минимум функционалу

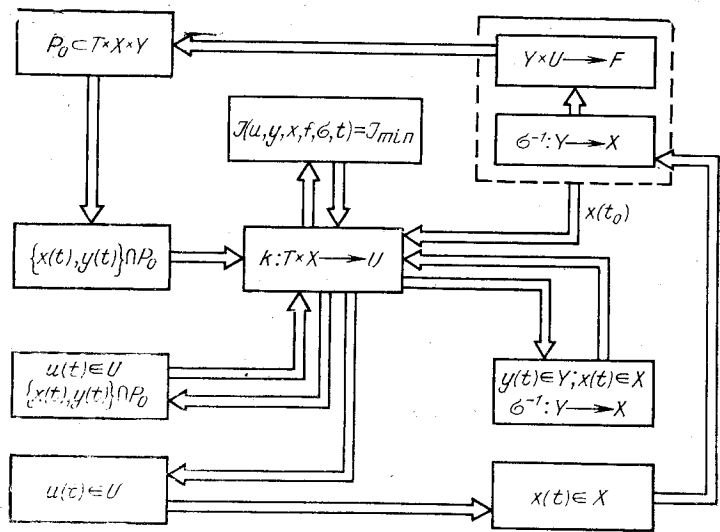


Рис. 3.3. Схема процесса управления при проведении экспериментов на КА

$I(u, y, x, f, \sigma, t)$. В процессе управления КА оценивается состояние рассматриваемой системы. Понятно, что задача определения вектора состояния $x(t)$ по известным выходным величинам $y(t)$ может быть решена не всегда. Нахождение условий, при которых отображение $\sigma^{-1}: Y \rightarrow X$ существует и отлично от нуля для всех $x(t) \in X$ и $y(t) \in Y$ составляет задачу определения наблюдаемости рассматриваемой системы. Данная задача, так же как и определение управляемости системы, решается на этапе планирования программы полета.

При проведении научных экспериментов на КА можно выделить два типа задач определения состояния системы: 1) задачи наблюдения; 2) задачи идентификации.

Задача наблюдения заключается в определении вектора состояния рассматриваемой системы по известному сигналу на выходе (при этом предполагается, что структура системы известна). Обычно структура рассматриваемой нами системы известна априори (берется по проектным данным). Поэтому при штатном выполнении программы полета решается задача наблюдения. Однако в ряде случаев, например, при уточнении динамических характеристик КА или в случае возникновения некоторых (неопознанных) нештатных ситуаций в работе систем КА структуру рассматриваемой системы нельзя считать известной. В этом случае решается задача идентификации, которая заключается в определении внутренних свойств системы по известным сигналам на входе и выходе.

3.3.6. Решение задачи наблюдения при управлении полетом исследовательского КА

При проведении научных исследований на КА эксперименты выполняются в соответствии с намеченной программой. При этом вектор состояния x описывает в фазовом пространстве траекторию. Истинная траектория вектора состояния отличается от номинальной $x^*(t)$. В общем случае это обусловлено следующими причинами:

- 1) неточным знанием начального значения вектора состояния $x(t_0)$;
- 2) отличием используемой математической модели от действительного поведения системы;
- 3) воздействием на систему неучтенных случайных факторов;
- 4) возможными ошибками в работе операторов (на Земле и на борту КА);
- 5) возникновением неисправностей в работе некоторых элементов рассматриваемой системы (отказы из-за старения аппаратуры и т. д.).

Указанные причины приводят к необходимости решения задачи оценки состояния системы. При этом причины пп. 4 и 5 могут привести к задаче идентификации системы, однако в процессе выполнения программы научных экспериментов чаще всего решаются задачи наблюдения.

Применительно к рассматриваемой системе решение задачи оценки состояния различных компонент вектора x имеет общие и отличительные стороны. В данном разделе рассмотрим общий подход к решению задачи наблюдения при проведении научных исследований на КА.

Пусть X_1 — множество наблюдаемых состояний системы; X_2 — множество управляемых состояний.

Если $X = X_1 = X_2 \neq \emptyset^*$, то рассматриваемая система является полностью наблюдаемой и управляемой. Однако на практике чаще всего складывается следующая ситуация: $X_1 \subset X$, $X_2 \subset X$, и $X_1 \neq X_2$. В этом случае система управляема и наблюдаема, когда вектор x принадлежит множеству

$$X_1 \cap X_2 = \{x: x \in X_1 \text{ и } x \in X_2\}.$$

Определение вектора $x \in X_1$ осуществляется по измерениям некоторых величин q , зависящих от состояния системы (причем $y = f_1(q)$, а иногда $y = q$).

Для определения компонент x_1, \dots, i используются радиоизмерения (радиоизмерения используются также при определении некоторых параметров из x_{m+1}, \dots, n , а иногда и x_{i+1}, \dots, j). Остальные измерения

* Символ \emptyset обозначает пустое множество.

осуществляются на борту КА и передаются на Землю с помощью телеметрической системы, докладов экипажа и т. д.

Совокупность используемых измерений образует вектор измерений \vec{q} . Для получения оценки компонент вектора \vec{x} по измеренному значению вектора \vec{q} между ними устанавливается зависимость, которая в общем случае имеет вид

$$\vec{q} = \varphi(\vec{x}). \quad (3.20)$$

При проведении экспериментов на КА измеренные значения компонент вектора \vec{q} получаются в результате наблюдения за состоянием реальной системы. Поэтому имеет место равенство

$$\vec{q}^n = \varphi(\vec{x}^n) + \vec{\Delta}_1, \quad (3.21)$$

где \vec{x}^n и \vec{q}^n — истинные значения соответствующих векторов; $\vec{\Delta}_1$ — методическая погрешность. Значение вектора \vec{q} , полученное в результате измерений — \vec{q}' , связано с \vec{q}^n соотношением

$$\vec{q}' = \vec{q}^n + \vec{\Delta}_2, \quad (3.22)$$

где $\vec{\Delta}_2$ — вектор ошибок измерений.

Из (3.21), (3.22) следует, что

$$\vec{q}' = \varphi(\vec{x}^n) + \vec{\Delta}_1 + \vec{\Delta}_2. \quad (3.23)$$

Значения $\vec{\Delta}_1$, $\vec{\Delta}_2$ в общем случае рассматриваются как случайные векторы с заданными вероятностными характеристиками.

При решении задачи определения состояния рассматриваемой системы находится оценка вектора \vec{x}^n :

$$\hat{\vec{x}} = F\{\varphi(\vec{x}^n), \vec{\Delta}_1, \vec{\Delta}_2\}. \quad (3.24)$$

Структура алгоритма (3.24) (алгоритма фильтрации) зависит от вида используемых уравнений и имеющихся сведений об ошибках $\vec{\Delta}_1$, $\vec{\Delta}_2$ [57, 61, 86].

Глава 4

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРОГРАММЫ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

4.1. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ И ПРИНЦИПОВ ОРГАНИЗАЦИИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Баллистическое обеспечение (или навигационное обеспечение) играет важную роль в процессе проведения космических полетов. Одной из основных задач баллистического обеспечения является определение траектории космического аппарата. Результаты решения данной задачи используются при обеспечении штатных операций полета (маневры, коррекции, посадка на планету и т. д.) и выполнении экспериментов на КА.

Определение истинной траектории космического аппарата осуществляется на основе навигационных измерений, которые могут проводиться как на борту космического аппарата, так и с Земли. К выполняемым для определения орбиты навигационным измерениям относятся:

- расстояния D от КА до измерительных пунктов;
- радиальные скорости \dot{D} (производные от дальностей по времени);
- углы визирования, определяющие направление «измерительный пункт — КА»;
- производные от углов визирования по времени;
- высоты полета космического аппарата над поверхностью планеты;
- углы между направлениями от КА на два фиксированных пункта (звезду, планету, специальный навигационный КА, измерительный пункт на Земле) и т. д.

Для выполнения навигационных измерений на борту КА используются приборы системы автономной навигации аппарата. На станции «Салют-1», например, приборный состав системы навигации позволял [75]:

- автоматически определять моменты входа станции в тень Земли и выхода из тени;
- измерять высоту полета станции над поверхностью Земли;
- определять угловые расстояния наземного ориентира относительно местной вертикали;
- вычислять угловую высоту звезд над горизонтом Земли.

Навигационные измерения, полученные в результате выполнения заранее разработанных режимов, поступают в БВМ и используются при обработке по специальным алгоритмам. Применяемые на борту навигационные алгоритмы обеспечивают: максимальную

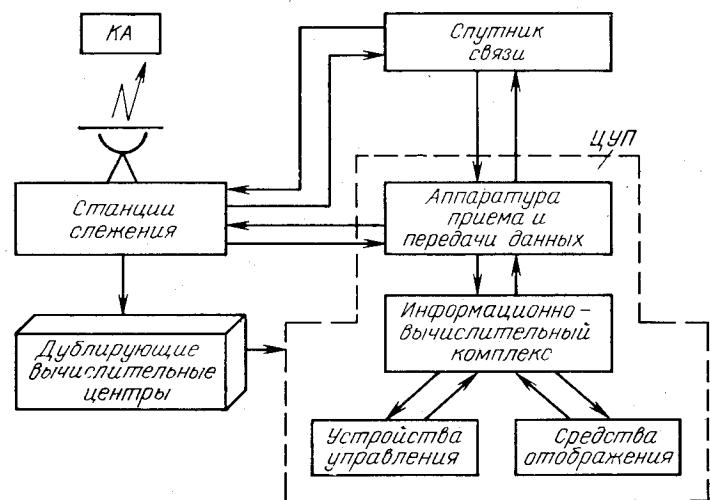


Рис. 4.1. Структурная схема навигационного комплекса

автоматизацию при получении решения, высокое быстродействие, надежность, помехоустойчивость, максимальную точность решения задач. При построении подобных алгоритмов обычно учитываются возмущающие силы, возникающие из-за нецентральности гравитационного поля Земли и сопротивления атмосферы. После получения начальных условий движения КА прогнозируется по конечным формулам (без численного интегрирования уравнений движения). При этом на заданный момент времени определяются элементы орбиты КА. С помощью полученных элементов орбиты могут быть рассчитаны данные для маневров и коррекции орбиты станции, управления ее ориентацией и т. д.

В настоящее время баллистическое обеспечение полетов осуществляется обычно с помощью наземных навигационных измерительных средств станций слежения. В качестве примера на рис. 4.1 приведена структурная схема навигационного комплекса СССР, использованного при выполнении программы ЭПАС в 1975 году [7].

Функционирует данный комплекс следующим образом.

При нахождении КА в зоне видимости наземной станции слежения измерительные средства в соответствии с программой полета производят навигационные измерения. В основу работы используемых измерительных средств положен принцип активной радиолокации. Во время полета космического аппарата в зоне видимости навигационные средства измеряют расстояния до КА и углы, характеризующие направление на аппарат с наземной станции слежения. Результаты навигационных измерений передаются в центр управления полетом. Для их передачи используются наземные и спутниковые каналы связи. Поступающая в ЦУП измерительная информация через специальные устройства сопряжения

вводится в ЭВМ, где осуществляется обработка измерительной информации и определение параметров движения. Полученные в результате обработки данные (начальные условия движения КА) используются при решении всех задач баллистического обеспечения.

Информационно-вычислительный комплекс в процессе работы по программе ЭПАС состоял из нескольких 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) [7]. Используемые ЭВМ соединены друг с другом и имеют специальную операционную систему. В процессе полета КА для решения задач баллистического обеспечения обычно используется одна ЭВМ, при этом другие ЭВМ содержатся в «горячем» резерве.

Для увеличения точности расчетов и повышения надежности баллистического обеспечения при обработке используется избыточное количество измерений. Кроме того, обычно при проведении радиоконтроля орбиты измерения выполняются несколькими радиолокационными станциями (их количество и состав назначается с учетом необходимого резервирования).

При решении навигационных задач на ответственных участках полета для расчетов дополнительно привлекаются дублирующие центры. Полученные в этих центрах результаты расчета вектора состояния (вектора скорости и вектора положения центра масс КА) передаются затем по линиям связи в информационно-вычислительный комплекс центра управления (в некоторых случаях для повышения надежности дополнительно могут передаваться и окончательные результаты решения навигационных задач).

Необходимые для работы персонала управления полетом результаты баллистических расчетов выводятся в ЦУП на индивидуальные и коллективные средства отображения. В индивидуальных средствах отображения, выполненных в виде телевизионных устройств с пультами управления, предусмотрена возможность выбора различной информации. В качестве коллективных средств отображения информации используются большие экраны, на которых наглядно показаны трассы и движение по ним КА, а также дополнительные баллистические данные (свето-теневая обстановка по трассе полета, расположение измерительных пунктов и т. д.).

Наиболее ответственный этап баллистического обеспечения полета связан с определением орбиты КА по измерениям.

В общем виде задача определения орбиты формулируется следующим образом.

Считаются заданными:

координаты используемых измерительных средств станций слежения;

система навигационных измерений;

характеристики распределения вероятностей вектора ошибок измерений;

модели сил, действующих на КА в полете;

приближенный начальный вектор состояния.

Требуется определить уточненный начальный вектор состояния, включающий шесть независимых основных параметров, определяющих орбиту КА, а также некоторые параметры используемых моделей.

При решении данной задачи предварительно обрабатываются навигационные измерения и приводятся к виду, удобному для определения орбиты. В процессе предварительной обработки выполняется дешифровка результатов измерений, определяется их принадлежность к одной из задействованных станций слежения и конкретному измерительному средству и т. д. Далее исключаются аномальные измерения, т. е. осуществляется фильтрация полученной информации. Грубые ошибки в измерениях обусловлены либо большими искажениями при передаче в ЦУП результатов измерений по линиям связи, либо неисправностями измерительной аппаратуры на станциях слежения. После исключения измерений, содержащих грубые ошибки, решается задача определения орбиты КА. При этом применяется, например, метод наименьших квадратов с учетом весов измерений.

Полученный в результате обработки вектор состояния используется при решении следующих задач:

- прогнозирование движения космического аппарата;
- расчет параметров для выполнения маневров на орбите;
- расчет информации, необходимой для работы станций слежения, персонала ЦУП и экипажа КА;
- расчет параметров для выполнения спуска КА с орбиты;
- баллистическое обеспечение экспериментов.

Данные задачи навигационного обеспечения полета (кроме последней) достаточно подробно изложены в литературе [3, 7, 69, 87, 88] и др.

4.2. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ И ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Баллистическая информация используется на разных этапах управления экспериментами. По целевому назначению в баллистической информации, используемой при проведении экспериментов, можно выделить:

- информацию для планирования программы экспериментов (выбор моментов выполнения экспериментов);
- информацию для выбора схемы проведения эксперимента в выбранный момент;
- информацию для анализа результатов экспериментов;
- дополнительную информацию.

Планирование программы экспериментов во многом основано на прогнозе движения центра масс КА. Используемые при оперативных расчетах уравнения движения должны обеспечивать достаточно быстрое действие и точность. Требования по быстродействию

при проведении расчетов обусловлены большой нагрузкой вычислительной техники в период оперативных работ и нередко необходимостью, связанной с постоянным уточнением программы экспериментов.

Точность расчета движения центра масс КА определяется характером решаемой задачи. Высокие требования по точности определения положения КА в пространстве предъявляются к алгоритмам и программам анализа результатов некоторых экспериментов. Точность расчетов в этих случаях повышается при учете наиболее полной модели действующих на КА сил (в том числе и малых реактивных сил двигателей ориентации КА). Кроме того, возможность повышения точности расчета траектории КА в пространстве на стадии анализа результатов исследований связана с привлечением данных радиоконтроля орбиты, полученных как до выполнения эксперимента, так и после.

При выполнении прогноза движения КА в процессе решения задачи планирования эксперимента вычисляется информация, необходимая для составления программы: направления на исследуемые объекты, времена прохождения КА заданных районов и т. д. После определения моментов выполнения экспериментов решается задача выбора схем их проведения. В рамках данной задачи рассчитываются времена выполнения космическим аппаратом необходимых разворотов и соответствующие им величины углов и т. д. При решении этой задачи обычно попутно вычисляется также соответствующая командная информация (которая затем передается на КА для реализации бортовыми системами выбранной схемы эксперимента). В некоторых случаях при проведении расчетов по обеспечению экспериментов возникает необходимость в вычислении дополнительной информации для выполнения исследований. К такой информации относятся специальные уставки для астроориентатора, позволяющего построить точную трехосную ориентацию по выбранным звездам, параметры для использования на борту КА космического секстанта и т. д.

Заметим, что некоторые из перечисленных задач не являются чисто баллистическими, а даже в большей степени относятся к управлению ориентацией КА (это — расчет уставок на развороты аппарата, на построение астроориентации и т. д.). Однако на практике их оказывается иногда удобнее вычислять в одном машинном комплексе вместе с баллистическими данными (что обычно и делается при обеспечении космических полетов). В то же время, например, при обработке телеметрической информации и ее оперативном анализе, выполняемом обычно на другом вычислительном комплексе, часто требуется привлечение баллистических данных для анализа научной ТМИ. Расчет баллистической информации в подобных случаях выполняется тем же комплексом программ, что и анализ научной ТМИ. Понятно, что в перспективе, во избежание ненужного дублирования целесообразно организовать обмен данными между ЭВМ, используемыми для баллистических расчетов и разработки команд управления, а также специализирован-

ным комплексом обработки и анализа ТМИ. Такой подход позволит создать единый комплекс для анализа ТМ-информации и формирования команд управления, что является необходимым при организации управляемого научного эксперимента в космосе.

Анализ процесса управления выполняемыми в настоящее время экспериментами позволяет сформулировать следующие основные задачи, решаемые при баллистическом обеспечении научных и прикладных исследований:

- 1) прогноз движения центра масс КА;
- 2) расчет базовых направлений, используемых при планировании и обеспечении экспериментов, и вычисление углов между базовыми направлениями; расчет характерных времен прохождения КА над заданными районами;
- 3) вычисление параметров для управления движением КА и расчет соответствующей командной информации;
- 4) расчет информации для планирования и управления дополнительно привлекаемыми средствами в комплексных экспериментах.

Качественное решение каждой из перечисленных задач баллистического обеспечения экспериментов требует преодоления ряда проблем.

Эффективность выполнения прогноза движения центра масс КА определяется используемыми дифференциальными уравнениями, способом их интегрирования и учитываемой моделью действующих возмущений. При выполнении расчетов необходимо также учитывать обоснованные требования по точности решения конкретных задач на разных этапах проведения экспериментов (в некоторых случаях, например, для получения результата достаточно использовать простые аналитические зависимости, при этом выполнять численное интегрирование с учетом полной модели действующих сил — нецелесообразно). Применяемые при прогнозе движения центра масс КА уравнения должны, кроме того, обеспечивать простой пересчет переменных к декартовым координатам. Это требование возникает из-за необходимости расчета всевозможных базовых направлений, используемых при планировании и обеспечении экспериментов. Наиболее часто возникает потребность в расчете направлений на Солнце, звезды, планеты, центр Земли и т. д. При проведении экспериментов оси чувствительности научных приборов совмещаются с рассчитанными базовыми направлениями. В некоторых случаях базовые направления (например, направление на Солнце) характеризуют ограничения, накладываемые на возможность выполнения эксперимента (в подобных случаях при баллистическом обеспечении вычисляются углы между необходимыми базовыми направлениями, которые затем учитываются при планировании программы экспериментов).

Основные проблемы при выборе схемы проведения эксперимента связаны с нахождением оптимальных параметров для управления движением КА и обеспечением гибкости, надежности и унификации используемых методов и программ.

При проведении комплексных экспериментов возникает проблема расчета баллистических параметров для планирования работы и управления дополнительно привлекаемыми средствами: самолетными лабораториями в геофизических экспериментах, астрономическими обсерваториями и т. д. Подобные комплексные эксперименты являются относительно дорогостоящими. Поэтому используемое баллистическое обеспечение должно быть в этих случаях особенно надежным (для устранения возможных срывов в проведении эксперимента из-за ошибок в расчетах).

Решение сформулированных задач баллистического обеспечения (БО) осуществляется с помощью подсистемы БО, являющейся составной частью системы управления экспериментами. Основными требованиями к системе баллистического обеспечения является:

- высокое быстродействие и оперативность выдачи данных;
- достаточная точность результатов;
- надежность;
- гибкость;
- преемственность;
- удобство эксплуатации.

Надежность системы обеспечивается введением дублирования, выполнением контрольных расчетов и т. д.

Гибкость системы позволяет оперативно учитывать и реализовывать новые идеи при планировании программы экспериментов (гибкость системы обеспечивается при составлении исходных данных на разработку баллистического обеспечения).

Так как в настоящее время число выводимых на орбиту КА и продолжительность их функционирования растут, необходимо, чтобы используемые для баллистического обеспечения программы и методы были универсальны. Это позволяет снизить общую трудоемкость работ при подготовке к новым полетам и одновременно повышает надежность реализации космических программ. Данная задача решается с помощью выделения стандартных задач баллистического обеспечения. Во многих случаях является полезным также создание специальных каталогов, типовых схем и т. д.

Важным фактором, характеризующим качество системы БО, является удобство ее эксплуатации при длительных полетах. Удобство эксплуатации системы БО обеспечивается введением автоматизации на разных этапах выполнения работ, стандартизацией формы заданий на расчеты и формы выдачи получаемых результатов. Перспективным направлением оказывается также применение дисплеев в системе, и обеспечение работы в диалоговом режиме.

Как показывает опыт обеспечения экспериментов, весьма эффективным оказывается также наряду с высокопроизводительными ЭВМ использование различных номограмм и микрокалькуляторов (см. гл. 8).

4.3. ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ И МЕТОДЫ ОПИСАНИЯ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Введем в рассмотрение следующие основные правые стемы координат, используемые в последующем изложении:

$OXYZ$ — абсолютная система с началом координат в центре Земли; ось OZ направлена по оси вращения Земли на северный полюс; ось OX лежит в плоскости земного экватора и направлена в точку весеннего равноденствия; Ox_yz_r — гринвичская (связанная с Землей) система координат с началом в центре Земли, ось Oz_r направлена по оси вращения Земли на северный полюс, ось Ox_r направлена на гринвичский меридиан;

$Ox_0y_0z_0$ — орбитальная система координат с началом в центре масс КА, ось Oy_0 направлена по радиусу-вектору КА от центра Земли, ось Ox_0 лежит в плоскости орбиты и направлена в сторону движения КА перпендикулярно радиусу-вектору КА.

Движение космического аппарата можно описывать различным образом. От способа описания возмущенного движения КА зависит степень сложности правых частей дифференциальных уравнений и, следовательно, быстрдействие метода расчета движения.

В настоящее время наиболее широко применяются уравнения движения КА в декартовой системе $OXYZ$ и уравнения в оскулирующих переменных. Конкретный вид этих уравнений (и различных их модификаций) можно найти, например, в [69, 87]. Поэтому мы не будем выписывать данные уравнения, а лишь отметим некоторые особенности их практического использования.

Наиболее простой является система уравнений в декартовых координатах. Однако для обеспечения сравнительно высокой точности расчета движения спутника с помощью этой системы необходимо выбирать небольшой шаг интегрирования. Последнее обстоятельство ограничивает возможность существенного повышения быстрдействия расчета движения спутника.

Описание движения спутника с помощью оскулирующих переменных позволяет проводить интегрирование дифференциальных уравнений с эквивалентной точностью при большем шаге интегрирования. Однако вследствие сложности правых частей дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах выигрыш во времени за счет увеличения шага интегрирования получается небольшим. Следует отметить также наличие особенностей в правых частях уравнений в оскулирующих элементах, которые снижают точность интегрирования.

Известны также уравнения движения в цилиндрических координатах [69].

В системе цилиндрических координат движение спутника в каждый момент характеризуется радиусом-вектором $\vec{r}_1\{r, u, z\}$ и вектором скорости $\vec{v}\{v_r, v_u, v_z\}$, где r, u — полярные координаты спутника в основной плоскости, за которую принимается плоскость оскулирующего эллипса в начальный момент времени; z — расстоя-

ние от спутника до этой плоскости; v_r, v_u, v_z — составляющие вектора скорости соответственно по направлению вектора \vec{r} , перпендикулярно этому вектору в основной плоскости и перпендикулярно основной плоскости.

Уравнения движения в цилиндрических координатах используются реже, чем уравнения в оскулирующих элементах или уравнения в декартовых координатах. Однако в работе [69] отмечается, что эти уравнения являются наиболее выгодными при расчете орбит с малыми эксцентриситетами.

В работе [78] движение спутника представляется как движение в некоторой плоскости (плоскости xOy), вращающейся относительно неподвижной точки. Плоскость выбрана таким образом, что величина секториальной скорости спутника в ней все время постоянна. Это обстоятельство позволило получить простую и компактную систему уравнений движения во вращающейся системе координат Ox_yz (рис. 4.2).

Уравнения движения вращающейся системы координат (ВСК) и спутника в ней имеют вид:

$$\begin{aligned} \ddot{R} &= -F_R + \frac{\lambda_{xy}^2 + (L - \lambda_z)^2}{R^3}; \quad \dot{v} = \frac{L}{R^2}; \\ \dot{\lambda}_{xy} &= F_{nz} R; \quad \dot{\lambda}_z = F_{nxy} R; \\ \dot{\vartheta} &= \frac{\lambda_{xy}}{R^2} \sin(\psi + \nu); \\ \dot{\psi} &= \frac{\lambda_{xy}}{R^2} \operatorname{ctg} \vartheta \cos(\psi + \nu) - \frac{\lambda_z}{R^2}; \\ \dot{\varphi} &= -\frac{\lambda_{xy}}{R^2 \sin \vartheta} \cos(\psi + \nu), \end{aligned} \quad (4.1)$$

где R — расстояние от начала координат до спутника; ν — угол между осью Ox вращающейся системы координат и радиусом-вектором спутника; F_R — сила, действующая на спутник, коллинеарная \vec{R} ; F_{nz}, F_{nxy} — проекции силы, ортогональной \vec{R} , на ось Oz и плоскость xOy соответственно; L — удвоенная секториальная скорость (кинетический момент) спутника во вращающейся системе координат; λ_{xy}, λ_z — параметры, определяющие движение вращающейся системы координат;

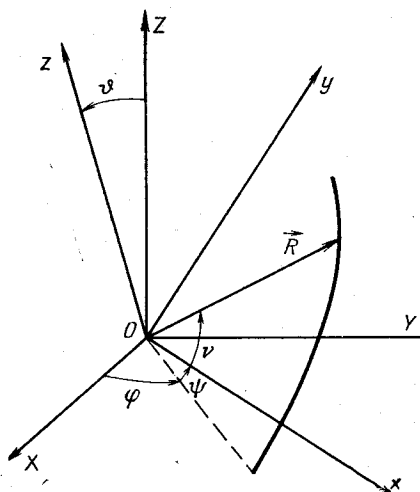


Рис. 4.2. Положение вращающейся системы координат Ox_yz относительно декартовой системы $OXYZ$

θ, φ, ψ — углы Эйлера, связывающие ВСК $Oxyz$ с опорной (инерционной) системой координат $OXYZ$.

Два первых уравнения системы (4.1) описывают движение спутника в плоскости орбиты (плоскости xOy). Вследствие постоянства во вращающейся системе координат кинетического момента спутника L эти уравнения имеют весьма простой вид. Два следующих уравнения описывают изменение переменных λ_{xy}, λ_z . Эти переменные непосредственно не используются при определении положения спутника, однако они используются при определении абсолютной скорости спутника. Три остальных уравнения описывают движение неинерциальной системы координат $Oxyz$. В системе дифференциальных уравнений (4.1) все переменные наглядны и имеют простой геометрический смысл. Переменные R, v представляют полярные координаты спутника в плоскости орбиты. Углы θ, φ определяют положение плоскости орбиты, угол ψ в этой плоскости определяет ось Ox .

Следует отметить, что в отличие от оскулирующей плоскости плоскость xOy вращающейся системы координат не содержит вектор полной скорости спутника. Движение ВСК происходит таким образом, что ортогональная плоскости xOy компонента полной скорости спутника совпадает в любой момент с ортогональной плоскости xOy компонентой переносной скорости вращающейся системы координат. Вследствие этого спутник все время находится в плоскости xOy .

Отметим здесь одну особенность неинерциальной системы координат $Oxyz$. Известно, что для определения движения центра масс спутника достаточно шести параметров. В системе дифференциальных уравнений (4.1), определяющих движение КА, фактически используется девять параметров — $R, \dot{R}, v, \lambda_{xy}, \lambda_z, \theta, \varphi, \psi, L$. Наличие степеней свободы в задании движения вращающейся системы координат позволяет для одного и того же реального движения получить в ней различные траектории спутника. Это оказывается весьма важной и полезной особенностью при описании возмущенного движения спутника с помощью неинерциальной системы координат.

4.4. ВЛИЯНИЕ ВЫБОРА СПОСОБА ОПИСАНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ТОЧНОСТЬ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ

4.4.1. Применение специальной неинерциальной системы координат для описания движения КА

Для практического использования уравнений движения спутника важно, насколько просто переменные этих уравнений связаны с декартовыми координатами. Рассмотрим поэтому вопрос о начальных данных для системы уравнений (4.1).

Пусть в начальный момент известны \vec{R}_0 и \vec{V}_0 радиус-вектор и вектор скорости спутника в опорной системе координат $OXYZ$. Определим $R, V_R, v, \lambda_{xy}, \lambda_z, \theta, \varphi, \psi, L$. Значение R получается очевидным образом. V_R определяем из соотношения $V_R = (\vec{R}_0, \vec{V}_0)/R$. Начальное значение v полагается равным нулю.

Если начальные значения λ_{xy}, λ_z выбраны, то ортогональная \vec{R} компонента локальной скорости спутника определяется по формуле

$$V_n = \frac{\lambda_z}{R} \pm \sqrt{V_0^2 - V_R^2 - \lambda_{xy}^2/R^2}.$$

Двузначность в V_n означает, что для любых $\vec{R}_0, \vec{V}_0, \lambda_{xy}, \lambda_z$ можно выбрать два положения ВСК, в которых проекция полной скорости на ось Oz равна λ_{xy}/R .

Углы θ, φ, ψ , связывающие вращающуюся систему координат с декартовой системой $OXYZ$ определяются с помощью матрицы перехода A :

$$A = \frac{1}{W^2} \begin{pmatrix} x_0 p_x + x_0 q_x + W_{ox} W_x \\ y_0 p_x + y_0 q_x + W_{oy} W_x \\ z_0 p_x + z_0 q_x + W_{oz} W_x \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} x_0 p_y + \dot{x}_0 q_y + W_{ox} W_y & x_0 p_z + \dot{x}_0 q_z + W_{ox} W_z \\ y_0 p_y + \dot{y}_0 q_y + W_{oy} W_y & y_0 p_z + \dot{y}_0 q_z + W_{oy} W_z \\ z_0 p_y + \dot{z}_0 q_y + W_{oz} W_y & z_0 p_z + \dot{z}_0 q_z + W_{oz} W_z \end{pmatrix}$$

где $\vec{W}_0 = \vec{R}_0 \times \vec{V}_0, \vec{W} = \vec{R} \times \vec{V}, \vec{p} = \vec{V} \times \vec{W}, \vec{q} = \vec{W} \times \vec{R}$.

Поскольку вращающаяся система координат определяется относительно декартовой углами Эйлера, матрица поворота D , выраженная через эти углы, имеет вид

$$D = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \varphi - \cos \theta \sin \varphi \sin \psi \\ \cos \psi \sin \varphi + \cos \theta \cos \varphi \sin \psi \\ \sin \theta \sin \psi \\ - \sin \psi \cos \varphi - \cos \theta \sin \varphi \cos \psi & \sin \theta \sin \varphi \\ - \sin \psi \sin \varphi + \cos \theta \cos \varphi \cos \psi & - \sin \theta \cos \varphi \\ \sin \theta \cos \psi & \cos \theta \end{pmatrix}.$$

Используя эту матрицу, найдем

$$\cos \theta = a_{33}; \quad \sin \theta = \sqrt{1 - a_{33}^2};$$

$$\cos \varphi = -\frac{a_{23}}{\sqrt{1-a_{33}^2}}; \quad \sin \varphi = \frac{a_{13}}{\sqrt{1-a_{33}^2}};$$

$$\cos \psi = \frac{a_{32}}{\sqrt{1-a_{33}^2}}; \quad \sin \psi = \frac{a_{31}}{\sqrt{1-a_{33}^2}},$$

где a_{ij} — элементы матрицы A .

Удвоенная секториальная скорость спутника во вращающейся системе координат L определяется из соотношения

$$L = V_n R.$$

Теперь рассмотрим вопрос о переходе от элементов системы (4.1) к радиусу-вектору и вектору скорости спутника в декартовой системе координат $OXYZ$.

Радиус-вектор \vec{R} и вектор скорости спутника $\dot{\vec{R}}$ во вращающейся системе координат находится по известным элементам системы (4.1) с помощью соотношений

$$\vec{R} = R \begin{pmatrix} \cos \nu \\ \sin \nu \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \dot{\vec{R}} = \begin{pmatrix} V_R \cos \nu - \frac{L - \lambda_z}{R} \sin \nu \\ V_R \sin \nu + \frac{L - \lambda_z}{R} \cos \nu \\ \frac{\lambda_z}{R} \end{pmatrix}.$$

Искомые \vec{R}_0 и \vec{V}_0 определяются с помощью матрицы перехода D

$$\vec{R}_0 = D \vec{R}, \quad \vec{V}_0 = D \dot{\vec{R}}.$$

Из приведенных формул следует, что переход от переменных системы уравнений (4.1) к декартовым координатам и обратно осуществляется достаточно просто. При этом не приходится прибегать ни к итерациям, ни к решению каких-либо уравнений, что делает удобной рассматриваемую систему уравнений для практического использования.

Специальные расчеты показывают, что систему (4.1) выгодно использовать для численного интегрирования в случае движения спутника по околокруговым орбитам. Однако при расчете движения спутника по сравнительно вытянутым орбитам интегрирование с помощью системы (4.1) менее эффективно, чем использование для этих целей, например, системы дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах. В этом случае более удобной оказывается другая форма уравнений движения спутника во вращающейся системе координат.

Траектория спутника в ВСК является некоторой плоской кривой, отличной от конического сечения. Если принять, что эта кривая есть огибающая некоторого семейства кеплеровых траекторий

во вращающейся системе координат, то уравнение этой кривой можно записать в виде

$$-R = \frac{p}{1 + e \cos(\nu - \omega)}, \quad (4.2)$$

где p , e , ω — соответственно параметр, эксцентриситет и аргумент перигента эллипса в ВСК.

Аргумент перигента ω отсчитывается в плоскости xOy от оси Ox в направлении возрастания угла ν . Параметр p вследствие специального вращения неинерциальной системы координат $Oxyz$ постоянен при любых возмущениях и равен L^2/μ , где μ — гравитационный параметр Земли.

Вывод уравнений для эксцентриситета эллипса в ВСК e и аргумента перигента ω аналогичен выводу уравнений для соответствующих элементов оскулирующего эллипса. Но так как во вращающейся системе координат на спутник действует только центральная сила, дифференциальные уравнения для e и ω оказываются существенно компактнее:

$$\frac{de}{dt} = \frac{p}{L} (S + X) \sin(\nu - \omega); \quad (4.3)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = -\frac{p}{Le} (S + X) \cos(\nu - \omega),$$

где S — составляющая возмущающей силы, действующей на спутник, коллинеарная радиусу-вектору;

$$X = \frac{1}{R^3} (\lambda_{xy}^2 - 2\lambda_z L + \lambda_z^2). \quad (4.4)$$

При малых значениях эксцентриситета целесообразен переход к переменным

$$a = e \sin \omega; \quad b = e \cos \omega. \quad (4.5)$$

Дифференциальные уравнения для них легко получаются с помощью (4.3) и (4.5):

$$\frac{da}{dt} = -\frac{L}{\mu} (S + X) \cos \nu; \quad (4.6)$$

$$\frac{db}{dt} = \frac{L}{\mu} (S + X) \sin \nu.$$

Использование уравнений типа (4.3) вместе с соотношением (4.2) позволяет исключить дифференциальное уравнение второго порядка для R из системы (4.1). Эта замена оказывается весьма важной при численном интегрировании уравнений, так как переменные e , ω меняются существенно медленнее по сравнению с переменной R , что предпочтительнее с точки зрения увеличения шага интегрирования. Перейдем к новым переменным:

$$u = \nu + \psi, \quad \eta = e \sin \omega_u, \quad \xi = e \cos \omega_u, \quad (4.7)$$

где $\omega_u = \omega + \psi$.

Дифференциальные уравнения для η и ξ получаются аналогично (4.6).

Объединяя их с остальными уравнениями ВСК, получим следующую систему:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\eta} &= -\frac{p}{L}(S+X)\cos u - \xi\left(\dot{\varphi}\cos\vartheta + \frac{\lambda_z}{R^2}\right); \\ \dot{\xi} &= \frac{p}{L}(S+X)\sin u + \eta\left(\dot{\varphi}\cos\vartheta + \frac{\lambda_z}{R^2}\right); \\ \dot{\lambda}_{xy} &= F_{nz}R; \quad \dot{\lambda}_z = F_{nxy}R; \\ \dot{\vartheta} &= \frac{\lambda_{xy}}{R^2}\sin u; \quad \dot{\varphi} = -\frac{\lambda_{xy}}{R^2\sin\vartheta}\cos u; \\ \dot{u} &= \frac{L-\lambda_z}{R^2} - \dot{\varphi}\cos\vartheta. \end{aligned} \right\} (4.8)$$

Соответствующие численные расчеты показывают, что все переменные системы уравнений (4.8) являются медленно изменяющимися (кроме u). Поэтому, принимая во внимание относительную компактность полученной системы (4.8), можно сделать предположение об эффективности использования этой системы дифференциальных уравнений для задачи численного прогнозирования движения спутника.

4.4.2. Сопоставление различных систем уравнений

Для выявления места системы уравнений (4.8) среди известных систем уравнений были проведены сравнительные численные расчеты на ЭВМ. Рассматривались следующие системы дифференциальных уравнений движения спутника:

- уравнения движения КА в декартовой системе координат;
- система уравнений в оскулирующих элементах. Причем использовалась система, в которой уравнения для параметра перигея и эксцентриситета заменяются уравнениями для компонент вектора Лапласа λ_1, λ_2 . Эта замена устраняет трудности, возникающие при расчете орбит, близких к круговым;
- система уравнений движения в цилиндрических координатах;
- система (4.8).

Результаты исследования систем уравнений $a...g$ изложены в работе [26].

Используя результаты проведенных в работе [26] численных расчетов, можно сделать следующие выводы.

Системы уравнений a и b объединяются одним общим свойством: ни для одной из рассмотренных орбит, ни при каком времени интегрирования они не являются лучшими (из анализируемых четырех систем) в смысле точности интегрирования, поскольку эти две системы дают худшие точности по сравнению с системами v и g . Таким образом, системы уравнений a и b являются наименее цен-

ными в смысле использования для численного прогнозирования. Любопытно, что именно эти системы (особенно система a) наиболее широко используются при численном прогнозировании движения орбитальных спутников [69, 87].

В работе [69] отмечается, что для класса орбит, имеющих эксцентриситет $e \leq 0,1$, использование уравнений движения в цилиндрических координатах (система v) позволяет существенно повысить быстродействие расчетов. В результате выполненных расчетов было установлено, что в случае использования системы v выигрыш во времени интегрирования по сравнению с системами a и b действительно достигается, однако этот выигрыш невелик. Кроме того, как показали соответствующие численные расчеты, при увеличении интервала прогнозирования точность расчета движения спутника с помощью этой системы резко падает. Системы a, b , а также g лишены этого недостатка.

Таким образом, система уравнений (4.8) оказывается удобной при решении задач баллистического обеспечения экспериментов, так как она отвечает необходимым требованиям, сформулированным в разд. 4.2. Кроме того, на базе уравнений, записанных в ВСК, можно получить простые и вместе с тем весьма точные аналитические соотношения, необходимые при решении задач планирования экспериментов. Поэтому в дальнейшем будем основываться на уравнениях вида (4.8). При этом отметим, что переменные данных уравнений с точностью до обозначений совпадают с соответствующими оскулирующими переменными (хотя численно они им не равны, так как эллипс в ВСК вследствие специальной начальной закрутки этой системы гораздо точнее описывает истинное движение КА, чем соответствующий оскулирующий эллипс).

В заключение отметим, что использование ВСК для численного интегрирования дает еще один способ повышения точности и скорости интегрирования, связанный с возможностью управления вычислительным процессом. Данная возможность появляется за счет избыточности системы уравнений (4.8). Особенно перспективно введение управления в вычислительный процесс при переходе к новой независимой переменной — невозмущенному значению аргумента широты спутника [26, 27].*

* Заметим, что способ повышения скорости и точности численного интегрирования за счет введения избыточности и управления вычислительным процессом может быть применен и при интегрировании других систем уравнений. Обобщение данного метода выполнено в работе автора «Повышение точности прогнозирования движения КА». М.: Труды шестых чтений Ф. А. Цандера. Секция «Астродинамика». 1980, с. 52—59. Возможность использования этого метода для ускорения численного интегрирования уравнений движения КА относительно центра масс рассмотрена в работе М. Ю. Беляева и Т. Н. Тяна «Ускорение численного интегрирования дифференциальных уравнений движения твердого тела относительно центра масс». — Космические исследования, 1982, т. 20, вып. 1, с. 143—145.

МЕТОДЫ ПЛАНИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПРОГРАММЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

5.1. ОБЩИЙ ПОДХОД К ОПЕРАТИВНОМУ УПРАВЛЕНИЮ И ПЛАНИРОВАНИЮ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

В задаче планирования программы экспериментов, выполняемых на космических аппаратах, можно выделить две основные проблемы: определение состава проводимых экспериментов и оптимальное распределение экспериментов из утвержденного состава в процессе полета КА с выбором рациональной схемы их выполнения.

Решение первой проблемы начинается уже на этапе эскизного проектирования КА (рис. 5.1). При утверждении состава экспериментов на данном этапе используются критерии, характеризующие новизну и ценность ожидаемых результатов. В предварительной программе, разрабатываемой в период эскизного проектирования

исследовательского КА, оговаривается минимальное количество экспериментов, которое необходимо провести за рассматриваемый этап полета, и указываются основные цели и задачи намечаемых экспериментов и исследований.

Методики экспериментов, разрабатываемые после утверждения проекта, содержат развернутые цели и задачи намечаемых исследований. В них указываются также объекты исследования (для астрономических экспериментов — каталог изучаемых источников излучения; для геофизических экспериментов — районы фотографирования и т. д.). Кроме того, в методиках дается приоритет в изучении исследуемых объектов и оговариваются необходимые объемы и продолжительность измерений, требуемое количество фотографий и т. п.

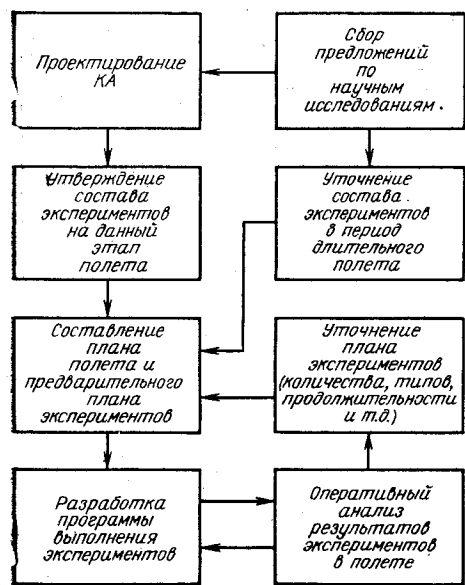


Рис. 5.1. Схема планирования программы научных исследований и экспериментов

При утверждении состава экспериментов ценность того или иного исследования установить довольно сложно (так как трудно определить, что, например, ценнее выполнить: наблюдение астрономического объекта, съемку заданного участка земной поверхности или плавку в технологическом эксперименте). Эта задача осложняется еще и тем, что на стадии эскизного проектирования орбитальной станции имеются лишь априорные сведения о возможных результатах экспериментов. Задача оптимального определения состава и количества экспериментов, решаемая на данном этапе, является весьма сложной комплексной проблемой.

Наиболее рациональным методом ее решения является, по-видимому, метод экспертных оценок. Заметим, что в отличие от многоцелевых орбитальных станций при эскизном проектировании специализированных КА, предназначенных для выполнения какого-либо одного исследования (типа КК «Союз-22»), данная задача значительно упрощается.

В процессе выполнения программы полета состав и предварительно намеченное количество экспериментов меняются. Уточняются также методики экспериментов.

Эти изменения связаны как с возможной корректировкой самого проекта (необходимость введения новых экспериментов, увеличение или уменьшение длительности полета КА и т. д.; в этом случае изменения в программу поступают в виде директив), так и с причинами, указанными в разд. 3.1.

Большое влияние на изменение программы экспериментов оказывают результаты оперативного анализа, проводимого в центре управления [20]. В процессе оперативного анализа уточняются методики экспериментов, оценивается достаточность полученной информации и необходимость в продолжении исследования. После проведения оперативного анализа в ЦУПе устанавливается также ценность полученных научных данных, что в ряде случаев приводит к некоторому пересмотру намеченной программы исследований.

Оперативный анализ осуществляется самими экспериментаторами и специалистами группы управления экспериментами. Такая организация проведения анализа позволяет снизить возможность необъективного решения рассматриваемых вопросов.

В данной книге мы не будем подробно анализировать вопросы определения состава экспериментов и сопоставления ценности полученных научных результатов. Рассматриваемая нами проблема решается в предположении, что состав экспериментов в основном определен, а уточнению подлежат лишь некоторые детали.

В настоящее время в связи с увеличением продолжительности полетов КА и количества проводимых исследований помимо определения состава экспериментов становится актуальной и проблема их оптимального распределения и выполнения в процессе полета космического аппарата. Решение этой проблемы и рассматривается в данной главе.

В задаче планирования программы экспериментов (из утвержденного состава) можно выделить два этапа: выбор оптимально-

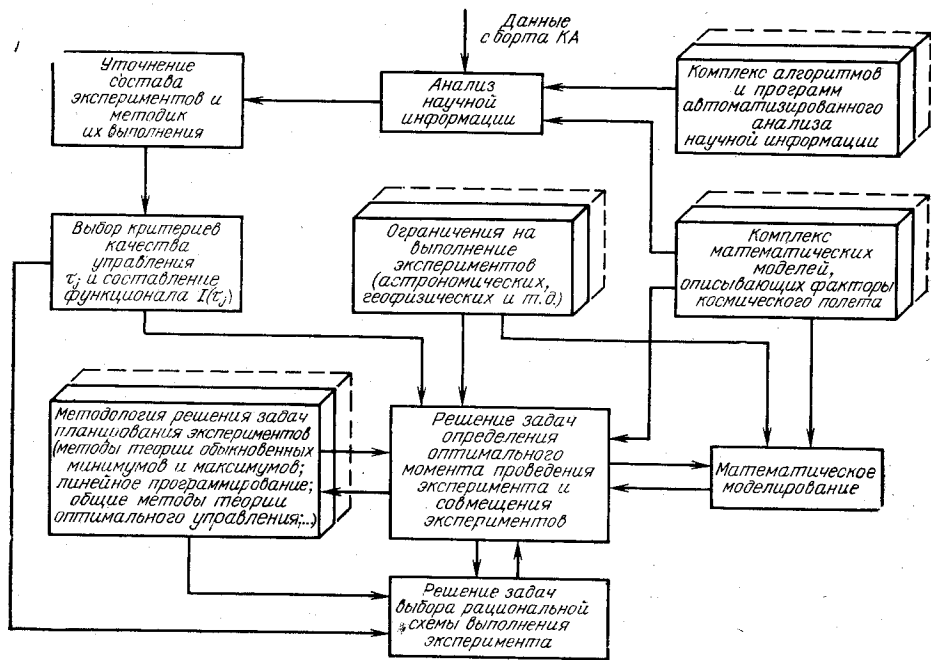


Рис. 5.2. Схема планирования и управления экспериментами в полете

го момента (суток, витка) проведения эксперимента и определение рациональной схемы выполнения эксперимента на КА в выбранный момент.

Решение задач оптимального планирования и оперативного управления экспериментами основано на использовании математических моделей различных уровней и применении методов теории обыкновенных минимумов и максимумов линейного программирования и общих методов теории оптимального управления (рис. 5.2)

Во многих практически важных случаях выражение для критерия качества управления I можно представить в виде (3.17):

$$I = k_1 \tau_1 + k_2 \tau_2 + \dots + k_N \tau_N.$$

В процессе полета КА значимость введенных критериев τ_i , $i = 1, 2, \dots, N$ меняется.

В начале полета при составлении программы экспериментов основное внимание уделяется обычно критериям, характеризующим объем и качество научной информации. Объем научных измерений зависит от продолжительности эксперимента, количества зарегистрированной ТМ-информации, количества изучаемых объектов, попавших в поле зрения научного прибора, количества недостоверной информации и т. д. Качество полученной научной информации определяется степенью выполнения ограничений, накладываемых на условия проведения эксперимента, влиянием факторов косми-

ческого полета и систем КА на научную аппаратуру. Качество научной информации зависит также от точности интерпретации полученных данных (например, точности временной и навигационной привязки измерений).

При выполнении полетов КА (особенно длительных) возникает и задача экономии ресурсов используемых систем. Данная задача возникает, например, при увеличении первоначально запланированного состава и количества экспериментов либо при увеличении длительности полета или нерасчетной работе некоторых служебных систем КА. Поэтому на определенной стадии полета основными критериями качества управления экспериментами становятся те, которые характеризуют расход ресурсов используемых систем КА (расход рабочего тела системы ориентации и т. д.). После выполнения дозаправки КА топливом или замены некоторых выработавших свой ресурс узлов систем КА основное внимание при планировании программы экспериментов вновь уделяют критериям, характеризующим объем и качество получаемой научной информации и т. д.

Таким образом, задача оперативного планирования решается следующим образом (см. рис. 5.2).

На рассматриваемом этапе полета выбирается основной критерий качества управления $\tau_{осн}$ (в более общем случае — определяется функция потери качества управления I , являющаяся суммой величин τ_i , взятых с соответствующими весовыми коэффициентами). На остальные переменные τ_j накладываются ограничения вида

$$\tau_{\min} \leq \tau_j \leq \tau_{\max}, \quad j = 1, 2, \dots, (N - k),$$

где k — число критериев τ , учтенных при составлении функции потери качества управления.

Далее находится оптимальная (с точки зрения выбранных критериев) схема и момент выполнения эксперимента. После этого решаются другие задачи: выбирается режим функционирования научной аппаратуры, составляются радиogramмы, определяющие деятельность экипажа КА при проведении эксперимента и т. д. Затем с помощью специального комплекса математических моделей исследуются все факторы, влияющие на выполняемый эксперимент при функционировании различных систем КА, и одновременно уточняются отдельные детали программы.

Заметим, что в настоящее время в процессе полета некоторых КА (особенно орбитальных станций) помимо выполнения экспериментов на борту одновременно решаются и другие задачи не исследовательского характера (отработка некоторых элементов конструкции КА и новых аппаратов, обслуживание станции и т. п.). Кроме того, большое внимание уделяется жизнеобеспечению экипажа орбитальной станции. Это обстоятельство необходимо учитывать при составлении оптимальной программы экспериментов. Учет данных и других факторов, ограничивающих возможность проведения исследований на КА, сводится к соблюдению условий

$t_{\text{экс}} \in P_t$, где P_t — область возможных временных интервалов для выбора момента выполнения эксперимента $t_{\text{экс}}$.

После выполнения очередного эксперимента на КА и оперативного анализа полученной ТМ-информации решение задачи по составлению оптимальной программы исследований повторяется вновь и т. д. При этом на каждом этапе уточнения программы при планировании учитываются новые данные (критерии качества управления и ограничения).

Рассмотренная схема оперативного планирования указывает на необходимость использования в полете КА таких методов решения изложенных задач, которые обеспечивают достаточное быстродействие и вместе с тем являются универсальными. Особое место, поэтому, при разработке методов решения задач оперативного планирования и управления экспериментами уделяется алгоритмам, позволяющим находить аналитические решения в конечном виде.

Прежде чем перейти к изложению математических методов решения поставленных задач, рассмотрим более подробно стратегии оперативного планирования и управления, используемые при проведении экспериментов на КА, и вопросы учета различных факторов космического полета, возникающие при составлении программы исследований (см. рис. 5.2).

5.2. СТРАТЕГИИ ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАМИ

5.2.1. Выбор оптимальных моментов выполнения экспериментов

Выбор моментов проведения экспериментов можно осуществлять исходя из требований увеличения объема и повышения качества получаемой научной информации или экономии ресурсов орбитальной станции.

Стратегии оптимального планирования при максимизации объема полезной научной информации.

Объем научной информации определяется в основном продолжительностью зоны эксперимента.

Для рассматриваемого класса КА продолжительность зоны астрономического эксперимента зависит прежде всего от времени видимости изучаемого объекта с КА. Максимальная продолжительность зоны астрономического эксперимента обеспечивается следующим образом.

В процессе полета осуществляется определение текущего значения угла между направлением на наблюдаемый объект и нормалью к плоскости орбиты. Момент, при котором этот угол будет минимален, соответствует максимальному времени видимости с КА изучаемого астрономического объекта.

В реальном полете на возможность проведения научных наблюдений накладываются различные ограничения, необходимость

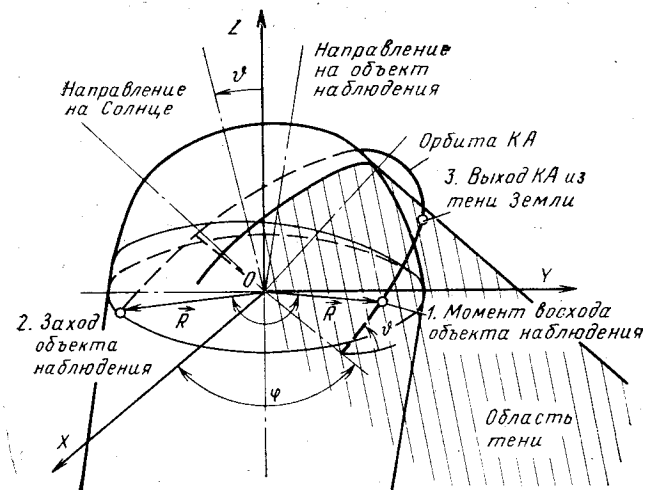


Рис. 5.3. Схема нахождения момента проведения астрономического эксперимента при наличии ограничений на наблюдение

учета которых значительно усложняет решение задачи рационального планирования.

При выполнении астрономических экспериментов наиболее часто возникают ограничения по допустимой величине угла между наблюдаемым объектом и Солнцем, Луной и т. д. Многие астрономические эксперименты, например, могут проводиться только на теневой части орбиты. В этом случае для нахождения оптимального момента наблюдения астрономического объекта необходимо максимизировать интервал возможного наблюдения, определяемый взаимным положением изучаемого объекта, Солнца и плоскости орбиты. Интервал возможного наблюдения, ограниченный точками 1 и 3, показан для этого случая на рис. 5.3.

Если в астрономическом эксперименте задан каталог изучаемых объектов, наблюдение которых должно осуществляться на теневой части траектории, то момент выполнения эксперимента определяется из условия, когда острый угол между направлением на Солнце и нормалью к плоскости орбиты максимален для рассматриваемого этапа полета.

Наблюдение некоторых источников излучения (например, рентгеновских) нельзя выполнять при полете КА над районами, характеризующимися сильным фоновым излучением (Бразильская аномалия и т. п.). Кроме того, для уменьшения влияния фона от Земли угол возвышения исследуемого объекта над земной поверхностью должен быть в процессе наблюдения больше некоторой заданной величины. Максимизация продолжительности зон наблюдений в этих случаях выполняется с учетом указанных дополнительных ограничений.

В случае проведения синхронных наблюдений астрономического объекта при максимизации зоны эксперимента учитывается необходимость обеспечения одновременной видимости исследуемого объекта с нескольких КА (или с КА и наземных обсерваторий).

При исследовании земной поверхности для максимизации продолжительности наблюдений оценивается взаимное положение трассы КА и исследуемых объектов. Момент выполнения эксперимента выбирается при прохождении космического аппарата над максимальным количеством объектов исследования (при этом учитываются ограничения на освещенность исследуемой поверхности, облачность и т. д.; данные ограничения берутся из прогноза).

Перспективным направлением, обеспечивающим увеличение объема полезной научной информации в зоне проведения эксперимента, является совмещение (т. е. одновременное выполнение) различных исследований. Моменты одновременного выполнения нескольких астрономических экспериментов, или астрономических экспериментов и исследований земной поверхности определяются взаимным положением изучаемых объектов на Земле, плоскости орбиты и астрономических источников излучения.

Стратегии управления, направленные на обеспечение высокого качества научной информации.

Качество выполнения многих экспериментов зависит от точности привязки полученных измерений к данным об ориентации.

Повышение точности определения углового положения КА достигается различными методами, зависящими, в частности, от их приборной реализации.

На многих КА для наведения оптической оси прибора на исследуемый объект выполняется построение начальной (орбитальной) ориентации и затем осуществляются развороты аппарата в расчетный момент времени. Если ось чувствительности научного прибора совпадает при полете КА в режиме орбитальной ориентации с направлением местной вертикали (что обычно и имеет место на практике), то для наведения этого прибора на исследуемый объект достаточно выполнить один разворот аппарата вокруг продольной оси, перпендикулярной радиусу-вектору орбиты, в расчетный момент времени (можно также выполнить разворот в любой момент времени для КА, сориентированного в орбитальной системе координат с расчетным курсовым углом, т. е. углом между продольной осью аппарата и плоскостью орбиты). Решение этой задачи обычно не вызывает трудностей. Ошибка наведения в данном случае определяется ошибкой поддержания орбитальной ориентации, для построения которой на пилотируемых КА часто используют оптические приборы, обеспечивающие ориентацию аппарата по направлению местной вертикали и относительно данного направления с любым курсовым углом [75].

Используемые в настоящее время оптические приборы обеспечивают значительно более высокую точность построения и поддержания направления местной вертикали по сравнению с обеспечением точности курса. Поэтому, выполняя разворот КА вокруг про-

дольной оси в момент, соответствующий минимальному значению угла между осью научного прибора (совпадающей с местной вертикалью) и направлением на исследуемый объект, мы получим максимальную точность наведения; вследствие минимального влияния в данном случае на точность наведения погрешности курса (понятно, что при отсутствии разворотов либо при развороте на 180° ошибка в построении курсового угла вовсе не отразится на точности наведения). Момент, соответствующий максимальной точности наведения, в этом случае определяется взаимным положением плоскости орбиты (прецессирующей) и исследуемого объекта (изменяющего, в общем случае, свое положение в пространстве).

При использовании пассивных режимов ориентации КА (режима гравитационной стабилизации) для повышения точности наведения момент выполнения эксперимента выбирается в некоторых случаях из условия компенсации гравитационного момента, действующего на КА, аэродинамическим. Для станций «Салют» аэродинамический момент создается за счет взаимодействия с набегающим потоком верхней атмосферы панелей солнечных батарей, автоматически отслеживающих в полете направление на Солнце.

При пассивных закрутках КА, используемых для выполнения экспериментов в режиме обзора, качество получаемой научной информации во многих случаях сильно зависит от точности восстановления ориентации осей научных приборов в пространстве.

В случае использования двухвекторной системы контроля ориентации максимальная точность восстановления углового положения по измерениям достигается в момент, соответствующий максимальному значению острого угла между измеряемыми базовыми направлениями (рис. 5.4).

При наличии на КА магнитных возмущений, искажающих измерительную информацию, для повышения точности расчета углового положения необходимо определять в полете возникающие помехи и учитывать их в алгоритмах. Наиболее эффективно выявление магнитных помех методом, изложенным в разд. 7.3.3, оказывается

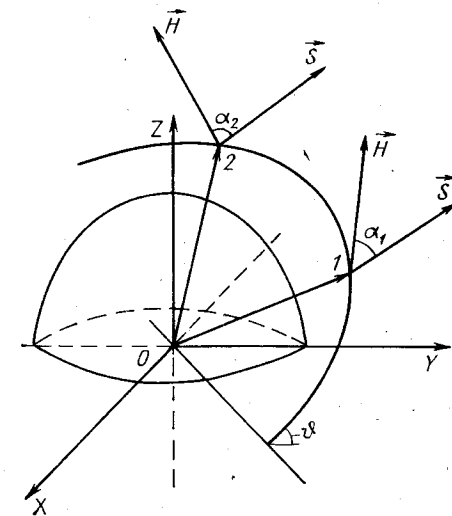


Рис. 5.4. Схема выбора момента для определения углового положения по измерениям векторов \vec{S} и \vec{H} . В момент 2 точность расчета ориентации выше, чем в момент 1, так как угол $\alpha_2 > \alpha_1$; при $\alpha = 0$, очевидно, двухвекторный алгоритм неработоспособен

при проведении измерений в районе геомагнитного экватора. Если магнитные помехи являются неустранимыми (например, вследствие их сильной переменности), то выполнение научных измерений в режиме обзора целесообразно проводить при минимально возможной (для рассматриваемого этапа полета) величине угла между радиусом-вектором КА и направлением из центра Земли в геомагнитный полюс. В этом случае за счет снижения влияния на измерения датчика ориентации возмущений, возникающих на сильно намагниченном КА, повышается точность привязки научных данных к ориентации аппарата в пространстве (при этом предполагается, что определение углового положения КА выполняется по измерениям магнитометра).

Выбор момента выполнения технологического эксперимента также оказывает влияние на качество получаемой плавки. Во многих случаях, например, для обеспечения минимального уровня перегрузок, возникающих на КА с небольшой высотой орбиты ($H \leq 300$ км), при проведении технологических плавок целесообразно планировать эксперимент в моменты, когда направление на Солнце приблизительно перпендикулярно плоскости орбиты. В этом случае панели солнечных батарей ОС типа «Салют», автоматически ориентируясь на Солнце, практически лежат в плоскости орбиты, создавая минимальные перегрузки от аэродинамического торможения, которые для невысоких орбит являются основными.

Момент проведения геофизических экспериментов по условию обеспечения оптимальной освещенности (определяющей в данном случае качество процесса управления) рассчитывается с помощью алгоритмов, учитывающих взаимное положение космического аппарата, Солнца и исследуемых объектов.

Таким образом, для обеспечения высокого качества и повышения объема научной информации на первом этапе планирования необходимо учитывать, что для многих типов КА (например, орбитальных станций «Салют») технологические эксперименты целесообразно выполнять в моменты времени, когда направление на Солнце составляет с направлением нормали к плоскости орбиты минимальный угол. Так как астрономические эксперименты обычно выполняются при полете КА по участку орбиты, не освещаемому прямым солнечным светом, то их проведение следует планировать в моменты, когда направление на Солнце составляет с плоскостью орбиты малый угол. При промежуточных значениях угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце можно проводить геофизические исследования; при этом в момент съемки всегда должна быть обеспечена необходимая (или даже наилучшая) освещенность фотографируемой поверхности.

Медико-биологические эксперименты, как правило, могут выполняться равномерно в течение полета.

Выбор моментов проведения экспериментов из условия экономии топлива и ресурсов систем КА.

Экономия ресурсов различных систем достигается при учете в процессе планирования естественных факторов: движение КА по

орбите, движение (прецессия) самой орбиты, изменение положения различных небесных тел и т. д.

В случае проведения астрономических исследований наиболее выгодно (с точки зрения экономии топлива и ресурсов некоторых систем КА) выполнять эксперимент при попадании изучаемого объекта в поле зрения научного прибора, установленного на аппарате, совершающем полет в режиме начальной (чаще всего — орбитальной) ориентации (в этом случае не требуется выполнять развороты КА, чем и достигается указанная экономия: рабочего тела двигателей ориентации, ресурсов гироскопов, электрической энергии и т. д.).

Геофизические эксперименты для устранения необходимости проведения разворотов аппарата также оказывается целесообразно выполнять в моменты, когда расстояние от трассы КА до исследуемых объектов не превышает допустимой величины, определяемой полем зрения исследовательского прибора.

Заканчивая рассмотрение стратегий, используемых на первом этапе составления программы, отметим, что приведенные здесь примеры не исчерпывают всего многообразия различных ситуаций, возникающих при оперативном планировании экспериментов, выполняемых на современных КА. Однако они достаточно полно иллюстрируют основные идеи излагаемого подхода к выбору момента выполнения эксперимента.

После нахождения момента выбирается схема проведения эксперимента, т. е. начинается следующий этап планирования.

5.2.2. Выбор рациональной схемы выполнения эксперимента

Стратегии, обеспечивающие получение максимального объема научной информации.

Основной способ увеличения объема полезной научной информации заключается в максимизации количества наблюдаемых объектов в одном сеансе.

При выполнении астрономических экспериментов наблюдение нескольких объектов в одном сеансе обеспечивается следующим образом.

Выбирается плоскость, проходящая на расстоянии, не превышающем заданное, от максимально возможного количества исследуемых объектов. Космический аппарат после разворотов из начального положения ориентируется таким образом, чтобы ось наведения прибора расположилась в выбранной плоскости, а ось, ответственная меньшему моменту инерции, оказалась ей перпендикулярна. Тогда разворот к каждому последующему объекту наблюдения осуществляется по кратчайшему расстоянию. Окончательное наведение на исследуемый объект выполняется, например, с помощью ручной астроориентации. Данная схема выполнения эксперимента позволяет за минимальное время обследовать максимальное количество объектов и тем самым повысить объем научной информации, получаемой в одном сеансе (кроме того, в дан-

ном случае экономятся также энергозатраты на организацию проведения наблюдений исследуемых объектов).

При необходимости наблюдения двух объектов различными приборами после выполнения разворотов из начальной (орбитальной) ориентации КА обеспечивается совмещение плоскости разворота, проходящей через чувствительные оси приборов, с направлениями на наблюдаемые объекты. Тогда переход на второй объект может быть осуществлен после наблюдения первого объекта одним разворотом КА по кратчайшему пути.

Таким образом, для получения максимального объема научной информации в сеансе необходимо осуществить построение некоторой расчетной ориентации КА в пространстве и выполнить развороты аппарата по определенному закону, обеспечивающему наблюдение в одном сеансе нескольких исследуемых объектов.

Стратегии, направленные на обеспечение высокого качества научной информации.

Наиболее эффективный метод повышения точности и надежности определения углового положения КА, влияющих на качество научной информации, основан на привлечении дополнительных измерений в зоне выполнения эксперимента. Например, на теневых участках орбиты для расчета ориентации в дополнение к измерениям магнитометра могут быть использованы измерения высотомера, звездного фотометра, датчиков угловых скоростей и т. п. Другая возможность повышения точности знания углового положения основана на использовании в зоне выполнения эксперимента для сканирования вместо пассивной закрутки режима программного разворота.

Для обеспечения высокой точности наведения на освещенных участках орбиты (где невозможна высокоточная ориентация по звездам) может быть использован метод, основанный на построении астроориентации на теневой части траектории таким образом, чтобы ось научного прибора в расчетный момент времени оказалась направлена на исследуемый объект, расположенный на освещенной поверхности.

В случае выполнения экспериментов с научной аппаратурой, жестко закрепленной на корпусе КА, при получении качественной научной информации возникают дополнительные проблемы: появляются трудности в решении задач о пространственной привязке получаемых измерений. Подобные проблемы могут возникнуть, например, при проведении экспериментов с космическими радиотелескопами, имеющими антенны большого диаметра (до нескольких десятков метров). При выполнении экспериментов в этих случаях значения угла разворота для наведения антенны на исследуемый объект и угловые скорости вращения КА выбираются таким образом, чтобы колебания жестко закрепленной антенны затухали к моменту наблюдения. Для устранения влияния жесткости крупногабаритной конструкции телескопа при проведении юстировки антенны (т. е. при нахождении истинного положения чувствительной оси; обычно это делается с помощью сканирования по источни-

кам, обладающим сильным излучением в исследуемом диапазоне) сканирование целесообразно выполнять в прямом и обратном направлениях — в этом случае появляется возможность учета колебаний антенны и устранения искажений сигнала при обработке измерений.

Стратегии управления, направленные на получение высокого качества технологических плавок, обеспечивают минимальный уровень перегрузок в зоне проведения эксперимента по получению новых материалов (см. разд. 5.5. и гл. 8).

Стратегии экономии энергоресурсов в зоне выполнения эксперимента.

При выполнении экспериментов в режимах наведения для экономии топлива двигателей ориентации КА необходимо стремиться к устранению разворотов вокруг осей, соответствующих большим моментам инерции, так как подобные развороты требуют значительных затрат рабочего тела.

Экономия топлива достигается также при использовании пассивных режимов ориентации КА (например, гравитационной стабилизации) для наведения научных приборов на исследуемые объекты. Данный режим применялся, например, при выполнении экспериментов с радиотелескопом КРТ-10 на станции «Салют-6» и проведении рентгеновских наблюдений на ОС «Салют-7». При работе с приборами, расположенными в диаметральной плоскости (т. е. плоскости, перпендикулярной продольной оси КА) космического аппарата для обеспечения обзора участков небесной сферы и наведения на требуемые объекты в некоторых экспериментах целесообразно выполнять закрутку гравитационно стабилизированного КА вокруг продольной оси с угловой скоростью меньшей величины, определяемой условием сохранения устойчивости режима одноосной ориентации ($\omega \approx 0,1...0,25$ градус/с).

В случае необходимости экономии ресурса работы гироскопов КА следует таким образом планировать схему проведения эксперимента, чтобы развороты аппарата, выполняемые обычно с помощью блока свободных гироскопов, закончились непосредственно к началу измерений. Реализация данной схемы выполнения эксперимента обеспечивается выбором соответствующего значения $T_{p.r}$ (времени разарретирования гироскопов) и величины курсового угла КА, находящегося в режиме начальной (орбитальной) ориентации.

В заключение заметим, что в отличие от методов нахождения моментов выполнения экспериментов, являющихся относительно универсальными для различных КА, способы построения рациональной схемы проведения исследований в выбранный момент в значительной степени определяются особенностями системы управления рассматриваемого КА. Поэтому изложенные методы составления программы экспериментов на втором этапе планирования и приведенные примеры хотя и являются наиболее характерными для современных КА, вовсе не исчерпывают все возможные пути решения данной задачи, в большой мере зависящие от проектных параметров исследовательского аппарата и используемых научных приборов.

5.3. УЧЕТ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА, ВЛИЯЮЩИХ НА ЭКСПЕРИМЕНТЫ, ПРИ ОПЕРАТИВНОМ УПРАВЛЕНИИ И ПЛАНИРОВАНИИ

Факторы, влияющие на эксперимент, условно можно разделить на «внешние» и «внутренние», возникающие на самом КА. Внутренние факторы определяются вектором состояния x , а внешние описываются вектором входных воздействий z .

При проведении научных исследований на КА и управлении экспериментами составляются математические модели, описывающие рассматриваемую систему (КА и наземный контур управления) и внешние воздействия на систему.

После определения по описанной в предыдущем разделе стратегии момента времени и схемы выполнения эксперимента устанавливаются режимы функционирования бортовых систем и всего КИКА, конкретизируется работа с используемой научной аппаратурой и т. д. Окончательный выбор программы выполнения эксперимента осуществляется с помощью моделирования (как правило, математического, хотя нередко используется и физическое моделирование).

Следует отметить, что математические модели (ММ) используются уже на начальных этапах составления программы экспериментов. На практике, однако, одновременный учет всех факторов, влияющих на выполнение эксперимента, провести весьма трудно; кроме того, использование слишком сложных математических моделей на первых этапах планирования затруднит нахождение решения в конечном виде. Поэтому при составлении программы экспериментов первоначально применяются лишь основные параметры математических моделей, а затем полученное с использованием приближенных моделей решение проверяется и уточняется с помощью комплекса полных ММ. При этом при правильной постановке задачи на начальном этапе планирования, уточнению, как правило, подлежат лишь некоторые детали программы, связанные с режимами работы бортовых систем КА, организацией записи и сброса ТМИ и т. д.

В процессе моделирования учитываются также всевозможные ограничения, накладываемые на возможность выполнения эксперимента (см. рис. 5.2). Наиболее типичные факторы, ограничивающие возможности проведения экспериментов, осуществляемых на современных КК и ОС, приведены в гл. 8.

В настоящее время планирование и оперативное управление экспериментами осуществляется на основе использования следующего комплекса математических моделей, учитывающих влияние факторов космического полета на проводимые исследования:

1) ММ движения центра масс КА по орбите и движения относительно центра масс (как на активных, так и на пассивных участках орбиты);

2) ММ перегрузок, возникающих на КА при включении двигательной установки, передвижениях экипажа и других воздействиях;

3) ММ атмосферы, образующейся вокруг КА в процессе полета;

4) ММ, описывающая космический аппарат как источник электромагнитных помех;

5) ММ, описывающая деятельность экипажа КА;

6) ММ командно-измерительного комплекса; данная модель описывает работу наземного контура управления;

7) ММ, описывающая внешние факторы космического полета: состав, плотность и давление верхней атмосферы на высотах полета КА;

электромагнитное излучение Солнца;

тепловое излучение Земли;

магнитное поле Земли;

корпускулярную радиацию;

метеорные частицы и т. д.

Модели движения КА (по орбите и относительно центра масс) на этапе планирования используются при выборе момента и схемы выполнения эксперимента. Данные модели учитывают все воздействия на КА (возмущения, управляющие импульсы и т. д.).

Математическая модель движения КА относительно центра масс имеет весьма важное значение при выборе схемы выполнения эксперимента. Например, в процессе проведения экспериментов с телескопом КРТ-10 на ОС «Салют-6» возникла необходимость изменения принятых режимов управления станцией [30]. В результате оперативно проведенных исследований на математических моделях были найдены наиболее рациональные режимы: закрутки станции для выполнения предварительной юстировки антенны телескопа и гравитационной стабилизации для обзора небесной сферы. При проведении данного исследования учитывались точности принятых режимов управления, соответствующие расходы энергоресурсов и другие факторы. Использование оперативно разработанных режимов управления позволило существенно расширить первоначально намеченную программу исследований в период полета ОС «Салют-6».

Учет возникающих на КА перегрузок осуществляется с помощью ММ, отражающей зависимость величин перегрузок от характера входных воздействий (включения двигательной установки, перемещения экипажа и т. д.). В случае выполнения на КА технологических экспериментов при составлении программы полета с помощью ММ осуществляется исследование процессов, приводящих к возникновению перегрузок, и выбирается рациональная схема полета. При этом на этапе планирования используется и ММ движения КА относительно центра масс.

При проведении экспериментов необходимо учитывать влияние атмосферы, окружающей космический аппарат, на результаты научных исследований (напомним, что наличие собственной атмосферы КА искажает полезный сигнал от исследуемого источника; кроме того, сравнительно крупные частицы, окружающие станцию, могут, попадая в поле зрения научного прибора, служить ложными ориентирами). Характеристики модели, описывающей собственную атмосферу КА, определяются векторами z и x (например, при подаче уп-

равляющего воздействия, приводящего к резкому встряхиванию КА, количество частиц, окружающих аппарат, резко увеличивается). Состояние окружающей станцию атмосферы также существенно меняется от времени полета.

Характеристики собственной атмосферы станции и их изменение в зависимости от прикладываемых воздействий описываются математической моделью, используемой при планировании и управлении экспериментами.

Космические корабли и орбитальные станции, оснащенные сложной электронной аппаратурой, нередко сами являются источниками сильных электромагнитных помех. Характер и величины данных помех определяются компонентами векторов \vec{x} и \vec{y} (а в некоторых случаях и вектором \vec{z}). Наличие электромагнитных помех на КА является серьезным препятствием для получения качественной научной информации. Например, возможность проведения экспериментов с космическими радиотелескопами нередко сильно зависит от режимов работы бортовой радиоаппаратуры. Помехи, возникающие на космическом аппарате, затрудняют также выполнение исследований в космосе с научной аппаратурой, работающей в ИК-диапазоне (подобные проблемы возникли, например, при проведении научных экспериментов с бортовым субмиллиметровым телескопом БСТ-1М на станции «Салют-6»).

При составлении программы выполнения экспериментов необходимый режим работы бортовой аппаратуры назначается после моделирования эффектов, возникающих при функционировании задействованных приборов, и оценки их влияния на эксперименты.

В процессе оперативного планирования и управления необходимо учитывать возможности экипажа КА по выполнению экспериментов.

Для описания космонавта как звена системы управления в наиболее часто используемом режиме регулирования применяется метод передаточных функций. В общем виде передаточная функция операторской деятельности космонавта имеет вид [47]:

$$W_{\text{оп}}(P) = \frac{k_0 A(P)}{I(P)} e^{-\tau P}, \quad (5.1)$$

где k_0 — коэффициент усиления; τ — время запаздывания реакции (0,13...0,25 с); $A(P)$, $I(P)$ — полиномы, коэффициенты которых зависят от конкретных условий задачи.

Структура и значения параметров передаточной функции (5.1) определяются конкретной схемой и условиями работы космонавта. В настоящее время наибольшее распространение в ряде работ получила передаточная функция вида

$$W_{\text{оп}}(P) = \frac{k_0(T_1 P + 1)}{(T_2 P + 1)(T_3 P + 1)} e^{-\tau P}, \quad (5.2)$$

где T_1 — постоянная времени упреждения; T_2 — нервномышечная постоянная; T_3 — постоянная фильтрации.

Наряду с описанием операторской деятельности космонавта с помощью передаточных функций (5.1), (5.2) используются также различные дискретные, квазилинейные, нелинейные и алгоритмические модели.

Параметры данных моделей определяются по результатам тренировочных работ с научной аппаратурой и реального полета КА. Для более полной характеристики деятельности космонавтов на орбитальных станциях проводятся специальные эксперименты, позволяющие установить эффективность работы экипажа по выполнению различных типовых операций.

Особо важное значение при составлении программы имеет математическая модель КИКа, описывающая функционирование наземного контура управления. Данная модель отражает возможности всего НКАНУ экспериментами, рассмотренного в гл. 3, и включает в свой состав большое количество моделей низшего уровня, описывающих работу КИПов, ЦУПа и т. д. Заметим, что основные параметры этих моделей, отражающие, например, циклограмму работы КИПов и ЦУПа, учитываются уже и на начальном этапе планирования при выборе момента и схемы проведения эксперимента.

КА, находящийся на орбите ИСЗ, подвержен влиянию различных факторов космического пространства. Эти факторы описываются математическими моделями, представляющими зависимость их характеристик в функции времени и координат космического пространства. Внешние факторы космического пространства влияют на используемую научную аппаратуру и в некоторых случаях являются помехами для проводимых исследований. Математические модели, описывающие факторы космического пространства, влияющие на эксперименты, описаны в [32, 36, 58] и др.

Следует отметить, что создание моделей, описывающих перечисленные факторы космического полета (как «внешние», так и «внутренние»), нередко является самостоятельной научно-технической задачей. В настоящее время в космосе осуществляются исследования, направленные на детальное изучение электромагнитных полей планет, космических лучей, метеорных частиц и других явлений. На космических кораблях и орбитальных станциях проводятся также многочисленные технические эксперименты по изучению возможности выполнения на КА сложных научных исследований. Поэтому используемые при планировании и оперативном управлении экспериментами математические модели строятся таким образом, чтобы постоянно учитывать новые данные и результаты.

Опыт проведения программ научных исследований на орбитальных станциях «Салют» в период многочисленных полетов КК «Союз» и анализ результатов исследований, полученных на беспилотных КА, позволил уже и в настоящее время сформулировать общие принципы и разработать математические модели, используемые при планировании и управлении экспериментами. Наиболее сложные модели реализованы в виде программ для ЭВМ. В то же время при проведении экспериментов эффективно используются и различные диаграммы, графики, таблицы.

Структурная схема решения задачи планирования и оперативного управления экспериментами с помощью комплекса разработанных и используемых при проведении научных исследований на ОС типа «Салют» и КК типа «Союз» математических моделей показана на рис. 5.2.

5.4. ВЫВОД ОСНОВНЫХ СООТНОШЕНИЙ ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРОГРАММЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

В настоящем и следующем разделах данной главы начинается рассмотрение методов нахождения оптимальных моментов и схемы выполнения экспериментов.

При решении задач планирования экспериментов мы будем пользоваться уравнениями движения КА, записанными в специальной неинерциальной системе координат. Преимущества данных уравнений для численного решения задач, возникающих в процессе подготовки программы исследований и оперативном анализе полученных результатов, показаны в гл. 4. Весьма полезными оказываются уравнения в ВСК и при получении аналитических соотношений для составления программы исследований. Рассмотрим, поэтому, аналитическое решение уравнений возмущенного движения КА в неинерциальной системе координат.

Приближенное интегрирование уравнений, определяющих движение спутника во вращающейся системе координат, выполнено в [23, 28, 79]. В [79] в первом приближении получено решение системы (4.1). При этом в качестве возмущения учитывалось влияние второй гармоники в разложении геопотенциала в ряд по сферическим функциям. В ряде случаев оказывается выгодной замена первого дифференциального уравнения второго порядка системы (4.1) двумя уравнениями первого порядка для эксцентриситета e и аргумента перигея эллипса в ВСК ω . Для численного интегрирования наиболее удобной оказывается система дифференциальных уравнений (4.8). Кроме того, использование в неинерциальной системе координат элементов e и ω , аналогичных классическим оскулирующим элементам (но отличающихся от них вследствие вращения ВСК), оказывается удобным и для более наглядного сравнения систем уравнений, записанных в оскулирующих элементах и с помощью вращающейся системы координат. Отметим также, что запись уравнений движения спутника в неинерциальной системе координат в форме (4.3) позволяет при решении ряда задач использовать некоторые математические методы и приемы, разработанные применительно к уравнениям в оскулирующих элементах. При этом новые уравнения (и их решения) благодаря специфическим особенностям вращающейся системы координат позволяют получить в ряде случаев некоторые преимущества перед уравнениями в оскулирующих элементах.

Приближенное решение для различных модификаций систем уравнений движения КА в ВСК найдено в [23, 28]. Для решения задач планирования экспериментов, выполняемых на КА рассматри-

ваемого класса, наиболее удобным оказывается использование следующих соотношений [23]:

$$\vartheta = \vartheta_0 + \frac{\varepsilon\mu}{2L^4} \sin 2\vartheta_0;$$

$$\varphi = \varphi_0 - \left[\frac{\varepsilon\mu}{L^4} \cos \vartheta_0 \right] u; \quad p = \frac{L^2}{\mu}; \quad (5.3)$$

$$\eta = \eta_0 + \left[\frac{\varepsilon\mu}{L^4} \left[\left(\frac{7}{4} k - 1 \right) \sin u + \frac{1}{12} k \sin 3u \right] + 0(e) \right] u_0;$$

$$\xi = \xi_0 + \left[\frac{\varepsilon\mu}{L^4} \left[\left(\frac{5}{4} k - 1 \right) \cos u + \frac{1}{12} k \cos 3u \right] + 0(e) \right] u_0,$$

где $k = \sin^2 \vartheta_0$; ε, μ — константы в разложении геопотенциала [87].

При выводе данных соотношений константы C_{xy}, C_z , определяющие начальное вращение неинерциальной системы координат, для определенности были выбраны таким образом, чтобы траектория КА в ВСК была замкнутой кривой.

Отметим, что в соотношениях (5.3) только параметры η и ξ имеют в первом приближении периодические возмущения, а остальные параметры их не имеют (с точностью $0(e)$).

Оценим точность соотношений (5.3). За меру точности определения положения КА примем величину

$$\Delta R = |\vec{R}_{\text{от}} - \vec{R}_{\text{ан}}|, \quad (5.4)$$

где $\vec{R}_{\text{ан}}$ рассчитывается с помощью аналитических формул, а значение $\vec{R}_{\text{от}}$ получается численным интегрированием точных уравнений движения.

Для сравнения точности полученных соотношений (5.3) и известных формул [69] были проведены расчеты с помощью ЭВМ для вариантов орбит, приведенных в табл. 5.1.

Таблица 5.1

Номер орбиты	Эксцентриситет орбиты e	Наклонение орбиты i , градус	Параметр орбиты p , км	u_0
I	0,0018	51,51	6634	0
II	0,01	51,51	6634	0
III	0,005	63,43	6634	0
IV	0,0018	1	6634	0

В табл. 5.2, 5.3 даны максимальные значения ΔR в м для случая использования a приведенных выше соотношений (5.3) и в неупрощенных формул, полученных с помощью уравнений в оскулирующих элементах [69]. В табл. 5.2 приводятся максимальные значения ΔR на первом витке полета спутника, а в табл. 5.3 — на витке, рассматриваемом после двух суток полета.

Таблица 5.2

Формулы	Орбита			
	I	II	III	IV
a	40	100	61	30
v	90	90	91	186

Таблица 5.3

Формулы	Орбита			
	I	II	III	IV
a	1107	1102	640	136
v	2843	2907	2864	7626

Из приведенных результатов следует, что полученные соотношения (5.3) оказываются значительно точнее гораздо более сложных неупрощенных формул в оскулирующих элементах [69]. Это обусловлено тем, что вследствие специального выбора начальной скорости движения неинерциальной системы координат точность аналитических формул в ВСК выше точности соотношений, полученных на базе уравнений в оскулирующих элементах.

Остановимся несколько подробнее на проблеме выбора начальной скорости вращения ВСК.

В случае использования неинерциальной системы координат можно, изменяя начальную закрутку этой системы, получать в ней различные начальные скорости КА. По этим начальным скоростям в ВСК могут быть построены различные эллипсы, приняв которые за промежуточные орбиты, получим различные точности расчета движения КА по аналитическим формулам. Поэтому выбор параметров C_{xy} , C_z , являющихся константами интегрирования дифференциальных уравнений для λ_{xy} , λ_z и задающих начальную закрутку ВСК, следует проводить исходя из некоторых определенных условий. В [28] предлагается промежуточную орбиту во вращающейся системе координат выбирать таким образом, чтобы вековые члены в возмущениях используемых переменных обратились в ноль. При движении КА в поле сжатого сфероида вековые члены, согласно [23], [28], имеются в возмущениях переменных ω и ψ , а также в возмущении времени полета. Соответствующим выбором начальной скорости движения вращающейся системы координат можно добиться выполнения условий:

$$а) \delta\omega_{\text{век}}=0; \quad б) \delta\psi_{\text{век}}=0; \quad в) \delta t_{\text{век}}=0.$$

Условия а, б, в выполняются соответственно при следующих значениях параметров C_{xy} , C_z :

$$\left. \begin{aligned} C_{xy} &= 0; \\ C_z &= \frac{e\mu}{L^3} \left(\frac{3}{2} k - 1 \right); \end{aligned} \right\} \quad (5.5)$$

$$\left. \begin{aligned} C_{xy} &= 0; \\ C_z &= \frac{e\mu}{L^3} (1 - k); \end{aligned} \right\} \quad (5.6)$$

$$\left. \begin{aligned} C_{xy} &= 0; \\ C_z &= \frac{e\mu}{2L^3} \left[\frac{3}{2} k - 1 + \frac{3}{2} e C_1 \right] / \left(1 + \frac{3}{2} e \cos \omega \right), \end{aligned} \right\} \quad (5.7)$$

где $C_1 = \frac{1}{4} k \cos(2\psi + \omega) - \frac{1}{12} k \cos(2\psi - \omega) + \left(\frac{3}{2} k - 1 \right) \cos \omega$.

Выбор параметров, определяющих начальную закрутку вращающейся системы координат из условия а, дает результат одинаковый с [79]. В [79] параметры C_{xy} , C_z выбирались таким образом, чтобы траектория спутника во вращающейся системе координат была замкнутой кривой, т. е. из условия

$$\Delta\rho \Big|_0^{2\pi} = 0; \quad \Delta\rho'_v \Big|_0^{2\pi} = 0,$$

где $\rho = 1/R$.

Отметим также, что поскольку формула для расчета времени полета [и соответственно (5.7)] получена в [28] для небольших значений эксцентриситета, наличие в выражении (5.7) знаменателя $(1 + 3/2 e \cos \omega)$ не приводит к особенности ни при каком значении ω .

В результате исследований, проведенных в [28], было установлено, что при расчете орбит рассматриваемого класса наиболее эффективным оказывается использование условия в. Точность расчета по формулам ВСК оказывается при этом в большинстве случаев на порядок выше точности формул, полученных с помощью оскулирующих элементов. Интересно отметить, что при выборе параметров C_{xy} , C_z из условия в точность расчета по формулам невозмущенного (кеплерова) движения в ВСК оказывается в некоторых случаях выше, чем точность расчета по известным аналитическим соотношениям в оскулирующих элементах, полученным в первом приближении.

Следовательно, полученные с помощью ВСК аналитические соотношения оказываются весьма удобными при решении различных задач планирования экспериментов. Напомним, что, например, ошибка наведения оси научного прибора складывается из ошибки построения начальной ориентации и ошибки расчета движения КА по орбите, причем последняя должна быть меньше (примерно на порядок) первой. Из результатов расчетов, приведенных в [28], следует, что ошибка расчета времени полета для орбиты КА

типа «Союз», «Салют» по уравнению Кеплера, записанному в оскулирующих элементах, на интервале один виток составляет $\sim 12,4$ с, что приводит к ошибке наведения, равной $0,83^\circ$. При увеличении интервала прогноза до двух суток (обычно используемому при оперативном планировании) эта ошибка составила уже $377,8$ с (или 25°), и поэтому, очевидно, кеплеровы соотношения, записанные в оскулирующих элементах, не могут быть использованы при выводе формул для планирования экспериментов. Следует отметить, что замена кеплеровых соотношений, например, аналитическими формулами, полученными даже в первом приближении, чрезвычайно затруднит или сделает невозможным решение многих задач, возникающих при планировании экспериментов. При использовании кеплеровых соотношений в ВСК ошибки, получаемые аналогично указанным выше, составляют на интервале одного витка — $0,33$ с, на интервале двух суток — $1,35$ с, что приводит к ошибкам наведения, равным соответственно $0,02^\circ$ и $0,09^\circ$. С учетом точностей систем построения начальной ориентации КА можно сделать вывод, что при выборе начальной закрутки вращающейся системы в соответствии с предложенными условиями полученные формулы могут быть успешно использованы при оперативном планировании экспериментов. При необходимости дальнейшее повышение точности решения задач планирования экспериментов достигается, например, использованием соотношений (5.3).

В более общем случае дополнительные возмущения (сопротивление атмосферы, влияние третьего тела и т. д.) можно учесть при интегрировании дифференциальных уравнений движения спутника во вращающейся системе координат, например, методом последовательных приближений или методом асимптотического усреднения. Определение постоянных интегрирования после этого проводится по уже рассмотренной схеме. Вместе с тем возможны также другие способы выбора констант C_{xy} , C_z . Например, из условия минимизации второго приближения соответствующих аналитических формул или иным более простым способом.

5.5. УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРОГРАММЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

5.5.1. Постановка задачи

Космический аппарат и наземный центр управления можно рассматривать как единую сложную систему. Формализованное описание и оптимизация процесса управления КА в этой сложной системе представляет собой весьма трудоемкую задачу. При построении оптимальной программы управления, в частности, необходимы критерии, позволяющие сопоставить эффективность результатов различных экспериментов и учитывающие всевозможные расходы. Задача выработки таких критериев сложна вследствие трудности сопоставления эффективности полученных результатов исследований и нередко подобные критерии носят субъективный

характер, так как трудно сравнить результаты экспериментов, полученных, например, в астрономии и технологии. Данный подход к оптимизации управления целесообразен для научных программ, имеющих систематически повторяющийся характер, поскольку в этом случае возможно накопление статистического материала для выработки объективных критериев. Для современного этапа исследования космического пространства, осуществляемого в основном с помощью долговременных орбитальных станций, характерен подход к оптимизации оперативного управления, состоящий в выделении частных задач управления, допускающих решения, пригодные для реализации в процессе полета КА (см. разд. 5.1, 5.2). Решения подобных задач могут быть использованы при оптимальном планировании программы экспериментов.

При построении оптимальной программы управления движением КА требуется определить вектор-функции $\vec{x}(t)$, $\vec{u}(t)$ при $t \in [t_0, T]$, доставляющие минимум (максимум) функционалу:

$$I = I[\vec{x}(t), \vec{u}(t)], \quad (5.8)$$

где $\vec{x}(t)$ — вектор состояний (фазовый вектор), определяющий состояние системы (в данном случае КА) в момент времени t ; $\vec{u}(t)$ — управляющий вектор.

Фазовое ограничение и ограничение на управление соответственно имеют вид:

$$\vec{x}(t) \in P_x; \quad \vec{u}(t) \in P_u. \quad (5.9)$$

Для задачи управления полетом научного КА компоненты вектора \vec{x} — параметры, описывающие движение центра масс КА и движение относительно центра масс.

Ниже будет показано, что многие задачи оптимального управления движением КА при выполнении осуществляемых в настоящее время научных экспериментов на основе приведенной общей постановки могут быть сведены к задачам линейного программирования, экстремальным задачам и задачам, решаемым общими методами теории оптимального управления.

5.5.2. Решение экстремальных задач при оптимальном планировании программы полета

При отсутствии дифференциальных связей между компонентами векторов-функций $\vec{x}(t)$, $\vec{u}(t)$ задача отыскания экстремума функционала I может быть решена методами теории обыкновенных минимумов и максимумов. Подобные задачи чаще всего возникают при планировании программы астрономических и геофизических исследований.

При планировании программы астрономических экспериментов могут быть заданы исследуемый источник и (или) момент проведе-

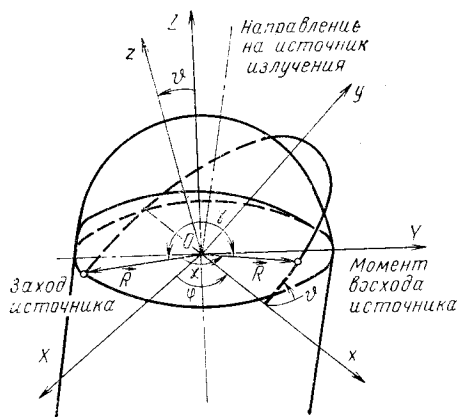


Рис. 5.5. Определение максимальной продолжительности видимости исследуемого объекта

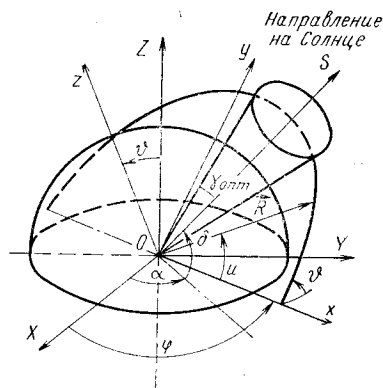


Рис. 5.6. Определение момента выполнения геофизического эксперимента

ния эксперимента. Критериями при построении программы полета являются, например, продолжительность наблюдения или расход ресурсов рабочего тела, приборов КА, необходимых для выполнения эксперимента (гироскопов, маховиков и т. д.).

Рассмотрим решение задачи планирования эксперимента на примере выбора момента максимальной продолжительности видимости исследуемого объекта. Нахождение экстремального значения функционала I сводится в данном случае к минимизации выражения для угла κ , характеризующего время затенения Землей наблюдаемого объекта (рис. 5.5).

Из рис. 5.5. получаем

$$\cos \kappa = [R^2(1 + \chi^2) - 2R_3^2] / (R^2 - \chi^2 R^2), \quad (5.10)$$

где R — радиус круговой орбиты КА; R_3 — средний радиус Земли;

$$\chi = l_X \sin \delta \sin \varphi - l_Y \sin \delta \cos \varphi + l_Z \cos \delta,$$

l_X, l_Y, l_Z — компоненты единичного вектора на исследуемый объект в системе координат $OXYZ$;

$$l_X = \cos \delta \cos \alpha; \quad l_Y = \cos \delta \sin \alpha; \quad l_Z = \sin \delta;$$

δ, α — склонение и прямое восхождение наблюдаемого объекта.

Исследование на экстремум выражение (5.10) дает значение, при котором достигается максимальная продолжительность видимости объекта

$$\varphi = \text{arctg}(\text{ctg} \alpha). \quad (5.11)$$

Для орбит КА типа «Салют», «Союз» максимальная продолжительность видимости объекта достигается при $\varphi = \alpha + \pi/2 + 2\pi n$, где $n = 1, 2, 3, \dots$. Значение φ связано с аргументом широты спутника u соотношением

$$u = -\mu p^2 (\varphi - \varphi_0) / (\epsilon \cos \delta), \quad (5.12)$$

где φ_0 — начальное значение φ ; ϵ, μ — параметры в разложении геопотенциала в ряд по сферическим функциям [87]; p — параметр орбиты КА в ВСК.

Время проведения эксперимента определяется по найденному значению u с помощью уравнения Кеплера.

В качестве примера решения задачи оперативного планирования геофизического эксперимента рассмотрим выбор момента фотографирования по условиям оптимальной освещенности (данная задача может возникнуть на стадии экспериментальной отработки новой фотографической системы). Считаем, что оптическая ось фотоаппаратуры направлена по радиус-вектору КА к центру Земли. При проведении экспериментов существует оптимальный по условиям освещенности момент выполнения фотографирования. Обозначим угол между направлением на Солнце и радиусом-вектором \vec{R} орбиты КА через ψ . Задача выбора оптимального момента проведения геофизического эксперимента в этом случае сводится к нахождению момента времени, соответствующего условию $\psi = \psi_{\text{опт}}$. Из рис. 5.6 следует, что данное условие выполняется при

$$u = \text{arc sin}(\cos \gamma_{\text{опт}} / A) - \varphi^*, \quad (5.13)$$

где u — аргумент широты спутника в ВСК $Oxyz$;

$$A = \sqrt{a^2 + b^2}, \quad \text{tg} \varphi^* = b/a;$$

$$a = S_Y \cos \varphi \cos \delta - S_X \sin \varphi \cos \delta + S_Z \sin \delta;$$

$$b = S_X \cos \varphi + S_Y \sin \varphi,$$

S_X, S_Y, S_Z — компоненты единичного вектора \vec{S} , направленного на Солнце. По найденному u с помощью уравнения Кеплера определяется время проведения эксперимента. Если условие $\psi = \psi_{\text{опт}}$ не выполнимо, то оптимальный момент съемки находится в результате минимизации функции $F = |\psi - \psi_{\text{опт}}|$. Минимизируя функцию F , найдем

$$u = \text{arctg} [(S_Y \cos \varphi \cos \delta - S_X \sin \varphi \cos \delta + S_Z \sin \delta) / (S_X \cos \varphi + S_Y \sin \varphi)]. \quad (5.14)$$

5.5.3. Расчет оптимальных программ управления КА методами линейного программирования

При представлении функционала I в виде суммы элементов a_i^* стоимости C_i

$$I = \sum_{i=1}^N a_i^* C_i \quad (5.15)$$

имеем задачу линейного программирования. Класс задач по управлению полетом научного КА, решаемых методами линейного программирования, весьма разнообразен. В качестве примера рассмот-

рим решение задачи о последовательном наблюдении с КА заданной группы исследуемых объектов. При решении данной задачи дается список объектов с координатами a, δ . Начальное положение КА также известно. Требуется построить программу наблюдений таким образом, чтобы время, необходимое для разворотов КА при обследовании объектов (т. е. то время, когда эксперимент не проводится), было минимальным. Время собственно наблюдения объектов при этом получается максимальным. В некоторых случаях данная задача может быть эквивалентна задаче о минимизации расхода рабочего тела, например, при фиксированном времени на проведение наблюдения всех объектов, когда требуется увеличивать скорость разворота и соответственно расход топлива.

При проведении научных экспериментов ориентация на объект может быть одноосной или, например, при исследовании протяженных объектов, может требоваться трехосная ориентация КА. Наведение оси телескопа для наблюдения осуществляется обычно с помощью разворотов относительно главных центральных осей КА. Если для наблюдения объектов требуется трехосная ориентация или если система управления КА позволяет осуществлять пространственный разворот между объектами по кратчайшему пути, то задача о выборе оптимального закона наблюдения сводится к известной «задаче коммивояжера». При этом, если развороты относительно осей КА могут осуществляться в любом направлении (по часовой стрелке и против) и в любой последовательности, то в результате имеем симметричную задачу коммивояжера. На многих КА, однако, как последовательность, так и направление разворотов заданы вполне определенно. В этих случаях решается несимметричная задача коммивояжера.

Задача отыскания оптимальной программы наблюдения заданной группы объектов решается, например, методом, изложенным в работе [2].

Множество всех допустимых маршрутов (циклов) обозначим через $P(0)$, а матрицу затрат, элементы которой равны величинам разворотов КА при переходе от наблюдения i -го объекта к j -му, через M_{ij} . Очевидно, множество $P(0)$ состоит из $(n-1)$ циклов, где n — количество исследуемых объектов. Первоначально осуществляется приведение матрицы M_{ij} таким образом, чтобы в каждой ее строке и в каждом ее столбце содержался хотя бы один нулевой элемент. Если среди нулей приведенной матрицы можно отыскать замкнутый маршрут, то он будет оптимальным, а стоимость этого маршрута будет равна сумме приводящих констант матрицы M_{ij} .

Нижняя граница (оценка) всех циклов, содержащихся в $P(0)$, имеет стоимость не менее суммы приводящих констант r матрицы M_{ij} . Метод решения данной задачи основан на разбиении множества $P(0)$ на два непересекающихся подмножества и на вычислении их нижних границ. Подмножество с меньшей нижней границей вновь разбивается на два подмножества и т. д. Получающееся в конце разбиения подмножество содержит один замкнутый маршрут,

стоимость которого равна нижней границе этого подмножества. Маршрут, получаемый таким образом, является оптимальным.

В качестве примера рассмотрим задачу построения оптимальной программы наблюдения заданных объектов: a, b, c, d, e . Стоимости перехода от одного объекта к другому (углы разворотов) приведены в исходной матрице M_{ij} (табл. 5.4). Отметим, что матрица M_{ij} несимметрична, т. е. стоимость перехода, например, из a в d не равна стоимости перехода из d в a , что как правило и имеет место на практике, так как последовательность разворотов на КА осуществляется вокруг главных осей инерции КА лишь в одном направлении и обратный переход по тому же пути невозможен. Отметим также, что все элементы главной диагонали матрицы M_{ij} равны ∞ , так как на каждом шаге возврат для повторного наблюдения объекта запрещен.

Таблица 5.4

	a	b	c	d	e
a	∞	30	70	150	60
b	50	∞	100	60	140
c	110	55	∞	40	210
d	320	30	90	∞	410
e	80	45	165	75	∞

Таблица 5.5

	a	b	c	d	e
a	∞	0	0	120	0
b	0	∞	10	10	60
c	70	15	∞	0	140
d	290	0	20	∞	350
e	35	0	80	30	∞

Таблица 5.6

	a	b	c	d	e
a	∞	0	10	120	60
b	45	∞	10	10	60
c	70	15	∞	25	140
d	290	20	20	∞	350
e	35	30	80	30	∞

Приведение исходной матрицы M_{ij} осуществляется вычитанием наименьшего элемента каждой строки из всех элементов этой строки и последующего вычитания наименьшего элемента каждого столбца из всех элементов этого столбца. Приведенная матрица показана в табл. 5.5. Сумма приводящих констант $r=30+50+40+45+30+40+30=265$.

Для каждого нулевого элемента приведенной матрицы определяется штраф χ_{tk} :

$$\chi_{tk} = \min_{j \neq k} \{M'_{tj}\} + \min_{i \neq t} \{M'_{ik}\}; \quad (5.16)$$

где M'_{tj} , M'_{ik} — строка t и столбец k матрицы M'_{ij} . Результаты вычисления всех штрафов приведены в табл. 5.6 (в верхнем левом углу соответствующей клетки матрицы).

Пусть (t, k) — элемент матрицы M_{ij} , которому соответствует максимальное значение штрафа. Множество $P(0)$ разбивается на два подмножества, одно из которых содержит ребро (t, k) , а другое не содержит [эти подмножества обозначаются соответственно как $P(t, k)$ и $\bar{P}(t, k)$]. Если ребро (t, k) не включено в маршрут, то оценка $\theta(t, k)$ определяется по формуле

$$\theta(t, k) = r + \chi_{tk}. \quad (5.17)$$

В противном случае

$$\theta(t, k) = r + r_{tk}, \quad (5.18)$$

где r_{tk} — сумма приводящих констант матрицы, получаемой из M_{ij} после вычеркивания строки t и столбца k .

Из табл. 5.6 находим, что (a, e) — нулевой элемент, которому соответствует максимальный штраф — 60. Поэтому $\theta(a, e) = 265 + 60 = 325$, $\theta(a, e) = 265 + 10 = 275$. Далее полагаем $M'_{ea} = \infty$ и вычеркиваем строку a и столбец e . Осуществляя приведение получаемой матрицы, получим новую матрицу, показанную в табл. 5.7. Штрафы нулевых элементов матрицы, помещенной в табл. 5.7, даны в верхнем левом углу соответствующих клеток. Максимальный штраф 70 соответствует клетке (b, a) . Поэтому вычеркиваем строку b и столбец a . Имеем $\theta(b, a) = 275 + 70 = 345$, $\theta(b, a) = 275 + 10 = 285$.

Таблица 5.7

	a	b	c	d	e
a					
b	70 0	∞	70 0	10	
c	70	15	∞	25 0	
d	290 75	0	10	∞	
e	∞	30 0	70	30	

Таблица 5.8

	a	b	c	d	e
a					
b					
c		15	∞	45 0	
d		0	60 0	∞	
e		30 0	60	30	

Таблица 5.9

	a	b	c	d	e
a					
b					
c		15		∞	
d					
e		0		30	

Приведенная после вычеркивания строки b и столбца a матрица показана в табл. 5.8. Клетке (d, c) соответствует максимальный штраф — 60. Вычеркивая строку d и столбец c , получим после приведения матрицу, изображенную в табл. 5.9, в которой принято $M'_{cd} = \infty$, так как возврат из c в d по условию задачи невозможен. Аналогичное преобразование полученной матрицы позволяет дополнительно выбрать элементы (c, b) и (e, d) , причем $\theta(c, b) = 15$ и $\theta(e, d) = 30$. В результате получаем следующий маршрут, являющийся оптимальным

$$a - e - d - c - b - a.$$

Стоимость данного маршрута равна 330.

5.5.4. Оптимальное управление положением центра масс КА при проведении экспериментов, не допускающих возникновения значительных перегрузок

В некоторых случаях использование методов линейного программирования и теории обыкновенных минимумов и максимумов не позволяет найти решение задачи, поэтому возникает необходимость применения общих методов теории оптимального управления [65]. Подобные задачи возникают, например, при оптимальном уп-

равлении положением центра масс КА в процессе выполнения экспериментов, не допускающих возникновения значительных перегрузок.

При проведении технологических, биологических, физико-химических и некоторых других экспериментов перегрузки, действующие на КА, не должны превышать заданных величин.

Сравнительный анализ ускорений, возникающих под влиянием естественных сил и при работе бортовых систем показал, что наибольшие перегрузки создаются при включении реактивных двигателей, корректирующих орбиту ОС. Поэтому указанные эксперименты следует проводить в интервалы времени между коррекциями орбиты. Возможен и другой подход, основанный на использовании для управления движением КА двигателей малой тяги, работа которых не препятствует проведению экспериментов. Помимо снижения уровня перегрузок с помощью двигателей малой тяги можно одновременно выполнять режимы ориентации и коррекции, достигая значительной экономии топлива. Такое совмещение режимов реализуется приложением к КА нецентральной силы, создаваемой реактивным двигателем, вектор тяги которого не проходит через центр масс КА [24].

В качестве примера рассмотрим постановку задачи оптимального совмещения управления движением центра масс с разворотом КА вокруг главной центральной оси инерции при ограниченной максимальной угловой скорости разворота.

Пусть на КА, представляющем собой свободное твердое тело, действует нецентральная реактивная сила \vec{P} ($|\vec{P}| = \text{const}$), вызывающая движение КА в неподвижной в инерциальном пространстве плоскости, перпендикулярной одной из главных центральных осей инерции.

Для описания движения КА в плоскости разворота введем прямоугольные системы координат с началом в центре масс КА: инерциальную $Ox_n y_n$ (ось Ox_n совмещена с заданным направлением \vec{V}_x выдачи корректирующего импульса) и систему $O\eta\xi$, связанную с КА.

Допустим, что в процессе разворота \vec{P} может быть приложена в одной из двух, расположенных на оси $O\xi$, точек — A или A' ($OA = OA'$). Это позволяет создавать управляющий момент заданной величины и знака при одновременном выполнении условия:

$$|\hat{P}\vec{V}_x| \leq \pi/2. \quad (5.19)$$

Сформулируем задачу оптимального совмещения: найти управление, удовлетворяющее дифференциальным связям

$$\begin{aligned} \dot{x} &= W; \\ \dot{W} &= \frac{P}{B} |l| \text{sign } l \cos(V - x), \end{aligned} \quad (5.20)$$

доставляющее максимум функционалу

$$I = \int_0^T \cos V dt \quad (5.21)$$

при заданном времени разворота

$$T = \text{const} \quad (5.22)$$

и выполнении краевых условий

$$x(0) = x_0; \quad W(0) = 0; \quad (5.23)$$

$$x(T) = x_T; \quad W(T) = 0,$$

где x — угол между OX_n и $O\eta$; $|l| = OA = OA'$; W — скорость разворота; V — угол между OX_n и \vec{P} ; B — момент инерции КА относительно оси разворота.

Из-за нелинейности уравнений движения, закрепленности правого конца фазовой траектории решение задачи (5.20) — (5.23) выполняется численно, а для реализации в системах управления подбирается достаточно простой квазиоптимальный закон изменения $V(x)$. Решение одного из частных случаев этой задачи получено в [39] методом «бегущей волны».

Проведем сравнительную оценку затрат топлива G при раздельном и совмещенном управлении ориентацией и коррекцией.

Эффективность оптимального управления будем оценивать величиной

$$S = \int_0^T [\cos V + \cos(V - x)] dt. \quad (5.24)$$

При совмещенном управлении

$$S_{\pi/2} \leq S \leq S_0, \quad (5.25)$$

где $S = S_{\pi/2}$ при $x = \pi/2$; $S = S_0$ при $x = 0$.

Тогда

$$G_0 \leq G \leq G_{\pi/2}. \quad (5.26)$$

Из (5.25), (5.26) следует, что при раздельном управлении для получения величин $S_{\pi/2}$ и S_0 требуется израсходовать $\sqrt{2}G_{\pi/2}$ и $2G_0$ соответственно.

Таким образом, использование совмещенного управления позволяет снизить перегрузки и достигнуть значительной экономии топлива.

Глава 6

ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ОПЕРАТИВНОГО АНАЛИЗА НАУЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИССЛЕДОВАНИЙ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

Для эффективного управления ходом научного эксперимента в процессе полета исследовательского КА необходимы объективные данные о состоянии научной аппаратуры, качестве и ценности поступающей научной информации. Эти данные получают в результате обработки измерений и их оперативного анализа. Объем научной информации, поступающей с исследовательского КА, может достигать $10^9 \dots 10^{12}$ бит в сутки. Поэтому необходимо использование автоматизации при оперативном управлении научными экспериментами.

6.1. СТРУКТУРА ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Важным звеном при получении научных данных в космических экспериментах является информационно-измерительная система. Данная система обеспечивает проведение измерений и предварительную их обработку на борту КА, передачу измерений по линии связи, а также наземную обработку с представлением результатов экспериментаторам.

Наземная часть системы обычно выполняется для сравнительно большого числа разнотипных аппаратов, долговременных орбитальных станций, специализированных КА и т. д. Поэтому наземный комплекс является универсальным для различных космических аппаратов (причем универсальными являются не только используемые технические средства, но и применяемое математическое обеспечение). Бортовая же часть информационно-измерительной системы более гибкая и может значительно меняться даже для отдельных КА в зависимости от их целевого назначения.

При выполнении экспериментов на КА используемые датчики и приборы измеряют параметры исследуемых физических процессов и явлений. Кроме того, на борту размещаются датчики для формирования служебной информации, характеризующей состояние используемых приборов и систем. В состав используемых приборов иногда вводят также устройства обработки данных.

Выходные сигналы служебных датчиков, научных приборов и устройств обработки формируют интегральный поток данных от

комплекса научной аппаратуры КА. Интегральный поток данных поступает на борту КА в центральное устройство обработки и преобразования, в качестве которого на достаточно совершенных исследовательских аппаратах используется бортовая вычислительная машина с постоянным или частично изменяемым набором программ. В БВМ может выполняться обработка выходных сигналов научной аппаратуры, кодирование, обработка служебных параметров, диагностический контроль и т. д.

Результаты измерений и обработки непосредственно из БВМ или запоминающего устройства передаются на Землю. Для обеспечения заданной помехоустойчивости перед передачей данных на Землю интегральный поток кодируется в кодере канала. Передача данных на Землю осуществляется с помощью приемопередающей аппаратуры, в функции которой входит также прием управляющей информации (управляющая информация на борту КА используется для корректировки или смены программы измерений, переключения режимов работы приборов и т. д.). Управление научными системами выполняется обычно с помощью программно-временного устройства, при работе которого используются показания бортовых часов.

Отметим, что многие существующие в настоящее время КА могут и не иметь бортовой обработки научных данных. Целесообразность введения бортовой обработки связана с увеличением потоков информации, передаваемых на Землю, а также ограниченностью возможностей радиолинии и емкости бортовых запоминающих устройств. Кроме того, некоторые эксперименты предполагают непрерывный контроль и управление ходом их проведения, а так как вследствие ограниченности времени видимости КА измерительными пунктами это выполнить трудно, целесообразно введение БВМ в контур управления экспериментами. Вместе с тем при наличии обширной сети измерительных пунктов (наземных и плавучих) или при использовании спутниковой связи возможно обеспечить непрерывное получение информации с КА для анализа и управления. Поэтому необходимо разумное распределение задач по обработке и анализу между БВМ и наземным комплексом, основанное на тщательной оценке степени введения автономности КА. При этом на бортовую систему целесообразно возложить решение задач контроля служебных параметров, сжатие информации, передаваемой на Землю, а также задач по управлению научной аппаратурой при выполнении экспериментов.

Методика разработки алгоритмов контроля и управления, реализуемых на борту КА, чаще всего аналогична методике, применяемой и на Земле. Сжатие же информации на борту КА накладывает определенную специфику на процесс обработки научных данных (как в БВМ, так и на Земле в центре обработки информации). Существует два основных метода сжатия передаваемых на Землю данных. Первый метод основан на том, что восстановление сигнала по его сжатой версии может быть выполнено с некоторой погрешностью. При этом уменьшение объема измерений определяется

задаваемой точностью восстановления исходного сигнала. Данный метод относится к обратимым методам сжатия. В отличие от него второй метод сокращения избыточности является необратимым. Он основан на получении и передаче некоторых обобщенных характеристик сигнала, например: распределения интенсивностей потоков частиц по энергиям, корреляционных функций и т. д. Количество двоичных слов, необходимых для описания найденных обобщенных характеристик, обычно значительно меньше количества слов, требуемых для передачи полученной необработанной информации.

При отсутствии бортовой обработки обобщенные характеристики исследуемых процессов получают в результате первичной или даже вторичной обработки, выполняемой на Земле. Перенесение некоторых этапов обработки на борт КА значительно сокращает время, необходимое на проведение анализа получаемых в эксперименте результатов. В то же время проведение необратимых преобразований на борту КА сужает возможности научной обработки полученной информации. Поэтому разделение функций между бортовой и наземной обработками должно проводиться после тщательного системного анализа всех возможных случаев и ситуаций.

В настоящее время управление экспериментами и анализ научной информации в нашей стране осуществляются наземным центром управления. Это связано с обширной территорией СССР, позволяющей удобно разместить необходимое количество КИПов, а также наличием плавучих средств. Рассмотрим поэтому организацию и методики оперативного автоматизированного анализа в наземном комплексе управления.

Наземный комплекс состоит из сети командно-измерительных пунктов, системы передачи данных и центра приема и обработки информации, территориально совмещенного с ЦУПом. Важной частью каждого КИПа является система единого времени, обеспечивающая привязку бортового времени к абсолютному (например, московскому). В состав каждого КИПа входят регистраторы сигналов, устройства оперативной обработки, регистрации и отображения полученных данных. При нахождении КА в зоне видимости КИПа осуществляется прием информации с КА. Затем выполняется демодуляция принятых сигналов, а также опознавание и декодирование последовательности символов в декодере канала. Измерительные пункты оснащены, кроме того, специальной аппаратурой, обеспечивающей передачу информации в ЦУП. При передаче научной информации в центр управления используются наземные каналы связи, спутниковая связь, а также пересылка магнитных лент.

В центре управления полетом КА решаются задачи контроля исходного состояния научной аппаратуры, осуществляется проверка правильности функционирования используемых при проведении эксперимента приборов и выполняется экспресс-анализ собственно научных данных. Решение указанных задач в ЦУПе необходимо для эффективного управления ходом научного эксперимента в процессе полета исследовательского КА.

Оставляя в стороне вопросы обработки научной информации, изложим основные принципы и методы оперативного анализа информации, выполняемого в ходе космического полета.

6.2. ИСТОЧНИКИ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ИНФОРМАЦИИ, ИСПОЛЪЗУЕМОЙ ПРИ ОПЕРАТИВНОМ АНАЛИЗЕ В ЦУПЕ

Информацию, поступающую с исследовательской аппаратуры КА в центр управления, можно разделить на служебную и научную. В потоке служебной информации целесообразно выделить информацию, характеризующую исходное состояние научной аппаратуры (температуры, давления в емкостях, состояние крышек приборов, пирочек и т. д.) и информацию, определяющую состояние аппаратуры во время проведения эксперимента (прохождение управляющих команд, срабатывание затворов фотоаппаратов и т. д.). Служебная информация от научных приборов практически всегда передается по телеметрии в ЦУП и используется для контроля и оперативного управления ходом эксперимента. Научные же результаты эксперимента могут быть возвращены на Землю и по завершению полета КА (в виде кассет с фотопленкой, капсул с новыми материалами, магнитных лент с записями научной информации и т. д.). Вместе с тем часто научная информация, полученная в виде измерений, также передается в ЦУП (непосредственно в сеансе связи с КА или с небольшой задержкой по времени). В этих случаях, поступающая в ЦУП научная телеметрическая информация подвергается оперативной обработке и анализу с целью ее предварительной оценки и выдачи рекомендаций по дальнейшему проведению программы экспериментов.

Источниками измерительной информации для научных приборов являются излучения звезд и планет в различных областях спектра, потоки метеороидов, электрические и магнитные поля (например, магнитное поле Земли) и т. д. В настоящее время при проведении научных экспериментов по исследованию космического пространства изучается практически весь диапазон электромагнитного спектра от радиоизлучения до жесткого гамма-излучения.

На борту КА выполняется преобразование измеряемых научными приборами физических величин в электрические сигналы для передачи полученной научной информации на Землю. По электрическим сигналам, поступившим в центр управления, осуществляется анализ породивших их физических явлений.

Во многих научных приборах (радиометрах, фотометрах и т. д.) выходной сигнал является аналоговым и меняется непрерывно. Для его передачи на Землю чаще всего используется дискретно-аналоговое представление. При этом возможно периодическое, программное или адаптивное формирование выборок. В настоящее время наибольшее распространение получили дискретно-аналоговые представления с периодическим и программным опросом.

При регистрации на КА всевозможных частиц (γ -квантов, метеороидов, протонов, электронов) возникают импульсные сигналы. Для точной передачи ТМ-информации в этом случае требуется очень большая частота опроса. Поэтому информация, получаемая в виде импульсных сигналов, уже на борту КА подвергается преобразованию, осуществляемому в специальных устройствах, входящих в научный прибор. Примером такого преобразования служит разделение потока и отбор импульсов по амплитудам с помощью амплитудного анализатора. Подсчитанное число импульсов заданной амплитуды передается на Землю с помощью цифровых кодов. При дискретно-цифровом представлении сигналов в отличие от дискретно-аналогового выборки формируются в цифровой форме.

К служебной информации помимо сигналов об исходном состоянии научной аппаратуры и ее работе при проведении эксперимента относят также информацию, используемую при интерпретации научных измерений (в том числе сигналы от штатных систем КА, влияющих на результаты исследований). Служебная информация часто передается в виде сигналов двоичного типа (однако на практике используются и более сложные сигналы). Отметим, что во многих космических экспериментах единственной информацией, поступающей оперативно в ЦУП, является служебная. Например, при проведении на КА технологических экспериментов по получению новых материалов собственно научная информация (капсула с материалом) возвращается на Землю обычно по завершению очередного этапа полета КА. Служебная же информация, несущая сведения о работе технологической аппаратуры на КА и протекающих в печи процессах (изменениях температуры, переключениях режимов плавки: нагрева, выдержки, управляемого и пассивного охлаждения и т. д.) оперативно поступает в ЦУП. На основе ее обработки и анализа выдаются рекомендации по дальнейшему проведению программы экспериментов.

К служебной информации при проведении технологических экспериментов относятся также сигналы с датчиков микроускорений, так как перегрузки, действующие на КА в полете, сильно влияют на технологический процесс (особенно во время выполнения технологического режима «выдержка»).

Следует отметить, что при построении алгоритмов обработки научной информации необходимо иметь априорные сведения об исследуемом сигнале (априорные сведения необходимы также и на этапе проектирования научных приборов и самого КА).

В наиболее полном объеме комплекс априорных сведений о выходных сигналах научных приборов включает данные:

о назначении сигнала (основной сигнал, вспомогательный, служебный и т. д.);

о виде выходного сигнала по характеру изменения и форме представления (непрерывный сигнал, импульсный, счетно-цифровой, двоичный);

о динамическом диапазоне изменения сигнала;

о виде выходного сигнала по протяженности информационных связей (в каждом временном сечении сигнал может представлять одиночное значение, одномерный или многомерный массив данных);

о максимальной ширине спектра сигнала, форме спектра;
о характеристиках нестационарности сигнала;
о критериях точности передачи и восстановления;
о моделях выходных сигналов (модели могут быть получены с помощью математического моделирования входных воздействий прибора и всех происходящих в приборе преобразований, основанного на использовании реальных сигналов, полученных в подобных экспериментах, проводившихся ранее).

При оперативном анализе собственно научной информации передаваемые в ЦУП сигналы представляются как функции времени. В процессе проведения оперативной обработки и анализа вычисляются средние значения, дисперсии, корреляционные функции, спектры, и другие характеристики выходных сигналов (для экспериментаторов представляют интерес изменения указанных характеристик в зависимости от времени, положения КА в пространстве, ориентации осей приборов и т. д.).

Прежде чем приступить к рассмотрению вопросов анализа научной ТМИ и контроля исследовательской аппаратуры, охарактеризуем кратко математические методы, применяемые в процессе обработки научной информации.

6.3. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ И ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ ОБРАБОТКЕ НАУЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Используемые при обработке научных данных технические средства и математические методы весьма разнообразны.

Для наземной обработки получаемых в научных экспериментах данных является характерным [13]:

большой объем подлежащих обработке данных;
необходимость обмена огромными массивами данных между различными вычислительными системами;
относительная стабильность алгоритмов, используемых на первых фазах обработки данных;
оперативность выполнения обработки данных, используемых для управления;
необходимость участия человека на некоторых фазах процесса обработки.

Данные особенности предъявляют следующие требования к характеристикам используемых вычислительных систем:

- 1) высокое быстродействие;
- 2) большой объем внешней памяти (миллионы байт). Этому требованию удовлетворяет, например, память на магнитных лентах (МЛ) (до 22 Мбайт на одной МЛ) и дисках (до 100 Мбайт на одном пакете) системы ЕС ЭВМ;

3) возможность обмена носителями внешней памяти с другими вычислительными системами. Носители информации системы ЕС ЭВМ являются совместимыми с большим числом других вычислительных систем (IBM-360, IBM-370, CDC-6600, CDC-7600, ICL-4);

4) наличие развитых систем, обеспечивающих работу в диалоговом режиме с отображением получаемых результатов (дисплеи, терминальные устройства);

5) возможность ввода в используемую ЭВМ данных, воспроизводимых с магнитных лент выходных регистраторов радиотелеметрической системы.

В составе комплексов обработки научной информации необходимо использовать специальное оборудование для автоматизации процессов подготовки и ввода экспериментальной информации в вычислители, т. е. организовать информационный обмен между нестандартными источниками и ЭВМ.

Используемые для обработки результатов научных исследований вычислительные комплексы могут базироваться на одной или нескольких ЭВМ с разделением их функций по этапам обработки. В некоторых случаях при организации процесса обработки оказывается целесообразным применение двухуровневых вычислительных систем со следующим разделением функций: первичная обработка и формирование информационных массивов производится на первом уровне, а вторичная обработка — на втором. В подобных системах информационную связь с источниками имеют обычно только вычислители первого уровня, а поскольку полное решение задачи при этом осуществляется последовательно на обоих уровнях, необходим информационный обмен между внешними накопителями. Входной процессор в этих системах служит для организации программного обмена между ЭВМ и источниками информации, имеющими стандартный интерфейс. При этом входной процессор реализует функции управления источниками информации и предварительной подготовки массивов для обмена с центральным процессором, осуществляющим собственно обработку поступающей информации.

В работе [8] предлагается включать в состав вычислительных комплексов систем обработки специальные устройства для подготовки и ввода измерительной информации в ЭВМ и устройства для автономной перезаписи массивов экспериментальных данных во внешнюю память ЭВМ. С помощью этих устройств осуществляется связь специализированных источников информации с различными вычислителями (ЕС ЭВМ, комплексами типа СМ и т. д.). Специализированными источниками информации при этом могут являться многоканальные устройства воспроизведения магнитных записей, преобразователи аналог-код и частота-код, устройства преобразования графической информации в электрические сигналы и т. д. Такое построение вычислительного комплекса позволяет автоматизировать предварительную подготовку, ввод в ЭВМ и обработку измерительной информации, поступающей от нестандартных (специализированных) источников в процессе проведения научных ис-

следований. При этом частотный диапазон сигналов на входе системы обработки может изменяться от долей герц до сотен килогерц [8]. Отметим, что широкого распространения при обработке результатов космических экспериментов данные устройства в настоящее время не получили.

Следует отметить, что возможности средств вычислительной техники позволяют удовлетворить требованиям, предъявляемым к космическому эксперименту, лишь при наличии математического обеспечения, адекватного решаемым задачам.

Рассмотрим некоторые наиболее важные методы обработки, реализация которых на используемых ЭВМ позволяет значительно повысить эффективность и качество работы системы автоматизированного оперативного анализа научной информации.

В процессе обработки научной информации решаются задачи выделения полезного сигнала из фона, фильтрации полученных данных с целью устранения случайных помех, построения оценок исследуемых функций и их производных, выявления характерных участков кривых и периодичностей в полученном сигнале и т. д. Используемые при этом методы и алгоритмы аналогичны методам, применяемым при обработке результатов автоматизированных физических экспериментов [84].

Рассмотрим некоторые наиболее важные задачи, возникающие в процессе обработки научной информации.

Получаемый при проведении научных измерений сигнал представляет собой некоторую функцию $F(x)$, экспериментальные значения которой известны с аддитивными случайными погрешностями $n(x)$ на некотором дискретном множестве значений аргумента $\{x_k\}$. Следовательно, в результате измерений экспериментатор получает множество значений функции $y(x_k)$, представляемое как

$$y(x_k) = F(x_k) + n(x_k). \quad (6.1)$$

Задача сглаживания заключается в определении значения функции $F(x)$ в точке x по экспериментальным данным $\{y(x_k)\}$. Вычислительный алгоритм, реализующий операцию преобразования экспериментальных данных в оценку $\hat{F}(x)$, называется фильтром. Основными требованиями к фильтрам, используемым при обработке научной информации, являются уменьшение влияния погрешностей $n(x)$ и минимальное искажение полезного сигнала $F(x)$.

Рассмотрим основные методы сглаживания, используемые при обработке экспериментальных данных.

Фильтр для процесса скользящего сглаживания [4], одного из наиболее распространенных в настоящее время методов, представляется операцией линейного взвешивания значений входных данных. Весовыми множителями при этом являются коэффициенты фильтра.

Выходной сигнал $\hat{F}(x)$ фильтра скользящего сглаживания представляет собой свертку входного сигнала $y(x)$ с последователь-

ностью коэффициентов фильтра и определяется выражением

$$\hat{F}(x_n) = \sum_k h(x_k) y(x_n - x_k), \quad (6.2)$$

где $h(x)$ — весовая функция фильтра.

Если суммирование в выражении (6.2) ведется в конечных пределах, получим фильтр скользящего сглаживания с конечной памятью, при бесконечных пределах — нерекурсивный фильтр с бесконечной памятью.

Синтез фильтра скользящего сглаживания состоит в определении вида весовой функции $h(x)$ или набора весовых множителей $h(x_k)$, дающих сглаживающий эффект. При этом синтез осуществляется как в частотной, так и во временной областях.

В случае синтеза фильтров во временной области методами, базирующимися на методе наименьших квадратов (МНК), функция $F(x)$ представляется в виде ряда

$$\hat{F}(x) = \sum_{j=0}^M C_j \varphi_j(x), \quad (6.3)$$

где $\varphi_j(x)$ — система линейно независимых функций; M — порядок аппроксимации; C_j — неизвестные коэффициенты разложения, определяемые из условия минимизации функционала

$$\Phi = \frac{1}{2N} \sum_{j=1}^N \sigma_j [y(x_j) - \hat{F}(x_j)]^2. \quad (6.4)$$

В выражении (6.4) σ_j — весовые коэффициенты. Формула (6.3) позволяет вычислять значение функции $\hat{F}(x)$ для любого x .

Для точной аппроксимации функции $F(x)$ на большом интервале изменения аргумента x ряд (6.3) должен содержать большое число слагаемых, что усложняет процесс нахождения коэффициентов C_j . Устранение возникающей в этом случае трудности достигается при построении оценок для ряда небольших подынтервалов, коэффициенты C_j на которых различны. В случае использования принципа подвижных подынтервалов получаем метод локальной аппроксимации. В этом методе фактически для оценки значений функции в каждой точке определяется свой подынтервал и соответствующие коэффициенты разложения.

Нерекурсивные фильтры, построенные на основе метода локальной аппроксимации, целесообразно использовать в тех случаях, когда априорные сведения недостаточны для построения точной модели исследуемого сигнала. Заметим также, что реализуются эти фильтры весьма просто, поэтому их можно шире использовать в системах, построенных на базе мини-ЭВМ и микропроцессоров.

Следует отметить, что помимо желательного эффекта, заключающегося в уменьшении случайных ошибок, при сглаживании возникает и нежелательное искажение сигнала. В связи с этим

погрешность восстановления функции $F(x)$ по наблюдаемым значениям определяется двумя составляющими: динамической и случайной, характеризующими соответственно смещенность и фильтрующие свойства алгоритма сглаживания.

Смещенность оценки $\hat{F}(x)$ характеризуется величиной

$$\varepsilon(x) = |F(x) - \hat{F}(x)|. \quad (6.5)$$

Оценивание сглаживающих свойств фильтров производится по амплитудно-частотным характеристикам и по снижению уровня случайных помех.

По сравнению с нерекурсивными более широкий класс фильтров, используемых при обработке научной информации, образуют рекурсивные цифровые фильтры:

$$\hat{F}(x_n) = \sum_{k=1}^N h(x_k) y(x_n - x_k) + \sum_{j=1}^N g(x_j) \hat{F}(x_n - x_j). \quad (6.6)$$

Выходной сигнал в данном случае определяется как взвешенная сумма значений входного и выходного сигналов. Вопросы расчета рекурсивных цифровых фильтров обычно называют линейной теорией оценок по методу наименьших квадратов или оценок с минимальной дисперсией. Модель для описания сигнала выбирается при этом в линейном или линеаризованном виде.

Используемый при обработке результатов измерений фильтр Калмана является линейным, но способным изменяться во времени дискретным фильтром, обладающим тем свойством, что он обеспечивает оценку дискретного сигнала с минимальной средней квадратичной погрешностью на основе наблюдений, искажаемых шумами. Фильтр Калмана имеет рекурсивную реализацию, использующую линейную комбинацию новых наблюдений и старых оценок. Особенностью фильтра является то, что его расчет основан на статистическом критерии во временной области и что он изменяется во времени.

Следует отметить, что методика расчета рекурсивных фильтров весьма сложна и предполагает наличие существенных сведений о характере сигнала (улучшение сглаживающих свойств в этом случае достигается лишь при достаточно точно построенной модели исследуемого сигнала). Практическая реализация рекурсивных фильтров, как правило, требует программирования сложных вычислительных процедур и базируется на использовании ЭВМ с достаточно большой памятью.

В большинстве случаев зарегистрированный научным прибором сигнал помимо случайных погрешностей включает фон. Рассмотрим методы выделения полезного сигнала $F(x)$ из фона $q(x)$.

Экспериментальная кривая (6.1), полученная в результате научных измерений, в более общем виде описывается следующим образом

$$y(x) = F(x) + n(x) + q(x), \quad (6.7)$$

где $n(x)$ — случайные шумы; $q(x)$ — фон.

Выбор того или иного метода выделения сигнала из фона определяется априорными сведениями о форме сигнала и характере поведения фона. Если до начала обработки имеются достаточно полные сведения о структуре сигнала и фона, то целесообразно использовать фильтрацию по Винеру и методы согласованной фильтрации.

При незначительных априорных сведениях о сигнале и фоне используются методы частичной аппроксимации, многократное скользящее сглаживание и дифференцирование, а также лингвистический подход к обработке экспериментальных кривых. Идея лингвистического подхода состоит в построении сокращенного описания экспериментальной кривой на основе описания ее информативных участков. Кривая при этом разбивается на элементарные участки одинаковой длины. Используемый алгоритм приписывает каждому j -му участку величину G_j , зависящую от «сложности» поведения кривой.

Более подробно используемые при обработке результатов экспериментов методы выделения сигнала из фона описаны в [5, 83, 100].

При анализе информации, полученной с помощью научных приборов, наиболее часто экспериментаторов интересуют возможные пики в исследуемом сигнале. Задача обнаружения пиков в процессе обработки на ЭВМ заключается в определении их границ и амплитуд с учетом погрешностей, вызванных наличием случайных шумов и фона. В случае наложения двух или нескольких пиков возникает задача их разделения, которая также сводится к определению границ и амплитуд пиков.

Задача разделения пиков является весьма сложной. Успешное ее решение во многом определяется тем, насколько точно выбранная модель пика соответствует измеряемому сигналу. Алгоритмы разделения пиков достаточно сложны и содержат большое число параметров, влияющих на эффективность решения данной задачи. Используемые при обработке алгоритмы обнаружения пика делят на детерминированные и статистические. Первые значительно проще в реализации, вторые хотя и дают более надежные результаты, но требуют значительной памяти при реализации на ЭВМ.

При использовании детерминированных методов обнаружение пика осуществляется по превышению сигнала или его производной некоторого порогового значения (в некоторых работах для обнаружения и локализации пика предлагается применять алгоритмы, использующие оценку второй производной сигнала). Следует отметить, что детерминированные методы обнаружения пика обеспечивают удовлетворительные результаты только при больших отношениях сигнал/шум. В случаях, когда детерминированные методы не могут быть применены, целесообразно использовать статистические методы, основанные на проверке статистических гипотез и методах оценки параметров случайных сигналов.

Задача разделения пиков решается, например, методом спектрального анализа с использованием быстрого преобразования

Фурье. Данный метод характеризуется быстротой и не требует никаких априорных сведений о составе сигнала. Его применение затрудняется тем, что он весьма чувствителен к шумам (так как он связан с процессом обращения свертки и нелинейной замене переменных). Кроме того, программная реализация данного метода весьма трудоемка и связана с необходимостью решения ряда вычислительных проблем (например, интерполяции данных на больших интервалах).

В заключение данного раздела отметим, что перечисленные методы конечно же не отражают всего многообразия ситуаций, с которыми приходится сталкиваться экспериментаторам при обработке информации, получаемой в процессе выполнения космических исследовательских программ. Поэтому практически невозможно создать единую универсальную систему для обработки результатов многочисленных экспериментов, осуществляемых в настоящее время на космических кораблях и орбитальных станциях. В то же время разработка математического обеспечения отдельно для каждого выполняемого в космосе исследования, очевидно, также невозможна вследствие чрезвычайно большого их количества и существующей тенденции к увеличению запусков КА. Наиболее разумный подход к решению данной проблемы состоит в выделении типовых задач, возникающих при обработке результатов космических экспериментов, и создании универсальных алгоритмов для их решения.

6.4. КОНТРОЛЬ РАБОТОСПОСОБНОСТИ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ

В центре управления при оперативном анализе научных экспериментов, проводимых на специализированных КА и многоцелевых ДОС, осуществляется контроль работоспособности аппаратуры и экспресс-анализ результатов научных исследований. Контроль работоспособности научной аппаратуры подразделяется на контроль исходного состояния и контроль работы аппаратуры при проведении эксперимента [20]. Эффективность контроля зависит от правильного выбора контролируемых параметров, определяющих работоспособность научной аппаратуры, а также правильной схемы процесса контроля. Выбор контролируемых параметров следует проводить уже на стадии проектирования научной аппаратуры и других систем КА. Оперативному контролю подвергаются те параметры, оценка состояния которых позволяет активно воздействовать на КА (подав нужную команду по радиолинии либо сделав соответствующие указания экипажу). Обработка остальных параметров, необходимых при послеполетном анализе, осуществляется следующим этапом. После выбора оперативно контролируемых параметров определяется диапазон их возможного изменения при нормальной работе аппаратуры.

Рассмотрим общую схему контроля исходного состояния научной аппаратуры (рис. 6.1). Поступающая с борта КА ТМ-инфор-

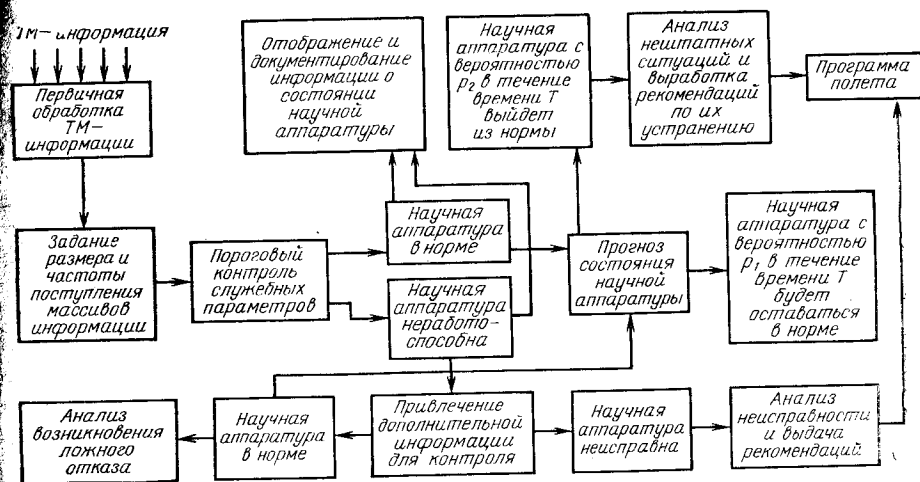


Рис. 6.1. Схема контроля исходного состояния научной аппаратуры

мация после приема измерительным пунктом и передачи в ЦУП обрабатывается с помощью программ первичной обработки. Первоначально в ЭВМ поступает полный поток ТМ-информации. С помощью программы первичной обработки осуществляется прием ТМ-информации, раскоммутация телеметрических кадров, привязка измерений к московскому времени. Затем проводится отбраковка недостоверных измерений и сокращение избыточной информации. В результате образуются массивы существенных измерений по параметрам используемых приборов. На заданный момент времени значения используемых измерений получают с помощью интерполяции. Полученные значения измерений по известным тарировочным характеристикам переводятся в физические величины, которые и подвергаются дальнейшему анализу. Задание размера и частоты поступления массивов информации для анализа ведется в зависимости от потребного режима контроля.

Служебные параметры контролируются следующим образом. Контролируемая исследовательская система представляется состоящей из k элементов. Состояние i -го элемента научной аппаратуры характеризуется параметром η_i . Для используемой научной аппаратуры параметры η_i меняются случайным образом. Оценка работоспособности научной системы осуществляется с помощью специального критерия F , причем

$$F = F(\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_k). \quad (6.8)$$

Пределы изменения F , F_{\min} и F_{\max} устанавливаются до запуска КА, или непосредственно перед проведением эксперимента. При выполнении неравенства

$$F_{\min} \leq F \leq F_{\max} \quad (6.9)$$

считается, что научная аппаратура находится в норме.

Иногда при оперативном анализе возникает такая ситуация, что контролируемый параметр остается в допустимых пределах (6.9), но наблюдается тенденция к его увеличению (уменьшению) и появляется опасность возникновения отказа $F > F_{\max}$ или $F < F_{\min}$. Для предупреждения подобных отказов используется прогноз состояния научной аппаратуры. Методы прогнозирования подразделяются на два основных класса:

методы, использующие статистические данные по отказам научной аппаратуры;

так называемые «инструментальные» методы прогнозирования, основанные на экстраполяции случайных процессов выбранных параметров.

Методы прогнозирования позволяют предупреждать опасность возникновения отказа в научной аппаратуре до его действительного наступления.

Функция распределения отказов на интервале прогнозирования $T_{\text{п}} = t_2 - t_1$ определяется по формуле

$$X(p_0, T) = p_0 + [(1 - p_0) \Phi(T)], \quad (6.10)$$

где p_0 — условная вероятность отказов элементов научной аппаратуры на отрезке $T_{\text{п}}$, определяемая по известной плотности распределения вероятности отказов $f(t)$ с помощью формулы

$$p_0 = \frac{\int_{t_1}^{t_2} f(t) dt}{\int_{t_1}^{\infty} f(t) dt};$$

$\Phi(T)$ — распределение отказов, определяемое по формуле

$$\Phi(T) = \int_0^T f(t) dt.$$

Следует отметить, что использование метода прогнозирования, основанного на статистике отказов элементов, связано со значительным числом допущений, которые влияют на точность предсказания. Кроме того, в этом случае необходим сбор статистического материала о функционировании используемой научной аппаратуры, что нередко трудно выполнить вследствие быстрой смены исследовательских приборов на различных КА. Применение данного метода оказывается целесообразным при обработке информации с научной аппаратуры КА, специализированных на выполнение длительных научных программ (например, метеорологических КА, астрономических КА типа «Ухуру», спутников связи и т. д.).

При использовании методов прогнозирования, основанных на экстраполяции случайных процессов выбранных параметров, вводятся обобщенные критерии $\xi(t)$, достаточно полно характеризующие работу контролируемого прибора. Научная аппаратура счи-

тается работоспособной, если выбранные обобщенные критерии находятся в границах поля допуска. При прогнозировании случайных процессов изменения обобщенных критериев используют методы статистического анализа временных рядов [4, 34, 35].

На основании результатов прогноза определяется возможность выхода из строя используемых приборов. При этом может оказаться, что научная аппаратура с вероятностью p_1 в течение времени T будет оставаться в норме или (с вероятностью p_2) выйдет из нормы в течение времени T . В первом случае выдается заключение о нормальном состоянии научной аппаратуры, и полет КА продолжается по запланированной программе. Во втором случае при возможности появления нештатной ситуации осуществляется анализ поведения выходных параметров системы и функционирования научной аппаратуры. Данный анализ осуществляется либо автоматически, по заранее разработанным алгоритмам, либо, что наиболее часто имеет место на практике, с привлечением специалистов. На основании проведенного анализа выдаются рекомендации и проводятся профилактические мероприятия с целью предупреждения возможности появления отказа.

Если при проведении контроля работоспособности научной аппаратуры оказывается, что аппаратура не в норме, необходимо привлечение дополнительной информации для контроля. Это вызвано тем обстоятельством, что, как показывает опыт управления полетом КА, нередко возможно появление ложных отказов, связанных с неверной работой датчиков, ошибками передачи телеметрии и т. д. В качестве дополнительной информации могут служить, например, показания близлежащих температурных датчиков при выходе за допустимые пределы какой-либо температуры, характеризующей режим работы одного из элементов научной аппаратуры и т. д. Если в результате анализа дополнительной информации оказывается, что научная аппаратура работоспособна, а отказ — ложный, выдается заключение о действительном состоянии контролируемой аппаратуры и проводится анализ возникновения ложного отказа (см. рис. 6.1). В случае же подтверждения неисправного состояния научной аппаратуры осуществляется анализ появившейся неисправности с целью выдачи рекомендации по ее устранению. Данный анализ проводится с привлечением специалистов (экспертов).

Контроль работы аппаратуры при проведении эксперимента. Задача построения схемы контроля работающей аппаратуры более сложна по сравнению с задачей контроля исходного состояния научных приборов. Это связано с увеличением числа контролируемых параметров каждого работающего прибора, а также усложнением функционального вида параметров.

Рассмотрим схему контроля работающей научной аппаратуры в сеансе связи с КА (рис. 6.2). Научные эксперименты осуществляются в соответствии с запланированной программой. На этапе разработки алгоритмов и программ контроля и анализа экспериментов составляется математическая (логическая) модель работы

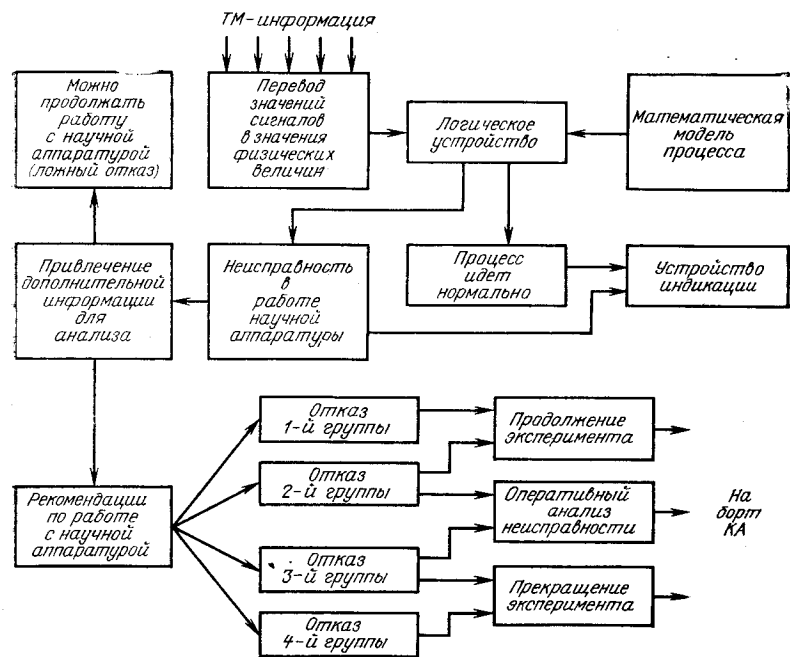


Рис. 6.2. Схема контроля работы аппаратуры при проведении эксперимента

научной аппаратуры. Поступающая в сеансе связи с КА телеметрическая информация сопоставляется с данными, получаемыми из разработанной модели. Сопоставление указанных величин осуществляется в блоке логического сравнения. Если в результате сравнения оказывается, что параметры, характеризующие работоспособность научной аппаратуры, находятся в соответствии с данными используемой математической модели протекающего процесса, то выдается заключение о нормальной работе аппаратуры. Полученное заключение отображается на устройстве индикации.

При обнаружении неисправности в работе научной аппаратуры необходимо прежде всего привлечение дополнительной информации для проведения анализа. Подтвердить наличие отказа можно по косвенным ТМ-параметрам, или, запросив экипаж КА о состоянии тех или иных элементов научной аппаратуры и средств индикации на рабочих пультах. При классификации возникшего отказа как ложного продолжается работа с исследовательской аппаратурой по запланированной программе. В случае подтверждения отказа в сеансе связи с КА вырабатываются предложения по дальнейшей работе с научной аппаратурой.

Оперативный анализ нештатных ситуаций и выработка рекомендаций по их устранению осуществляются на основе графа со-

стояний научных систем. Неисправности и отказы отдельных элементов научной аппаратуры КА делят на следующие 4 группы.

1. Отказы, которые приводят к неисправности научной системы, но не нарушают в целом работоспособности научной аппаратуры и практически не влияют на результат проводимого эксперимента. В сеансе связи такие отказы можно лишь фиксировать, а проводить анализ их возникновения и выработать решения по их устранению следует после сеанса. Примером отказа 1-й группы может служить неисправность устройства впечатывания дополнительной информации (номер кадра, московское время и т. д.) в одной из кассет многозонального фотоаппарата, используемого при фотографировании земной поверхности с КА. В этом случае лишь незначительно осложняется послеполетная обработка фотографий, а на научный результат эксперимента данный отказ не повлияет.

2. Отказы, которые приводят к неисправности научной системы и оказывают определенное влияние на работоспособность и характеристики научной аппаратуры, однако, предполагается, что эти отказы не исключают возможности получения полезной научной информации при продолжении эксперимента.

Примером данного отказа может служить случай выхода из строя одной из кассет многозонального фотоаппарата при проведении съемки (например, из-за обрыва пленки в кассете). В этом случае следует продолжать работу с другими кассетами.

3. Отказы, которые приводят к неисправному состоянию научной аппаратуры, однако при этом не исключается возможность устранения отказа. В этом случае вследствие высокой стоимости полетного времени необходимо предпринять максимум усилий для устранения возникшей неисправности. Кроме того, часто осуществляется планирование резервного эксперимента, выделенного для полезного использования на научные исследования полетного времени при выходе из строя аппаратуры в первоначально запланированном эксперименте. Например, при выходе из строя автоматического многозонального фотоаппарата для съемки участков земной поверхности экипаж может использовать ручную камеру.

4. Отказы, которые приводят к полной потере работоспособности научной аппаратуры. При возникновении подобных отказов следует прекратить работу с научной аппаратурой и перейти к проведению резервного эксперимента. Выявление причин возникновения отказа и выработка рекомендаций по его устранению осуществляется в этом случае после сеанса.

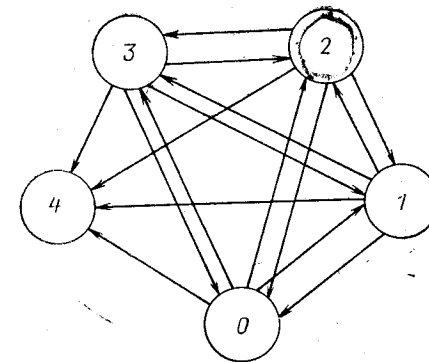


Рис. 6.3. Граф состояний научной аппаратуры

Для анализа работоспособности исследовательских приборов при проведении экспериментов вводится граф состояния научной аппаратуры (рис. 6.3). Состояние 0 на графе соответствует такому режиму работы научной аппаратуры, когда при используемой схеме контроля не обнаружено отказов и неисправностей. При возникновении отказов 1—4 группы научная аппаратура переходит соответственно в 1—4 состояния. В процессе проведения эксперимента возможны переходы из одного состояния в другое вследствие выполнения ремонта или возникновения новых отказов и неисправностей (см. рис. 6.3).

6.5. ОБЩАЯ СХЕМА ЭКСПРЕСС-АНАЛИЗА И РАСЧЕТ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ В ЦЕНТРЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Экспресс-анализ научных данных в ЦУПе проводится с целью оценки полученных результатов исследования для выработки рекомендаций по дальнейшему выполнению программы экспериментов. Предварительная программа проведения исследований обычно разрабатывается до полета. Однако поскольку она во многом базируется на первоначальных (часто не точных) представлениях об изучаемых явлениях, необходим оперативный анализ научных данных с целью оценки достаточности полученных измерений, проверки принципов, заложенных в методику исследования и т. д. Таким образом, оперативный анализ научных данных в ЦУПе проводится для повышения эффективности динамического планирования программы исследований. При этом целесообразно попытаться попутно решить в ЦУПе и другие задачи по обработке, главная из которых заключается в облегчении послеполетной научной обработки полученных результатов исследования.

В настоящее время задача создания универсальных алгоритмов и программ оперативного анализа научной ТМ-информации еще не завершена. Однако результаты, полученные при решении данной проблемы, позволяют сформулировать достаточно общие принципы проведения подобного анализа.

Рассмотрим общую схему экспресс-анализа научной ТМ-информации, используемую при оперативном управлении полетом многоцелевых ДОС и специализированных орбитальных КА (рис. 6.4). Понятно, что при проведении экспериментов на КА предметом изучения является модель исследуемого явления. При этом всегда существуют (хотя, как показывает практика, и не всегда точные) априорные сведения о научном эксперименте. Априорные данные об объекте исследования совместно с данными об угловом положении КА, движении его центра масс, информацией об известных явлениях, влияющих на эксперимент и т. д., образуют математическую модель, используемую в алгоритмах экспресс-анализа для сопоставления с информацией от научных приборов. Отметим, что алгоритмы и программы оперативной обработки научной ТМ-информации в ЦУПе могут быть независимыми и

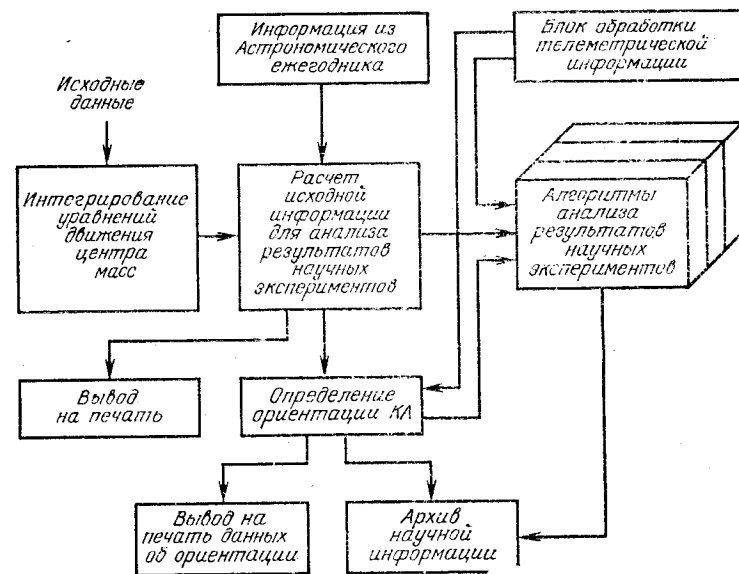


Рис. 6.4. Схема экспресс-анализа результатов научных экспериментов

сильно отличаться от алгоритмов и программ, используемых при послеполетной обработке. Однако некоторые результаты, полученные при анализе информации в ЦУПе, успешно используются и при проведении детального послеполетного анализа (например, данные по навигационной привязке и угловому положению КА используются также и в период послеполетной обработки научной информации).

Указанное обстоятельство делает в настоящее время возможным решение некоторых задач, рассматриваемых ранее только после полета, уже в процессе проведения эксперимента, что является чрезвычайно важным в силу отмеченного выше роста потоков научной ТМ-информации.

Остановимся несколько подробнее на расчете дополнительной информации, используемой при экспресс-анализе результатов научных экспериментов.

В процессе выполнения исследований на КА и их оперативном анализе требуется чрезвычайно большое количество различных вспомогательных данных. Приведем некоторые соотношения для расчета информации, наиболее часто требуемой при анализе результатов экспериментов (данная информация оперативно рассчитывалась в период полета орбитальных станций серии «Салют»). Для пространственной привязки полученных научных измерений требуется расчет географических координат объекта на любой момент времени. Вычисление долготы λ , широты φ и высоты H выполняется по формулам

$$\varphi = \arcsin \frac{z_r}{\sqrt{[(1-\alpha_1)^2 r_1]^2 + z_r^2}}; \quad \lambda = \arcsin \frac{y_r}{r_1};$$

$$\text{sign}(\cos \lambda) = \text{sign}(x_r); \quad r_1 = \sqrt{x_r^2 + y_r^2};$$

$$\alpha_1 = 1/298,3; \quad (6.11)$$

$$R = \sqrt{x_r^2 + y_r^2 + z_r^2}; \quad H = R - R_3(1 - \alpha_1 \sin^2 \varphi); \quad R_3 = 6378,1 \text{ км},$$

где x_r, y_r, z_r — координаты радиуса-вектора в гринвичской относительной системе координат $Ox_r y_r z_r$.

Исходными данными для расчета географических координат являются координаты радиуса-вектора, компоненты вектора скорости и баллистический коэффициент КА, а также шаг интегрирования, время начала и конца выдачи информации на печать.

При анализе экспериментов, связанных с изучением распространения заряженных частиц, удобно использовать геомагнитные координаты: геомагнитную широту φ_m и геомагнитную долготу λ_m , определяемую как угол между меридианом места и магнитным меридианом, проходящим через географический полюс.

Для какой-либо точки, имеющей географические координаты φ и λ значения геомагнитной широты φ_m и долготы λ_m могут быть определены с помощью соотношений

$$\sin \varphi_m = \sin \varphi \sin \varphi_0 + \cos \varphi \cos \varphi_0 \cos (\lambda - \lambda_0);$$

$$\sin \lambda_m = \cos \varphi \frac{\sin (\lambda - \lambda_0)}{\cos \varphi_m}, \quad (6.12)$$

где φ_0, λ_0 — константы, определяющие положение геомагнитного полюса.

По известной геомагнитной широте определяются L, B — координаты (параметры Мак-Илвайна), используемые при анализе результатов экспериментов по исследованию заряженных частиц в околосферном космическом пространстве.

При определении ориентации КА и анализе ряда научных экспериментов требуется привязка информации к напряженности магнитного поля Земли (МПЗ). Для расчета напряженности МПЗ обычно используется его аналитическое представление, основанное на разработанной Гауссом теории разложения магнитного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям.

Согласно теории Гаусса выражение для магнитного потенциала U представляется в виде:

$$U = R_3 \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left[(I_n^m \cos m\lambda + i_n^m \sin m\lambda) \left(\frac{R_3}{r} \right)^{n+1} + (E_n^m \cos m\lambda + e_n^m \sin m\lambda) \left(\frac{r}{R_3} \right)^n \right] \tilde{P}_n^m(\cos \theta), \quad (6.13)$$

где R_3 — радиус Земли; r — расстояние от центра Земли до точки наблюдения (до местоположения КА); λ, θ — географическая долгота и дополнение до широты точки наблюдения; $P_n^m(\cos \theta)$ — вазинормированный по Шмидту присоединенный полином Лежандра первого рода; $I_n^m, i_n^m, E_n^m, e_n^m$ — коэффициенты, характеризующие соответственно внутренние и внешние источники МПЗ.

При расчете ориентации КА по измерениям и анализе многих научных экспериментов внешние источники МПЗ не учитываются. Поэтому, принимая во внимание, что напряженность МПЗ

$$\dot{H} = -\text{grad } U, \quad (6.14)$$

и пренебрегая коэффициентами E_n^m, e_n^m в выражении (6.13), получим проекции \dot{H} в следующем виде:

$$H_\theta = \frac{1}{r} \frac{\partial U}{\partial \theta} = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n (I_n^m \cos m\lambda + i_n^m \sin m\lambda) \left(\frac{R_3}{r} \right)^{n+2} \tilde{R}_n^m(\cos \theta);$$

$$H_\lambda = -\frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial U}{\partial \lambda} = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n (I_n^m \sin m\lambda - i_n^m \cos m\lambda) \times$$

$$\times \left(\frac{R_3}{r} \right)^{n+2} \frac{m \tilde{P}_n^m(\cos \theta)}{\sin \theta};$$

$$H_r = \frac{\partial U}{\partial r} = -\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n (I_n^m \cos m\lambda + i_n^m \sin m\lambda) \left(\frac{R_3}{r} \right)^{n+2} (n+1) \tilde{P}_n^m(\cos \theta), \quad (6.15)$$

где H_θ, H_λ, H_r — проекции вектора напряженности МПЗ на оси географической системы координат (оси географической системы координат направлены соответственно вдоль географического меридиана к северу, вдоль параллели к востоку и к центру Земли);

$$\tilde{R}_n^m(\cos \theta) = \Delta_n^m \frac{\partial P_n^m(\cos \theta)}{\partial \theta},$$

причем $\tilde{P}_n^m(\cos \theta) = \Delta_n^m P_n^m(\cos \theta)$;

$$P_n^m(\cos \theta) = \sin^m \theta \sum_{s=0}^{\lfloor \frac{n-m}{2} \rfloor} P_{nm}^s \cos^{n-m-2s} \theta;$$

$$P_{nm}^s = (-1)^s \frac{(2n-2s)!}{2^n s! (n-s)! (n-2s-m)!}$$

$$\Delta_n^m = \sqrt{\frac{\epsilon_m (n-m)!}{(n+m)!}};$$

$$\epsilon_m = 2 \text{ для } m \geq 1 \text{ и } \epsilon_0 = 1,$$

$$\left[\frac{n-m}{2} \right] - \text{целая часть числа } (n-m)/2.$$

Расчет напряженности МПЗ по соотношениям (6.15) предполагает использование коэффициентов I_n^m, i_n^m Международного аналитического поля [54]. При использовании данных коэффициентов проекции вектора \vec{H} , вычисленные с помощью соотношений (6.15), получаются в гаммах ($1\gamma = 10^{-5}$ Э).

Отметим, что в настоящее время существуют и несколько иные представления МПЗ, в которых соответственно используются и другие коэффициенты (например, в разложении МПЗ, применяемом для расчета ориентации станции «Салют» [25], не учитывался вековой ход магнитного поля). Различные современные модели МПЗ содержат от 6 до 12 гармоник ($n=6..12$). Точность расчета величин H_θ, H_λ, H_r по соотношениям вида (6.15) оценивается $\sim 20..50\gamma$.

Для нахождения проекций вектора напряженности МПЗ на оси абсолютной системы координат $OXYZ$ по величинам H_θ, H_λ, H_r используется матрица перехода [14]:

$$A = A(\theta, \bar{\lambda}), \quad (6.16)$$

$$\text{где } \bar{\lambda} = \tau \frac{2\pi}{86400} + (t - 10800) \frac{2\pi}{86164} + \lambda;$$

τ — звездное время в секундах (берется из Астрономического ежегодника на данные сутки); t — московское время в секундах, отсчитанных от начала суток.

При необходимости вычисление компонент произвольного вектора в орбитальной системе координат по компонентам, заданным в абсолютной системе, выполняется с помощью матрицы перехода

$$A = A(\vec{R}^a, \vec{V}^a), \quad (6.17)$$

где \vec{R}^a и \vec{V}^a — радиус-вектор и вектор скорости КА.

Вычисление компонент единичного вектора на Солнце в абсолютной системе координат проводится по формулам

$$S_x^a = \cos \delta_\odot \cos \alpha_\odot; \quad S_y^a = \cos \delta_\odot \sin \alpha_\odot; \quad S_z^a = \sin \delta_\odot,$$

$$\text{где } \delta_\odot = \delta_\odot^0 + \vartheta(\delta); \quad \alpha_\odot = \alpha_\odot^0 + \vartheta(\alpha); \quad \vartheta(\alpha) = 9^s, 856 - \vartheta(E);$$

$\alpha_\odot, \delta_\odot$ — прямое восхождение и склонение Солнца; $\vartheta(\delta), \vartheta(\alpha)$ — поправки к склонению и прямому восхождению; $\vartheta(E)$ — часовое изменение уравнения времени. Значения $\alpha_\odot^0, \delta_\odot^0, \vartheta(\delta), \vartheta(E)$ берутся на данные сутки из Астрономического ежегодника. Перевод вектора положения Солнца в орбитальную систему координат осуществляется с помощью матрицы перехода (6.17). Вычисление компонент единичного вектора на какую-либо звезду в абсолютной и орбитальной системах координат проводится аналогичным образом.

При выполнении геофизических экспериментов требуется найти точку пересечения оптической оси прибора с земной поверх-

ностью. Координаты точки пересечения оси прибора с поверхностью Земли определяются как решение системы уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} + \frac{z^2}{c^2} &= 1; \\ \frac{x - x_m}{S_x} &= \frac{y - y_m}{S_y} = \frac{z - z_m}{S_z}, \end{aligned} \right\} \quad (6.18)$$

где $a=b=6378,245$ км; $c=6356,863$ км; x_m, y_m, z_m — координаты КА в гринвичской относительной системе координат $Ox_T y_T z_T$; S_x, S_y, S_z — направляющие косинусы оси прибора в системе координат $Ox_T y_T z_T$ (методы определения ориентации осей научных приборов в пространстве рассматриваются в гл. 7). По найденным значениям x, y, z после устранения двузначности вычисляются искомые координаты точки пересечения оси прибора с поверхностью Земли. Наличие мнимых корней при решении уравнений (6.18) соответствует отсутствию точек пересечения осей прибора с поверхностью Земли.

Для анализа результатов научных экспериментов в полете обеспечивается выдача на печать следующей информации:

географических координат λ, φ, H ;
геомагнитных координат φ_m, λ_m и L, B — координат;

компонент напряженности вектора МПЗ \vec{H} в абсолютной и орбитальной системах координат;

компонент единичного вектора на Солнце (звезды, планеты) в абсолютной и орбитальной системах координат;

азимута и зенитного расстояния Солнца для произвольной точки поверхности Земли;

углов Солнце — КА — Земля и т. д.

Перечисленная информация выводится на печать с привязкой к московскому времени и одновременно поступает в блок автоматизированной обработки результатов научных экспериментов (см. рис. 6.4).

6.6. ОБРАБОТКА НАУЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ ОПЕРАТИВНОМ АНАЛИЗЕ В ПРОЦЕССЕ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

6.6.1. Общие принципы построения схемы обработки информации с исследовательских приборов КА

Рассмотрим общие принципы построения схемы обработки и анализа научной информации в ходе полета многоцелевых ОС и специализированных орбитальных КА.

Большинство непрерывных сигналов от научной аппаратуры могут рассматриваться как случайные процессы. При этом каждое конкретное измерение является реализацией исследуемого случайного процесса. Хотя случайные функции, отражающие изучаемые

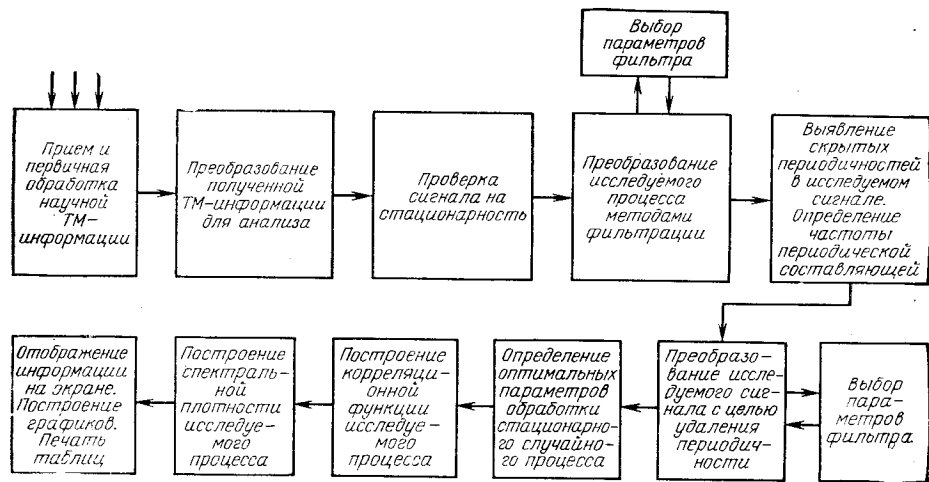


Рис. 6.5. Общая схема автоматизированного анализа научной информации

физические процессы, являются нестационарными, многие реальные сигналы могут быть представлены на некотором интервале времени как стационарные. Действительно, реальный сигнал от научного прибора $F(t)$ может быть представлен в виде

$$F(t) = M(t) + f(t), \quad (6.19)$$

где $M(t)$ — математическое ожидание, в общем случае медленно меняющееся во времени; $f(t)$ — центрированный случайный процесс, в общем случае также нестационарный (изменение во времени дисперсии, формы спектра и т. д.).

Однако на участках реализации процесса можно принять $M(t) = \text{const}$ и пренебречь нестационарностью $f(t)$ (данная гипотеза принимается после предварительной обработки информации). Принятые допущения позволяют значительно упростить алгоритм обработки сигналов от научной аппаратуры (если же допущение о стационарности сигнала не может быть принято, он подвергается предварительно специальной обработке). Общая схема обработки научной информации при оперативном анализе результатов экспериментов приведена на рис. 6.5. В соответствии с представленной схемой первоначально после приема и первичной обработки ТМ-информации осуществляется ее преобразование к виду, удобному для автоматизированного анализа. Информация, предназначенная для обработки, записывается в виде массивов заданной формы и объема на магнитный носитель, информация с которого вводится в ЭВМ, используемую для проведения автоматизированного анализа. Предварительно выполняются следующие фазы обработки. Исключаются дублированные массивы информации (дублирование информации возникает при одновременном приеме ТМИ несколькими измерительными пунктами). Далее вы-

полняется выявление недостоверной информации, которая затем фиксируется специальным служебным разрядом на используемом носителе. Следует отметить, что в процессе полета КА оперативная обработка ТМИ в ЦУПе по описываемой ниже схеме может быть выполнена лишь при достаточно качественной информации (наличие сбоев в данных значительно снижает вероятность правильной интерпретации полученных измерений). В случае получения ТМИ со сбоями и невозможности ее оперативной обработки в системе, используемой в ЦУПе, планируется повторение эксперимента (либо осуществляется повторный сброс накопленной информации с КА). Заметим, что качество обрабатываемой ТМИ зависит от ряда факторов, в том числе и от организации процесса приема и передачи ТМИ. ТМ-информация может приниматься ЦУПом и обрабатываться непосредственно в сеансе связи с КА или с задержкой по времени. В случае проведения обработки с задержкой в ТМИ могут появиться дополнительные помехи за счет предварительной записи и хранения информации средствами измерительных пунктов. Качество ТМИ зависит также и от способа передачи информации в ЦУП. Кроме того, качество информации зависит от времени нахождения КА в зоне измерительного пункта, количества одновременно передаваемых потоков ТМИ и т. д. Таким образом, качество ТМИ и последующей обработки закладывается уже на стадии планирования программы полета и эксперимента. То же самое относится и к точности определения времени измерений (для повышения точности временной привязки в научных системах иногда используются специальные высокоточные бортовые часы, показания которых телеметрируются одновременно с научными измерениями).

После выявления недостоверной информации осуществляется обработка данных, несущих дополнительные сведения для анализа результатов экспериментов (датчиков ориентации, перегрузок и т. д.). Автоматизированная обработка научной информации осуществляется для стационарных сигналов. Поэтому вначале в принятой схеме обработки выполняется проверка информации на стационарность (см. рис. 6.5). Если сигнал нестационарен, то можно выполнить фильтрацию сигнала. Методы фильтрации и параметры фильтра при этом могут выбираться автоматически или назначаться директивно и вводиться в программу обработки с терминального устройства. Затем осуществляется выявление скрытых периодичностей в исследуемом сигнале и их фильтрация. Следует отметить, что ко всем преобразованиям полученной научной информации в процессе обработки следует подходить с осторожностью. На каждом этапе обработки научная информация должна выводиться на средства отображения для проведения визуального контроля и анализа экспериментатором. Должна также быть обеспечена возможность изменения режима обработки непосредственно по указанию специалиста, проводящего анализ научной ТМ-информации. После фильтрации функцию $F(x)$ можно считать случайной. Поэтому оказывается возможным выполнить построение

средней функции $\bar{F}(x) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N F_i(x)$, корреляционной функции

и спектральной плотности. Оптимальные величины параметров статистической обработки находятся в процессе диалога. Построенные в результате обработки средняя функция, корреляционная функция и функция спектральной плотности выводятся на графики и печать и используются для оперативного анализа результатов научных экспериментов.

Заметим, что данная схема обработки научной информации описана здесь в достаточно общем виде. Для конкретизации ряда положений рассмотрим обработку информации при проведении астрономических экспериментов.

6.6.2. Автоматизированный оперативный анализ научной ТМ-информации от астрономической аппаратуры

В соответствии с общими принципами проведения автоматизированного анализа научной ТМ-информации при управлении полетом КА обработка информации от астрономической аппаратуры проводится в два этапа. На первом этапе обработки, осуществляемом в темпе приема ТМИ, определяется работоспособность аппаратуры, подтверждается правильность прохождения управляющих команд, оценивается степень выполнения намеченной программы. На этом же этапе определяется интенсивность наблюдавшихся источников и фиксируются события, соответствующие изменению измеряемой интенсивности. На втором этапе обработки, выполняемом после сеанса связи с КА, определяются статистические характеристики полученных измерений, уточняется ориентация КА в пространстве. Выполнение астрономических наблюдений осуществляется либо в режиме наведения на источник, либо в режиме обзора небесной сферы. При наблюдении в режиме наведения КА стабилизируется в инерциальном пространстве таким образом, чтобы чувствительная ось телескопа была направлена на исследуемый источник. Для реализации программы наблюдений в режиме обзора КА ориентируется нужным образом относительно Земли (при этом может быть выполнена либо трехосная, либо одноосная ориентация). Обзор небесной сферы в этом случае обеспечивается за счет орбитального движения аппарата. Эффективным способом обеспечения обзора небесной сферы является режим закрутки (либо управляемого разворота) КА вокруг оси, перпендикулярной оси чувствительности телескопа. При использовании пассивных режимов обзора возникает необходимость расчета углового положения КА по данным ТМ-измерений. Организацию оперативной обработки ТМ-информации в ходе космического полета рассмотрим на примере проведения экспериментов с рентгеновской аппаратурой (обработка информации в данных экспериментах наиболее полно отражает описываемые в работе принципы).

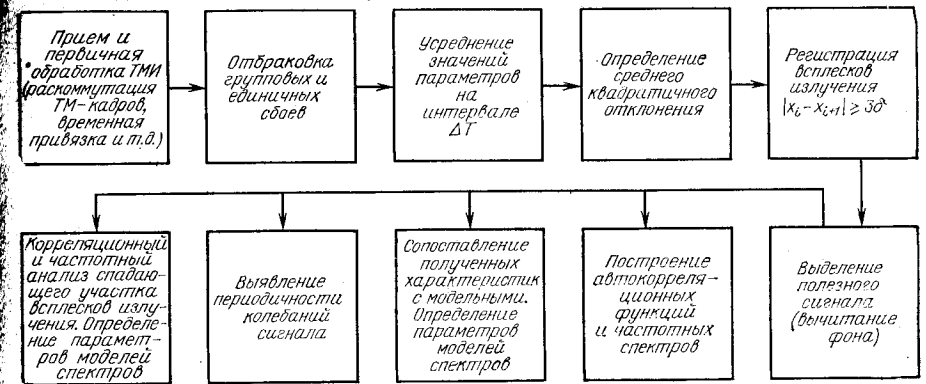


Рис. 6.6. Схема автоматизированного анализа ТМ-информации при использовании режимов наведения

Анализ ТМ-информации при наблюдении астрономических объектов в режиме наведения. Рассмотрим схему проведения автоматизированного оперативного анализа ТМ-информации от рентгеновского телескопа для режима наведения (рис. 6.6). В рентгеновской аппаратуре телеметрируются выходы дифференциальных дискриминаторов во всех энергетических диапазонах спектрометра, выход интегрального канала, служебные параметры и т. д. [6]. После приема и первичной обработки ТМ-информации осуществляется отбраковка групповых и единичных сбоев. Чаще всего отбраковка групповых сбоев проводится с использованием идущих с борта уровней 0 и 100%, а отбраковка единичных сбоев — при невыполнении условия, ограничивающего относительное нарастание скорости счета.

В вычислительном комплексе осуществляется усреднение значений параметров на заданном интервале ΔT и определение среднего квадратического отклонения (СКО) $\sigma_{\Delta T}$. При отклонении скорости счета от соседних точек более чем на заданную величину выдается информация о наличии всплеска рентгеновского излучения. Истинная скорость счета от наблюдаемых источников определяется вычитанием фоновой скорости счета. Обработанная таким образом информация подвергается анализу, после чего выполняется построение автокорреляционных функций и частотных спектров. Наблюдаемые характеристики обрабатываемой информации сравниваются с модельными спектрами. При этом определяются параметры моделей спектров. В качестве моделей используются экспоненциальная

$$I(E) = A \exp\{-\sigma_H(E) N_H\} \exp\{-E/kT\} \quad (6.20)$$

и степенная

$$I(E) = A \exp\{-\sigma_H(E) N_H\} E^{-\alpha} \quad (6.21)$$

зависимости потока от энергии квантов в кэВ/(см²·с·кэВ). В фор-

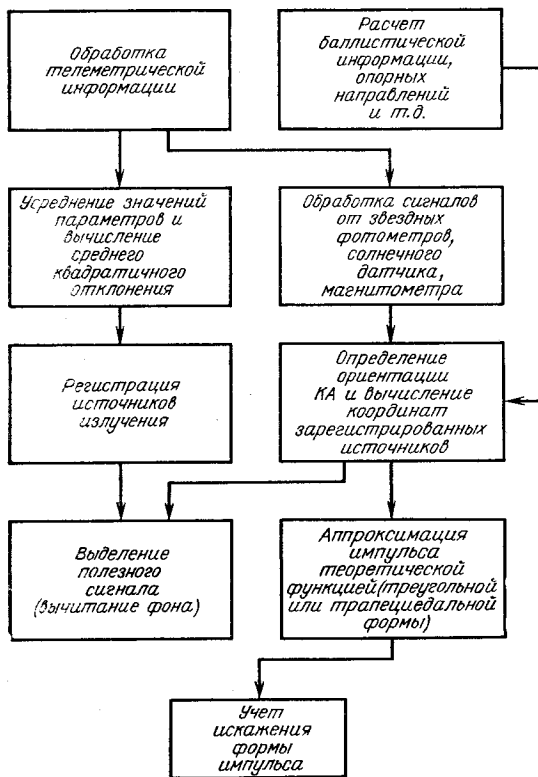


Рис. 6.7. Схема автоматизации оперативного анализа при использовании режима обзора

вании программы экспериментов. При этом найденные после обработки характеристики сопоставляются с полученными ранее. На основе данного сопоставления делается вывод о ценности полученной информации и выдаются рекомендации по дальнейшему выполнению программы экспериментов.

Автоматизация оперативного анализа при использовании режима обзора. При проведении астрономических наблюдений в режиме обзора алгоритм оперативной обработки информации несколько меняется (см. рис. 6.7). После первичной обработки ТМ-информации и вычисления статистических характеристик осуществляется регистрация источников наблюдения, попавших в поле зрения телескопа. Информация о возможной регистрации источника выдается при отклонении скорости счета от соседних точек более чем на заданную величину (например, $3\sigma_{\Delta T}$). Для получения истинной интенсивности сигнала осуществляется вычитание фона (для чего выполняется измерение фона до начала регистрации источника и после).

мулах (6.20) и (6.21) множитель $\exp\{-\sigma_H(E)N_H\}$ учитывает поглощение излучения в межзвездной среде между источником и детектором. При этом $\sigma_H(E)$ — сечение поглощения квантов данной энергии в веществе, нормированное к одному атому водорода; N_H — количество атомов водорода в столбе сечением 1 см^2 на пути от источника к наблюдателю.

При аппроксимации в качестве свободных параметров принимаются в спектре (6.20) — A , N_H и kT , в спектре (6.21) — A , N_H и α .

На втором этапе оперативного анализа ТМ-информации осуществляется также выявление периодичности колебаний излучаемого сигнала. Результаты анализа, выполняемого на втором этапе обработки ТМ-информации, используются при оперативном планиро-

Важной задачей при проведении наблюдений в режиме обзора является задача, связанная с определением координат зарегистрированных источников. Данная задача решается путем определения ориентации осей КА в пространстве (при этом предполагается, что положение оси чувствительности телескопа относительно осей КА известно). Расчет углового положения КА выполняется по ТМ-измерениям от датчиков ориентации (солнечного датчика, магнитометра, звездного фотометра и т. д.). Алгоритмы определения ориентации КА по измерениям, учитывающие специфику оперативной обработки информации в ЦУПе, изложены в гл. 7*.

Зарегистрированный в режиме обзора сигнал от рентгеновского источника аппроксимируется теоретической функцией треугольной или трапециевидальной формы. При нахождении численных значений параметров (основания трапеции, высоты и т. д.) используется метод наименьших квадратов. При обработке сигнала от рентгеновского источника, зарегистрированного в режиме обзора небесной сферы, учитывается также искажение формы импульса.

* Результаты обработки ТМ-информации изложены в статье «Использование пассивных методов управления при проведении экспериментов по исследованию космического рентгеновского излучения с борта орбитальной станции «Салют-7». — Космические исследования, 1983, т. 21, вып. 6, с. 912—920

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ

7.1. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ, МЕТОДЫ И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Научные исследования в настоящее время осуществляются обычно с помощью частично ориентированных КА, например, орбитальных станций типа «Салют», система управления ориентацией которых включает лишь эпизодически. Многие научные измерения, однако, проводятся непрерывно, в том числе и при неуправляемом движении КА, поэтому встает вопрос о привязке получаемых в результате измерений научных данных к пространственной ориентации.

Некоторые научные эксперименты, например астрономические, целесообразно проводить в режиме закрутки КА относительно одной из главных осей, что обеспечивает сканирование телескопом небесной сферы. В данном случае возникает необходимость определения ориентации оси телескопа в пространстве, а также решения задачи выбора наиболее эффективного режима закрутки КА в процессе подготовки программы научных экспериментов. Так как обычно положение оси научного прибора в связанной с КА системе координат известно, задача привязки научных измерений к пространственной ориентации сводится к задаче определения углового положения осей КА.

Кроме того, при использовании режимов наведения для исследования различных объектов требуется контроль ориентации осей КА. Привлечение дополнительных (более точных) измерений оказывается также необходимым при уточнении пространственной ориентации осей научных приборов (при исследовании различных объектов в режиме наведения нередко требуется знание истинной ориентации в пространстве с более высокой точностью, до нескольких угловых секунд в астрономических экспериментах; при этом наведение может быть выполнено с точностью нескольких угловых минут. Например, система управления астрономического спутника «НЕАО-В» обеспечивала точность наведения на исследуемый объект $\pm 10 \dots 20'$, а точность знания истинной ориентации $\pm 1 \dots 2''$).

Таким образом, в процессе выполнения научных экспериментов возникают задачи контроля точности наведения осей научных приборов на объекты исследования, уточнения ориентации при наведении и расчета углового положения при пассивном (неуправля-

емом) движении КА. Данные задачи сводятся к оценке вектора $\vec{x}(x_{i+1}, \dots, j)$, введенного в разд. 3.3 и характеризующего угловое положение КА.

Наиболее эффективный подход к решению сформулированных задач основан на создании двухступенчатой системы контроля ориентации. Первоначально данная система позволяет определять угловое положение КА с точностью до нескольких градусов ($\sim 2 \dots 4^\circ$). Более точный этап определения ориентации основывается на использовании измерений от звездных датчиков и приборов (фотометров, астрогидов, сканирующих систем, звездных фотоаппаратов и т. д.).

Следует отметить, что использование точных методов определения ориентации обычно основывается на предварительном знании углового положения КА хотя бы с невысокой точностью (эти данные получают на первом этапе определения углового положения КА). Кроме того, для анализа результатов многих экспериментов (особенно оперативного, выполняемого при управлении полетом КА) точность расчета углового положения, получаемая на первом этапе обработки ($\sim 2 \dots 4^\circ$), является вполне достаточной. Поэтому рассмотрим более подробно вопросы построения системы предварительного контроля и определения углового положения КА.

Для определения истинной ориентации КА в пространстве в этих случаях применяются солнечные датчики, магнитометры, датчики горизонта, ионные ловушки, звездные фотометры и другие приборы. Наибольшее распространение в системах контроля ориентации получили магнитометры и солнечные датчики, что вызвано их высокой надежностью и экономичностью.

Метод контроля ориентации КА, основанный на измерении параметров геомагнитного поля, применялся еще на третьем советском спутнике. Использованный на данном ИСЗ магнитометр состоял из рамки, нормаль к поверхности которой при помощи вращения вокруг двух взаимно ортогональных осей могла занимать произвольное положение относительно осей спутника. При пропускании по рамке постоянного тока нормаль к ее поверхности ориентируется вдоль силовой линии магнитного поля (т. е. данный магнитометр является магнитометром компасного типа). В процессе полета ИСЗ положение рамки передавалось по телеметрии на Землю и использовалось для определения ориентации спутника. Следует отметить, что вследствие наличия механических элементов точность магнитометров данного типа ограничена. Это связано с тем обстоятельством, что у рамки, как и у любого механического прибора, существует определенная «мертвая зона», в пределах которой изменение направления геомагнитного поля не приводит к изменению ее углового положения. Поскольку величина мертвой зоны зависит от величины вращающего момента (т. е. от величины напряженности геомагнитного поля), с увеличением высоты полета КА точность показаний магнитометров данного типа ухудшается.

Гораздо более точными и широко распространенными в настоящее время являются магнитометры, не содержащие механических элементов (например, феррозондовые магнитометры; подобные магнитометры установлены, в частности, на станциях «Салют»).

Другим из наиболее распространенных в настоящее время датчиков систем контроля является солнечный датчик.

Для регистрации направления на Солнце возможны два типа принципиально различных датчиков: энергетические и оптические [10]. При использовании энергетических датчиков измеряют энергию, поступающую на определенным образом ориентированную площадку, покрытую поглощающим веществом. Понятно, что получаемая площадью энергия пропорциональна квадрату косинуса угла между нормалью к поверхности и направлением на Солнце. Точность датчиков данного типа невысока и составляет обычно $5 \dots 10^\circ$.

Гораздо более точными являются оптические датчики, которые фиксируют положение Солнца в пределах диаграммы направленности и указывают на наличие или отсутствие Солнца в пределах этой диаграммы. Погрешности датчиков данного типа определяются размерами солнечного диска и используемой диаграммы направленности. Точность оптических солнечных датчиков (без привлечения следящих систем) может составлять $\sim 0,5^\circ$.

Рассмотрим общий подход к определению ориентации КА по измерениям.

Обозначим через \vec{l} единичный вектор оси прибора в связанной с КА системе координат. При вычислении компонент данного вектора в базовой (абсолютной) системе координат, будем приписывать ему верхний индекс «а». Векторы \vec{l} и \vec{l}^a связаны соотношением

$$\vec{l}^a = A(t)\vec{l}, \quad (7.1)$$

где $A(t)$ — матрица перехода от одной системы координат к другой.

Задача определения ориентации оси научного прибора в пространстве сводится к определению зависимости матрицы A от времени. Поскольку матрица A ортогональна, то девять ее элементов полностью определяются тремя независимыми величинами, в качестве которых могут быть взяты, например, углы Эйлера $\vec{r} = \{\theta, \varphi, \psi\}$.

При решении задачи определения вектора \vec{r} в зависимости от времени используются следующие два типа математических моделей:

динамические модели, базирующиеся на рассмотрении КА как абсолютно твердого тела, представляющего собой голономную систему с тремя степенями свободы (см. разд. 7.3.1);

кинематические модели, основанные на аппроксимации зависимости $\vec{r}(t)$ приближенными зависимостями (например, степенными

или тригонометрическими функциями, как это делается в разд. 7.3.4, 7.3.5).

В случае использования динамической модели считается, что движение КА описывается шестимерным фазовым вектором \vec{q} , в качестве которого может быть взята совокупность векторов \vec{r} и $\dot{\vec{r}}$, или любой другой шестимерный вектор, находящийся во взаимно однозначном соответствии с этой совокупностью. Система уравнений движения КА относительно центра масс представляется в виде уравнения

$$\ddot{\vec{q}} = F(\vec{q}, \vec{M}), \quad (7.2)$$

где \vec{M} — сумма действующих на КА возмущающих моментов. При $\vec{M} = 0$ интегрирование последнего уравнения представляет собой имеющую решение (в эллиптических функциях) задачу Эйлера — Пуансо (см. разд. 7.3.2). В общем случае (при $\vec{M} \neq 0$) уравнения движения КА относительно центра масс решаются с помощью численного интегрирования на ЭВМ.

Величина суммарного момента \vec{M} определяется: аэродинамическими и гравитационными силами; взаимодействием намагниченного КА с магнитным полем Земли; световым давлением; внутренними (т. е. возникающими на самом КА) возмущениями.

При полете КА вблизи Земли его движение определяется гравитационными, аэродинамическими и магнитными моментами. Указанные возмущающие моменты зависят от высоты полета и конструктивных особенностей КА. Моменты сил светового давления при полете КА вблизи Земли на один—два порядка меньше гравитационных. С увеличением высоты полета аэродинамические, гравитационные и магнитные моменты постепенно уменьшаются, в то время как моменты сил светового давления остаются приблизительно постоянными. Поэтому на высотах более 36 000 ... 40 000 км они становятся преобладающими [13]. Определение гравитационного момента осуществляется с помощью достаточно точных и несложных выражений. В то же время определение остальных моментов наталкивается на значительные трудности [88]. Эти трудности вызваны следующими причинами:

сложностью конфигурации большинства КА (например, станции серии «Салют» имеют три панели солнечных батарей, которые в полете автоматически ориентируются на Солнце);

изменение в полете собственного магнитного поля КА (из-за периодического включения различных приборов, перемещения устройств, содержащих магнитотвердые материалы и т. д.);

плохим знанием параметров, определяющих поглощение и отражение энергии излучения;

трудностью учета возмущающих моментов, возникающих за счет движений внутри КА и т. д.

При расчете углового положения КА на основе использования динамической модели движения в число определяемых величин включаются также некоторые параметры, характеризующие учитываемые возмущающие моменты. В этом случае одновременно с определением истинной ориентации КА осуществляется уточнение действующих моментов сил.

В качестве измеряемых параметров при расчете углового положения КА используются величины, характеризующие в связанной с КА системе координат некоторые направления, известные в базовой (абсолютной) системе координат. Если на КА одновременно определяется несколько направлений, то число измеряемых функций оказывается достаточным для расчета матрицы $A(t)$ в каждый отдельный момент времени получения измерений. Объединение получаемых результатов выполняется затем с помощью математической модели (динамической или кинематической). Данный способ определения ориентации КА по измерениям называется локальным.

В том случае, когда используемая математическая модель позволяет объединить полученные измерения на достаточном для обработки мерном интервале времени, расчет ориентации может быть выполнен и на основе измерений одного направления. При этом, однако, необходимо, чтобы измеряемый вектор \vec{l}^a существенно изменял на мерном интервале свое направление, иначе ориентация КА может быть определена лишь с точностью до произвольного поворота вокруг этого вектора. Данный интегральный способ расчета ориентации, очевидно, базируется на совместной статистической обработке результатов измерений на всем мерном интервале. При этом можно ограничиться не только измерением направления одного вектора, но и даже измерением лишь одной компоненты данного вектора (как это делается, например, при разработке алгоритма, рассматриваемого в разд. 7.3.2).

Выбор конкретного способа определения ориентации зависит от условий, в которых решается задача. При действии на КА значительных, не поддающихся точному учету, возмущающих моментов, предпочтительнее использовать локальный способ определения ориентации. Обычно этот способ не может быть применен на всем этапе полета. На некоторых участках полета показания одного из датчиков (например, солнечного) могут отсутствовать, кроме того, при длительной эксплуатации некоторые измерительные приборы могут выйти из строя и т. д. В этих случаях для расчета ориентации приходится использовать способы, базирующиеся на совместной обработке результатов измерений на некотором мерном интервале.

Рассмотрим теперь общую схему обработки ТМ-информации и расчета ориентации и укажем некоторые особенности, возникаю-

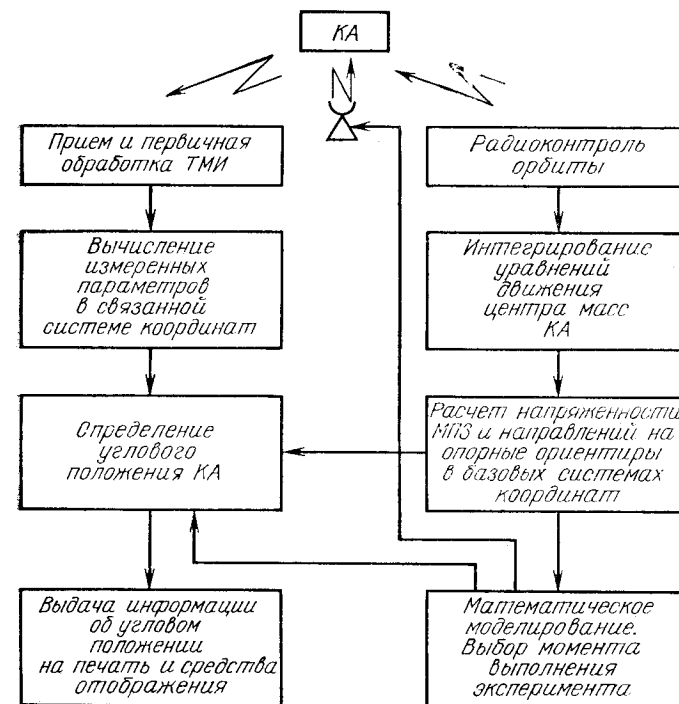


Рис. 7.1. Определение ориентации КА при проведении научных экспериментов

щие при определении углового положения орбитальных станций типа «Салют».

Расчет углового положения КА по измерениям может осуществляться как на борту аппарата, так и в наземном центре управления. В последнем случае информация от датчиков ориентации поступает в ЦУП по телеметрическим каналам. В ЦУПе осуществляется прием и первичная обработка ТМИ от используемых датчиков ориентации (рис. 7.1). Результатом этого этапа обработки являются массивы данных об угловом положении КА (например, векторы напряженности МПЗ и положения Солнца в связанной с КА системе координат). При определении ориентации на времена получаемых измерений рассчитываются опорные направления (вектор напряженности МПЗ, вектор положения Солнца и т. д.) в базовых системах координат, относительно которых ищется угловое положение КА. Для этого по начальным условиям движения КА, получаемым из обработки траекторных измерений, рассчитывается положение аппарата. Полученные данные о движении КА по орбите используются для расчета вектора напряженности МПЗ, направления на Солнце и других опорных ориентиров в пространстве. Составляющие вектора напряженности \vec{H} рассчитываются по

соотношениям (6.15) ... (6.17). Для расчета направления на Солнце используются данные из Астрономического ежегодника.

Полученные по измерениям в связанной системе координат опорные направления (векторы \vec{S} , \vec{H} и т. д.) используются совместно с рассчитанными теоретически для определения углового положения КА.

Отметим, что задача расчета ориентации КА по измерениям рассматривалась в ряде работ [15, 16, 60, 64, 82, 88] и др. Наиболее важные работы этого направления были выполнены в институтах прикладной математики и космических исследований АН СССР, а полученные результаты использовались для определения ориентации беспилотных спутников. Однако решение данной задачи при выполнении научных исследований на орбитальных станциях типа «Салют» потребовало разработки ряда новых методов и положений [21, 25, 30].

Рассмотрим основные особенности построения систем контроля ориентации, используемых при анализе результатов исследований, выполняемых на орбитальных станциях типа «Салют».

Орбитальные станции «Салют» являются частично управляемыми (т. е. часть полета станции совершается в управляемом режиме движения, а часть — в неуправляемом). При этом от выбора режима движения станции относительно центра масс зависит точность последующего восстановления истинной ориентации осей научных приборов в пространстве. Кроме того, точность расчета углового положения КА (используемая часто как основной критерий качества управления научным экспериментом) зависит и от момента выполнения эксперимента. Поэтому перед осуществлением эксперимента, требующих для анализа результатов знание ориентации в пространстве, решаются задачи выбора момента проведения эксперимента и построения рациональной схемы его выполнения (см. рис. 7.1).

Другая особенность определения ориентации долговременных орбитальных станций связана с необходимостью оперативного проведения большого количества вычислений. Алгоритмы обработки измерений, реализуемые на БВМ или используемые при оперативном расчете ориентации на Земле, когда одновременно решаются чрезвычайно большое количество задач анализа и обработки ТМИ, должны учитывать эту особенность.

Наконец, ряд особенностей построения системы контроля углового положения связан со сложным конструктивным исполнением орбитальной станции (большие габаритные размеры, масса, наличие большого количества взаимовлияющих систем и т. д.). При использовании в системе контроля магнитометрических и солнечных датчиков возникают проблемы, связанные с их рациональной установкой на станции. Кроме того, для повышения точности измерений напряженности МПЗ в алгоритмах следует учитывать магнитные помехи, возникающие на самом КА (на орбитальных станциях, в связи с изменением режимов работы бортовой аппаратуры, данные помехи меняются в течение полета).

При проведении научных исследований на специализированных КА и многоцелевых орбитальных станциях используются:

алгоритмы контроля ориентации при программном движении КА (т. е. при движении, задаваемом программой);

локальные алгоритмы расчета углового положения, позволяющие определять ориентацию КА в локальной точке траектории (данный метод предусматривает наличие достаточного количества измерений в каждый момент).

статистические методы определения ориентации КА.

7.2. ЛОКАЛЬНЫЕ АЛГОРИТМЫ КОНТРОЛЯ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

7.2.1. Двухвекторный алгоритм определения ориентации

Для анализа научной информации чаще всего необходимы данные об угловом положении КА в орбитальной и абсолютной системах координат.

Предположим, что для совмещения абсолютной и связанной с КА систем координат мы совершаем сначала поворот вокруг оси OZ на угол ψ ($0 \leq \psi \leq 2\pi$) так, что координатные оси OX и OY примут новые положения OX' и OY' . Затем повернем плоскость $X'OY'$ на угол θ ($0 \leq \theta \leq \pi$) вокруг оси OX' , при этом ось OZ перейдет в ось $O\xi$. Последний поворот совершим вокруг оси $O\xi$ на угол φ ($0 \leq \varphi \leq 2\pi$); при этом оси OX , OY займут окончательные положения $O\xi$ и $O\eta$ (рис. 7.2).

Матрицу перехода от абсолютной к связанной системе представим следующим образом:

$$A_1 = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

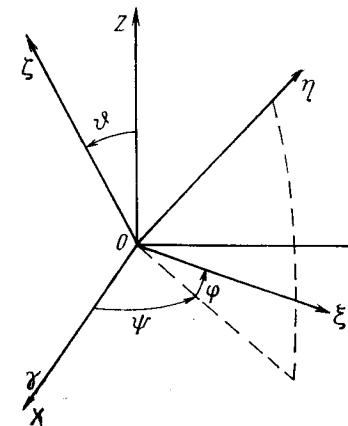


Рис. 7.2. Положение связанной с КА системы координат $O\xi\eta\xi$ относительно абсолютной системы координат $OXYZ$

Перемножая элементарные матрицы вращения, получим:

$$A_1 = \begin{vmatrix} \cos \psi \cos \varphi - \sin \psi \cos \vartheta \sin \varphi & & \\ -\cos \psi \sin \varphi - \sin \psi \cos \vartheta \cos \varphi & & \\ & \sin \vartheta \sin \varphi & \\ \sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \cos \vartheta \sin \varphi & \sin \vartheta \sin \varphi & \\ -\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \cos \vartheta \cos \varphi & \sin \vartheta \cos \varphi & \\ & -\sin \vartheta \cos \psi & \cos \vartheta \end{vmatrix} \quad (7.3)$$

Рассмотрим двухвекторный алгоритм определения углового положения КА. На каждый момент времени расчета ориентации имеем составляющие векторов \vec{S} и \vec{H} в связанной и базовой (абсолютной, орбитальной) системах координат. Составляющие единичных векторов \vec{S} и \vec{H} в связанной и абсолютной системах координат связаны соотношениями

$$\begin{vmatrix} S_\xi \\ S_\eta \\ S_\zeta \end{vmatrix} = A \begin{vmatrix} S_X \\ S_Y \\ S_Z \end{vmatrix}; \quad \begin{vmatrix} H_\xi \\ H_\eta \\ H_\zeta \end{vmatrix} = A \begin{vmatrix} H_X \\ H_Y \\ H_Z \end{vmatrix}. \quad (7.4)$$

Введем в рассмотрение орты

$$\vec{p} = \vec{H}; \quad \vec{q} = \frac{\vec{H} \times \vec{S} \times \vec{H}}{|\vec{H} \times \vec{S}|}; \quad \vec{r} = \frac{\vec{H} \times \vec{S}}{|\vec{H} \times \vec{S}|}. \quad (7.5)$$

Матрицы перехода M_1, M_2 от вспомогательной системы координат O_pqr соответственно к осям связанной и абсолютной систем имеют вид

$$M_1^T = \frac{1}{|\vec{H} \times \vec{S}|} \begin{vmatrix} H_\xi |\vec{H} \times \vec{S}| & H_\eta |\vec{H} \times \vec{S}| & H_\zeta |\vec{H} \times \vec{S}| \\ S_\xi - H_\xi (\vec{H}, \vec{S}) & S_\eta - H_\eta (\vec{H}, \vec{S}) & S_\zeta - H_\zeta (\vec{H}, \vec{S}) \\ H_\eta S_\zeta - H_\zeta S_\eta & H_\zeta S_\xi - H_\xi S_\zeta & H_\xi S_\eta - H_\eta S_\xi \end{vmatrix};$$

$$M_2^T = \frac{1}{|\vec{H} \times \vec{S}|} \begin{vmatrix} H_X |\vec{H} \times \vec{S}| & H_Y |\vec{H} \times \vec{S}| & H_Z |\vec{H} \times \vec{S}| \\ S_X - H_X (\vec{H}, \vec{S}) & S_Y - H_Y (\vec{H}, \vec{S}) & S_Z - H_Z (\vec{H}, \vec{S}) \\ H_Y S_Z - H_Z S_Y & H_Z S_X - H_X S_Z & H_X S_Y - H_Y S_X \end{vmatrix}.$$

Используя матрицы M_1 и M_2 , найдем матрицу перехода от абсолютной системы координат к связанной. Получим

$$A = M_1 M_2^T. \quad (7.6)$$

Матрица перехода между орбитальной и связанной системами координат получается аналогичным образом.

Углы ϑ, φ, ψ находятся с помощью матриц A_1 и A по формулам

$$\vartheta = \arccos(a_{33}); \quad (7.7)$$

$$\psi = \arcsin \frac{a_{31}}{\sqrt{a_{31}^2 + a_{32}^2}}; \quad \text{sign}(\cos \psi) = \text{sign}(-a_{32}),$$

$$\varphi = \arcsin \frac{a_{13}}{\sqrt{a_{13}^2 + a_{23}^2}}; \quad \text{sign}(\cos \varphi) = \text{sign}(a_{23}). \quad (7.7)$$

Здесь a_{ij} — элементы матрицы A .

Ориентация осей КА относительно орбитальной системы координат задается с помощью матрицы перехода A_2 (от системы координат $Ox_0y_0z_0$ к системе $O\xi\eta\zeta$):

$$A_2 = \begin{vmatrix} \cos \Psi \cos \theta & \sin \theta & \\ \sin \Phi \sin \Psi - \cos \Phi \cos \Psi \sin \theta & \cos \theta \cos \Phi & \\ \cos \Phi \sin \Psi + \sin \Phi \cos \Psi \sin \theta & -\cos \theta \sin \Phi & \\ & -\sin \Psi \cos \theta & \\ \sin \Phi \cos \Psi + \cos \Phi \sin \Psi \sin \theta & & \\ \cos \Phi \cos \Psi - \sin \Phi \sin \Psi \sin \theta & & \end{vmatrix}. \quad (7.8)$$

где Ψ, θ, Φ — углы рыскания, тангажа и крена (рис. 7.3), причем $-\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2$; $0 \leq \Psi \leq 2\pi$; $0 \leq \Phi \leq 2\pi$.

Если матрица (7.6) вычислена по компонентам векторов \vec{S} и \vec{H} , рассчитанным в орбитальной системе координат, то углы тангажа, рыскания и крена находятся с учетом (7.8) по формулам:

$$\theta = \arcsin(a_{12});$$

$$\Psi = \arcsin \frac{-a_{13}}{\sqrt{a_{11}^2 + a_{13}^2}}; \quad \text{sign}(\cos \Psi) = \text{sign}(a_{11});$$

$$\Phi = \arcsin \frac{-a_{32}}{\sqrt{a_{22}^2 + a_{32}^2}}; \quad \text{sign}(\cos \Phi) = \text{sign}(a_{22}). \quad (7.9)$$

Отметим, что для использования результатов обработки измерений датчиков ориентации важно соответствующее их представление, иначе ценность данных об угловом положении КА, получаемых путем обработки информации, существенно снижается. Поэтому после обработки ТМ-информации и определения угловых величин по формулам (7.7), (7.9) требуется выполнить дополнительные расчеты, приводящие данные об ориентации в нужный вид (в программах определения углового положения, используемых при обработке ТМИ от станций «Салют» была заложена, например, возможность выдачи окончательной информации об ориентации в различном виде: углы между осями научных приборов и вектором орбитальной скорости КА, направлением на Солнце и т. д.).

При решении задачи определения углового положения КА в темпе приема ТМ-информации возникает проблема, связанная с

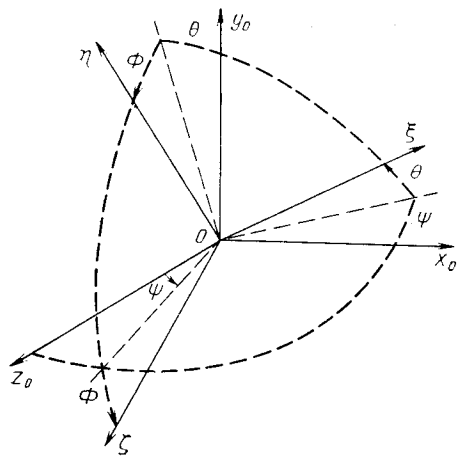


Рис. 7.3. Положение связанной системы координат $O\xi\eta\zeta$ относительно орбитальной системы $Ox_0y_0z_0$

повышением надежности расчетов. Заметим, что используемая измерительная информация (\vec{S} и \vec{H}) является для локального алгоритма избыточной. Имеющаяся избыточность в измерениях используется для контроля надежности расчетов углового положения станции.

В алгоритмах и программах расчета ориентации указанная возможность контроля надежности результатов реализуется: отбраковкой заведомо ложных измерений;

сравнением теоретического и измеренного модулей вектора напряженности МПЗ;

контролем угла между векторами положения Солнца и

напряженности МПЗ, полученными из теоретической модели и по

ТМ-информации.

Разность углов между опорными векторами (измеренными и полученными теоретически) характеризует суммарную ошибку определения ориентации КА, включающую ошибки телеметрии, магнитометра, солнечного датчика и методическую ошибку.

Описываемая система определения углового положения использовалась в период полета орбитальных станций «Салют-4», «Салют-6», «Салют-7» для контроля работы штатных и экспериментальных систем управления, а также для анализа результатов научных исследований и экспериментов. При полете ОС «Салют-4» данные об угловом положении станции впервые в течение всего полета оперативно рассчитывались и выдавались на экраны средств телевизионного отображения в темпе приема ТМ-информации центром управления (данные об угловом положении выдавались также на печать непосредственно после сеанса связи). Это позволяло оперативно использовать информацию об ориентации для анализа работы различных систем.

В заключение данного раздела отметим, что использование измерений от телеметрических датчиков углового положения позволяет также провести оценку точности систем ориентации КА (оценка точности важна для анализа работы штатных систем КА и интерпретации научных данных, получаемых в результате измерений). При этом анализ пассивных режимов движения КА (закрутки, гравитационная стабилизация и т. д.) может быть выполнен по описываемому двухвекторному алгоритму. Для анализа более точных режимов орбитальной или инерциальной ориентации целесообразно использовать измерения одного солнечного датчи-

ка, имеющего меньшую погрешность по сравнению с магнитометром. В некоторых случаях могут быть привлечены также показания звездных датчиков и фотопривязка.

7.2.2. Определение ориентации КА с помощью многовекторного локального алгоритма

Допустим теперь, что на КА в момент времени t осуществляется измерение k векторов. В этом случае для их обработки используется статистический локальный алгоритм [10]. Обозначим эти векторы в проекциях на оси базовой (абсолютной) системы координат через $\vec{N}^{(j)}$ (N_x^j, N_y^j, N_z^j), ($j=1, 2, \dots, k$), а результат их измерения в проекциях на связанные оси через $\vec{n}^{(j)}$ ($n_\xi^j, n_\eta^j, n_\zeta^j$). Считаем, что ошибки измерений представляют собой независимые, нормально распределенные, случайные величины с дисперсиями

$$\sigma_{ji}^2, \quad i=1, 2, 3.$$

Обозначим через \mathbf{M} матрицу перехода от абсолютной системы координат к связанной с КА. Поскольку абсолютная и связанная системы координат прямоугольные, матрица \mathbf{M} должна удовлетворять условиям ортогональности

$$\mathbf{M}\mathbf{M}^T = \mathbf{E}, \quad (7.10)$$

где \mathbf{E} — единичная матрица.

Задача определения локальной ориентации формулируется следующим образом: зная характер распределения ошибок измерений, по заданным системам векторов \vec{N}^k и \vec{n}^k найти матрицу перехода от абсолютной системы координат к связанной, удовлетворяющую (7.10). Используя метод наименьших квадратов, получим, что матрица \mathbf{M} должна доставлять минимум следующему выражению:

$$\Phi = \sum_{j=1}^k \sum_{i=1}^3 \frac{1}{\sigma_{ji}^2} [(\mathbf{M}\vec{N}^j)_i - n_i^j]^2. \quad (7.11)$$

В последнем выражении $(\mathbf{M}\vec{N}^j)_i$ — проекция на i -ю связанную ось вектора $\mathbf{M}\vec{N}^j$

Решение задачи для случая, когда измерения разных компонент одного и того же вектора проводится с одной и той же точностью, приведено в [15].

7.2.3. Расчет углового положения при программном движении КА

Ориентация многих КА в пространстве изменяется в процессе проведения научных экспериментов по определенному зако-

ну. В частном случае выполняется стабилизация КА, которая может быть одноосной (стабилизация вращением вокруг какой-либо оси КА), или трехосной (например, гравитационная стабилизация). Более сложные типы движения связаны со сканированием по заранее намеченной программе какой-либо осью КА.

При движении объекта по известной программе значения углов, определяющих положение осей КА относительно базовой (орбитальной, абсолютной) системы координат или закон их изменения, известны заранее. При этом речь может идти не о всех трех осях КА, а о какой-нибудь одной. Примером реализации такого движения может служить одноосная стабилизация КА с помощью датчика инфракрасной вертикали или ионной ориентации. В первом случае одна из осей КА ориентируется по местной вертикали, во втором — по вектору орбитальной скорости.

Подобные режимы весьма часто использовались, например, на станциях «Салют».

Контроль ориентации в случае программного движения КА осуществляется следующим образом.

Первоначально в алгоритме контролируется правильность проведения динамической операции сравнением соответствующих компонент вектора напряженности МПЗ*, полученных в осях КА по ТМ-информации и по теоретическим расчетам (подобное сравнение оказывается возможным, поскольку изменение ориентации осей КА при динамических операциях задается программой).

Практическое совпадение соответствующих компонент вектора \vec{H} на некотором участке полета указывает на правильность проведения динамической операции. После этого недостающая информация о полной ориентации КА, например, угол рыскания при контроле проведения режима «ИКВ» (инфракрасная вертикаль) или угол крена при контроле режима «ИО» (ионная ориентация) однозначно определяется с помощью локального алгоритма (в режиме «ИКВ» ось $O\eta$ станции направлена по местной вертикали; в режиме «ИО» ось $O\xi$ ориентируется по вектору орбитальной скорости или в противоположном направлении).

Алгоритм определения ориентации реализуется следующим образом. В качестве исходных данных в программу вводится время начала и конца режима, шаг выдачи информации и параметры k_t , k_i , характеризующие программный режим ориентации. В наиболее простых случаях параметры k_t , k_i в зависимости от режима ориентации могут принимать следующие значения:

$$k_t = +1; +2; +3; -1; -2; -3. \quad k_i = +1; +2; +3; -1; -2; -3.$$

Например, при использовании режима «ИКВ» значения коэффициентов равны $k_t = +2$, $k_i = +2$; при использовании режима «ИО-разгон» — $k_t = +1$, $k_i = -1$ и т. д.

* Данный вектор, в отличие от вектора положения Солнца, измеряется непрерывно в течение полного оборота КА вокруг Земли.

При работе алгоритма на каждом шаге осуществляется проверка условия

$$\frac{|\text{sign}(k_t) \times H_0[|k_t|] - \text{sign}(k_i) \times H_i[|k_i|]|}{|H_0[k_t]|} \leq \varepsilon, \quad (7.12)$$

где $H_0[|k_t|]$, $H_i[|k_i|]$ — компоненты вектора напряженности МПЗ в базовой и связанной системах координат.

В случае выполнения условия (7.12) ориентация КА рассчитывается с помощью локального алгоритма (7.6), в котором вектор \vec{S} заменяется соответствующим постоянным (в базовой и связанной системах координат) вектором.

Параметр ε в формуле (7.12) также задается в исходных данных к программе (при его выборе учитывается также точность получаемых измерений).

Основное достоинство изложенного алгоритма — простота реализации делает удобным его использование при оперативных расчетах (данный подход применялся, например, для контроля ориентации практически всех режимов, реализованных на станциях «Салют-4, -6, -7», особенно часто таким образом контролировался режим одноосной гравитационной стабилизации станции).

Достаточно большие значения параметра ε в выражении (7.12) соответствуют невысокой точности ориентации стабилизированной оси КА (и соответственно значительной погрешности расчета по локальному алгоритму). Повышение точности определения ориентации в подобных случаях достигается применением интегрированных методов (при этом для описания истинного движения стабилизированной оси могут использоваться и кинематические модели).

7.3. ИНТЕГРАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

7.3.1. Общий статистический метод определения ориентации

Общий метод определения ориентации описан в работе [15]. Данный метод был разработан в институте прикладной математики АН СССР и использован для расчета углового положения спутников серии «Протон».

Для выполнения статистической обработки предварительно необходимо найти нулевое приближение к значениям определяемых параметров. Кроме того, требуется знать нулевое приближение к параметрам, входящим в выражения моментов учитываемых сил.

При расчете ориентации методом [15] считается известным положение ориентиров и орбита КА. Ориентирами, относительно которых измеряется угловое положение КА, служат Солнце, вектор напряженности магнитного поля Земли, вектор орбитальной скорости и т. д.

Статистический метод обработки информации при расчете углового положения КА во многом аналогичен известной задаче определения орбит по измерениям. Для обработки измерений используется метод максимального правдоподобия (который в случае независимых измерений сводится к методу наименьших квадратов). Считаем, что движение КА относительно центра масс определяется вектором \vec{q} . В частном случае компонентами вектора \vec{q} являются три угла и их производные по времени. В общем случае считается, что искомые параметры $\vec{\theta}(\theta_i)$, $i=1, 2 \dots k$ включают кроме \vec{q} также константы, входящие в выражения для моментов действующих на КА сил.

Пусть имеется N измерений функции Ψ_n ($n=1, 2, \dots, N$), зависящих от параметров $\vec{\theta}$. В предположении, что измерения Ψ_n независимы и имеют дисперсии σ_n^2 , составим квадратичный функционал

$$\Phi = \sum_{n=1}^N \frac{1}{\sigma_n^2} \xi_n^2, \quad (7.13)$$

где $\xi_n = \Psi_n - \Psi_n^{\text{изм}}$ — рассогласования между вычисленной и измеренной функциями Ψ_n .

Требуется определить такие значения параметров θ_i , которые минимизируют квадратичный функционал рассогласований Φ .

Минимизация функционала (7.13) проводится методом итераций. Нулевое приближение $\vec{\theta}^0$ считается известным. Алгоритм последовательных приближений имеет вид

$$\vec{\theta}^s = \vec{\theta}^{s-1} + \delta\vec{\theta}^s. \quad (7.14)$$

Уравнение для определения вектора поправки $\delta\vec{\theta}^s$ составляется таким образом, чтобы изменение функционала (7.13) в итерационном процессе шло в сторону уменьшения Φ в определенном смысле оптимальным образом. Реализуется данный алгоритм следующим образом [15]. Пусть известно $s-1$ приближение ξ_n^{s-1} и пусть следующее приближение ξ_n^s удовлетворяет условиям

$$\xi_n^s = \xi_n^{s-1} + \delta\xi_n^s; \quad \delta\xi_n^s = -\alpha\xi_n^{s-1}; \quad (7.15)$$

где множитель $\alpha > 0$.

Приращение $\delta\Phi^s$ функционала Φ на s -й итерации имеет вид

$$\delta\Phi^s = \sum_{n=1}^N 2P_n \xi_n^{s-1} \delta\xi_n^s = -2\alpha \sum_{n=1}^N P_n (\xi_n^{s-1})^2 < 0,$$

где в обозначении [15] $P_n = \frac{1}{\sigma_n^2}$.

Для того, чтобы фактическое изменение рассогласования ξ_n

$$\overline{\delta\xi_n^s} = \sum_{i=1}^m \left(\frac{\partial \xi_n}{\partial \theta_i} \right)_{s-1} \delta\theta_i^s \quad (7.16)$$

удовлетворяло условиям (7.15), необходимо, чтобы $\overline{\delta\xi_n^s}$ и $\delta\xi_n^s$ были близки в смысле $\min_{\delta\theta_i} \varphi$, где

$$\varphi = \sum_{n=1}^N P_n (\overline{\delta\xi_n^s} - \delta\xi_n^s)^2 = \sum_{n=1}^N P_n \left\{ \sum_{i=1}^m \left(\frac{\partial \xi_n}{\partial \theta_i} \right)_{s-1} \delta\theta_i^s + \alpha\xi_n^{s-1} \right\}^2. \quad (7.17)$$

В последних двух выражениях индекс m — количество параметров $\vec{\theta}$, подлежащих определению.

Нормальные уравнения для вычисления вектора поправки $\delta\vec{\theta}^s$ получаются из необходимых условий минимума функционала (7.17) по $\delta\theta_i$:

$$\vec{A}\delta\vec{\theta}^s = -\vec{\alpha}\vec{B}; \quad (7.18)$$

$$\vec{A} = \|A_{ij}\|, \quad \vec{B} = \|B_j\|;$$

$$A_{ij} = \left(\sum_{n=1}^N P_n \frac{\partial \xi_n}{\partial \theta_i} \frac{\partial \xi_n}{\partial \theta_j} \right)_{s-1}; \quad B_j = \left(\sum_{n=1}^N P_n \xi_n \frac{\partial \xi_n}{\partial \theta_j} \right)_{s-1}. \quad (7.19)$$

Рассмотренный метод определения ориентации космических аппаратов является относительно сложным — это видно уже из приведенных соотношений, хотя в них и не были выписаны в явном виде выражения для возмущающих моментов. Данное обстоятельство затрудняет применение подобных методик при оперативном расчете углового положения КА.

Трудности использования сложных статистических алгоритмов определения ориентации при управлении экспериментами обусловлены следующими причинами.

В некоторых случаях, например, при работе малых управляющих двигателей КА или когда на движение объекта оказывает влияние сильный возмущающий момент, выбор математической модели может оказаться затруднительным. Следует отметить, что ошибки математической модели (а также ошибки измерений) при обработке измерений по сложным одновекторным алгоритмам нередко приводят к такой ситуации, когда определение ориентации КА из-за сложности алгоритмов становится вообще невозможным, т. е. итерационный процесс не сходится к искомому решению. Кроме того, следует отметить, что алгоритмы обработки измерений, реализуемые на БВМ либо применяемые при оперативном расчете ориентации в ЦУПе, когда одновременно решается большое количество задач анализа и обработки ТМИ, должны обеспечивать возможность одновременного использования большого числа изме-

рений при минимальном объеме хранимой в памяти вычислительной машины информации и быть достаточно простыми.

Поэтому для оперативных расчетов весьма важной задачей является разработка простых и надежных методов определения ориентации КА. Ниже приводятся алгоритмы определения углового положения, учитывающие указанные особенности. При этом рассматривается два случая движения: квазирегулярная прецессия и сильно возмущенное движение КА. Характерная черта рассматриваемых далее методов — их простота и вместе с тем достаточная для большинства задач оперативного управления точность.

7.3.2. Режим движения — квазирегулярная прецессия

Постановка задачи. Считаем, что на части орбиты КА определение ориентации осуществляется по измерениям двух векторов \vec{S} и \vec{H} по локальному алгоритму, а на другой части измерения одного из векторов (для определенности \vec{S}) отсутствуют. Задача решается при следующих предположениях: КА является динамически симметричным и на обрабатываемом интервале полета (10 ... 20 мин) на него не действуют моменты внешних сил. Однако при переходе к следующему обрабатываемому интервалу параметры движения КА определяются заново, т. е. считается, что движение спутника имеет характер квазирегулярной прецессии. Использование данной модели движения оказывается удобным при описании вращения некоторых ИСЗ.

Для описания движения КА относительно центра масс используются следующие системы координат с началом в центре масс КА: $OXYZ$ — система координат, оси которой параллельны соответствующим осям системы координат, введенной в разд. 4.3; OL_1L_2L — система координат, связанная с вектором кинетического момента \vec{L} спутника, ось OL направлена по \vec{L} , ось OL_1 расположена в плоскости OLZ перпендикулярно оси OL и образует тупой угол с осью OZ , ось OL_2 — дополняет систему по правой; $O\xi\eta\zeta$ — система координат, связанная с главными центральными осями инерции спутника, относительно которой измеряются векторы \vec{S} и \vec{H} , причем в данном разделе будем полагать, что ось $O\xi$ — ось динамической симметрии.

Положение системы координат OL_1L_2L относительно системы $OXYZ$ задается углами ρ , σ , а положение системы координат $O\xi\eta\zeta$ относительно OL_1L_2L — углами Эйлера ϑ , φ , ψ (матрица перехода от системы координат OL_1L_2L к связанной системе приведена в [13]).

В случае регулярной прецессии выполняются соотношения

$$\vartheta = \vartheta_0, \quad \varphi = \dot{\varphi}_0(t - t_0), \quad \psi = \dot{\psi}_0(t - t_0), \quad \rho = \rho_0, \quad \sigma = \sigma_0. \quad (7.20)$$

Параметры ϑ_0 , φ_0 , ψ_0 , ρ_0 , σ_0 — постоянны. Требуется определить ориентацию осей $O\xi\eta\zeta$ относительно системы координат $OXYZ$.

Для разработки статистического алгоритма, очевидно, удобно использовать модель регулярной прецессии. Однако предварительно надо определить нулевое приближение, т. е. найти начальные параметры ϑ_0 , φ_0 , ψ_0 , ρ_0 , σ_0 .

Нахождение нулевого приближения. Определение нулевого приближения удобно проводить, используя измерения векторов \vec{S} и \vec{H} . При невозмущенном движении ось динамической симметрии КА находится на постоянном от вектора кинетического момента \vec{L} угловом расстоянии $\bar{\vartheta}_0$. Поэтому можно записать очевидное соотношение

$$\cos \bar{\vartheta}_0 = ax + by + cz, \quad (7.21)$$

где x , y , z — направляющие косинусы единичного вектора, направленного по \vec{L} ; a , b , c — направляющие косинусы оси $O\xi$ объекта, определяемые по измерениям \vec{S} , \vec{H} с помощью локального алгоритма.

Считая, что проведено n измерений, получим

$$a_i x + b_i y + c_i z = d, \quad (7.22)$$

где $d = \cos \bar{\vartheta}_0$.

Применяя метод наименьших квадратов, найдем

$$(G^T G) \vec{x} = \vec{G}^T d. \quad (7.23)$$

$$\text{Откуда получим } \vec{x} = (G^T G)^{-1} \vec{d}_1, \quad (7.24)$$

где

$$G^T G = \begin{pmatrix} \sum a_i^2 & \sum a_i b_i & \sum a_i c_i \\ \sum a_i b_i & \sum b_i^2 & \sum b_i c_i \\ \sum a_i c_i & \sum b_i c_i & \sum c_i^2 \end{pmatrix}; \quad \vec{d}_1 = \begin{vmatrix} \sum d a_i \\ \sum d b_i \\ \sum d c_i \end{vmatrix}; \quad \vec{x} = \begin{vmatrix} x \\ y \\ z \end{vmatrix}. \quad (7.25)$$

В полученных выражениях (7.25) и далее суммирование ведется по i , от $i=1$ до $i=n$.

Элементы матрицы $G^T G$ и компоненты вектора \vec{d}_1 являются суммами значений некоторых функций от вычисляемых по измерениям в процессе обработки величин. Это обстоятельство позволяет последовательно упаковывать и хранить всю используемую при статистической обработке информацию в шести элементах симметричной матрицы $G^T G$ и в трех компонентах вектора \vec{d}_1 .

Значение константы d в формуле (7.25) может быть выбрано произвольно. По найденным после нормировки вектора \vec{x} компо-

нентам x, y, z определяются углы ρ_0 и σ_0 с помощью соотношений:

$$\begin{aligned} \rho_0 &= \arccos z; \quad 0 \leq \rho_0 \leq \pi; \\ \sin \sigma_0 &= y / \sin \rho_0; \quad \cos \sigma_0 = x / \sin \rho_0; \\ 0 &\leq \sigma_0 \leq 2\pi \end{aligned} \quad (7.26)$$

и находится матрица перехода от системы координат $OXYZ$ к системе OL_1L_2L

$$M_{AL} = \begin{vmatrix} \cos \rho \cos \sigma & \cos \rho \sin \sigma & -\sin \rho \\ -\sin \sigma & \cos \sigma & 0 \\ \sin \rho \cos \sigma & \sin \rho \sin \sigma & \cos \rho \end{vmatrix}. \quad (7.27)$$

Работоспособность и точность алгоритма нахождения нулевого приближения проверялась на ряде модельных задач.

Пример 1. Параметры регулярной прецессии принимались равными: $\vartheta_0 = 30^\circ$, $\varphi_0 = 0$, $\psi_0 = 0,5$ градус/с, $\dot{\varphi}_0 = 0$, $\dot{\psi}_0 = 0,4$ градус/с, $\rho_0 = 50^\circ$, $\sigma_0 = 140^\circ$. Интервал обработки составлял 30 мин. С шагом 20 с определялась ориентация объекта в абсолютной системе координат $OXYZ$. С помощью датчика случайных чисел моделировались ошибки определения ориентации по локальному алгоритму. Среднее квадратичное отклонение (СКО) в определении каждого из углов принималось равным 5° . При использовании алгоритма нахождения нулевого приближения оказалось, что погрешность в определении положения вектора кинетического момента составляет: $\Delta\rho = 0,1^\circ$, $\Delta\sigma = 1^\circ$. При СКО = 10° эти ошибки составили следующие величины: $\Delta\rho = 0,3^\circ$, $\Delta\sigma = 2,1^\circ$.

Параметры регулярной прецессии после определения углов ρ_0, σ_0 рассчитываются следующим образом. С помощью двухвекторного алгоритма находятся элементы матрицы M_{CA} перехода от связанной с объектом системы координат к системе $OXYZ$. Далее вычисляется матрица $M_{CL} = M_{AL}M_{CA}$ перехода от связанной системы координат $O\xi\eta\zeta$ к системе OL_1L_2L и определяются углы Эйлера ϑ, φ, ψ . Скорости прецессии и собственного вращения рассчитываются затем по формулам

$$\dot{\vartheta}_0 = (\varphi_2 - \varphi_1) / (t_2 - t_1), \quad \dot{\varphi}_0 = (\psi_2 - \psi_1) / (t_2 - t_1), \quad (7.28)$$

где $\varphi_1, \varphi_2, \psi_1, \psi_2$ — значения углов φ и ψ для моментов времени t_1 и t_2 .

Найденные на освещенном участке орбиты параметры регулярной прецессии используются в качестве нулевого приближения для одновекторного статистического алгоритма определения ориентации на неосвещенной части орбиты.

Одновекторный алгоритм определения ориентации. Представим параметры, определяющие вращение и ориентацию КА, в виде

$$\vartheta_0 = \vartheta'_0 + \Delta\vartheta; \quad \varphi_0 = \varphi'_0 + \Delta\varphi; \quad \psi_0 = \psi'_0 + \Delta\psi;$$

$$\dot{\vartheta} = \dot{\vartheta}'_0 + \Delta\dot{\vartheta}; \quad \dot{\varphi} = \dot{\varphi}'_0 + \Delta\dot{\varphi}; \quad \rho = \rho_0 + \Delta\rho; \quad \sigma = \sigma_0 + \Delta\sigma, \quad (7.29)$$

где $\vartheta'_0, \varphi'_0, \psi'_0, \rho_0, \sigma_0$ определяются по алгоритму нахождения нулевого приближения. Считаем, что значения величин $\Delta\vartheta,$

$\Delta\varphi, \Delta\psi, \Delta\dot{\vartheta}, \Delta\dot{\varphi}, \Delta\rho, \Delta\sigma$, которые и подлежат определению, таковы, что уравнения, определяющие движение КА, допускают линеаризацию относительно начальных значений параметров. Данное предположение вполне обоснованно для принятой в качестве модели движения квазирегулярной прецессии.

Это обстоятельство позволяет построить компактный алгоритм определения ориентации КА.

Выразим проекцию вектора напряженности МПЗ на ось OL_1 системы координат OL_1L_2L через компоненты вектора \vec{H} и углы Эйлера ϑ, φ, ψ и через компоненты вектора \vec{H}^a , вычисленного в системе $OXYZ$ и углы ρ, σ . Считая, что проведено n измерений, получим

$$H_{1i} = b_{11} H_{\xi i} + b_{12} H_{\eta i} + b_{13} H_{\zeta i} \quad (7.30)$$

или после преобразований в развернутом виде

$$A_{1i} \Delta\vartheta + A_{2i} \Delta\varphi + A_{3i} \Delta\psi + A_{4i} \Delta\sigma + A_{5i} \Delta\rho + A_{6i} \Delta\dot{\vartheta} + A_{7i} \Delta\dot{\varphi} = C_i, \quad (7.31)$$

где $A_{1i} = H_{\xi} \sin \vartheta_0 \sin \varphi_0 \sin \psi_0 + H_{\eta} \sin \vartheta_0 \cos \varphi_0 \sin \psi_0 + H_{\zeta} \cos \vartheta_0 \sin \psi_0$;

$$A_{2i} = -H_{\xi} [\sin \varphi_0 \cos \psi_0 + \cos \vartheta_0 \cos \varphi_0 \sin \psi_0] -$$

$$-H_{\eta} [\cos \varphi_0 \cos \psi_0 - \cos \vartheta_0 \sin \varphi_0 \sin \psi_0];$$

$$A_{3i} = -H_{\xi} [\cos \varphi_0 \sin \psi_0 + \cos \vartheta_0 \sin \varphi_0 \cos \psi_0] +$$

$$+H_{\eta} [\sin \varphi_0 \sin \psi_0 - \cos \vartheta_0 \cos \varphi_0 \cos \psi_0] + H_{\zeta} \sin \vartheta_0 \cos \psi_0; \quad (7.32)$$

$$A_{4i} = H_X^a \cos \rho_0 \sin \sigma_0 - H_Y^a \cos \rho_0 \cos \sigma_0; \quad A_{5i} = H_X^a \sin \rho_0 \cos \sigma_0 +$$

$$+H_Y^a \sin \rho_0 \sin \sigma_0 + H_Z^a \cos \rho_0; \quad A_{6i} = t A_{2i}; \quad A_{7i} = t A_{3i};$$

$$C = H_X^a \cos \rho_0 \cos \sigma_0 + H_Y^a \cos \rho_0 \sin \sigma_0 - H_Z^a \sin \rho_0 -$$

$$-H_{\xi} [\cos \varphi_0 \cos \psi_0 - \cos \vartheta_0 \sin \varphi_0 \sin \psi_0] + H_{\eta} [\sin \varphi_0 \cos \psi_0 +$$

$$+ \cos \vartheta_0 \cos \varphi_0 \sin \psi_0] - H_{\zeta} \sin \vartheta_0 \sin \psi_0;$$

b_{ij} — элементы матрицы M_{CL} ; H_X^a, H_Y^a, H_Z^a — компоненты вектора напряженности МПЗ в системе координат $OXYZ$.

Значения параметров φ_0, ψ_0 в соотношениях (7.32) перевычисляются для каждого момента измерений по формулам регулярной прецессии. Отметим, что количество определяемых параметров в уравнениях (7.31) может быть уменьшено, например, при замене компоненты H_1 в соотношении (7.30) на H_3^* .

* Такая модификация позволяет при необходимости расширить область применимости данного алгоритма, сделав его еще менее чувствительным к погрешностям измерений и определения нулевого приближения; именно в такой модификации алгоритм использовался при расчете углового положения станций «Салют».

Использование метода наименьших квадратов дает следующее решение для нахождения искомых параметров

$$\vec{X}_1 = (\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} \vec{d}_2, \quad (7.33)$$

где

$$\mathbf{M}^T \mathbf{M} = \begin{pmatrix} \sum A_{1i} A_{1i} & \dots & \sum A_{1i} A_{7i} \\ \vdots & & \vdots \\ \sum A_{7i} A_{1i} & \dots & \sum A_{7i} A_{7i} \end{pmatrix};$$

$$\vec{X}_1 = \begin{pmatrix} \Delta \vartheta \\ \Delta \varphi \\ \Delta \psi \\ \Delta \sigma \\ \Delta \rho \\ \Delta \dot{\varphi} \\ \Delta \dot{\psi} \end{pmatrix}; \quad \vec{d}_2 = \begin{pmatrix} \sum A_{1i} C_i \\ \sum A_{2i} C_i \\ \vdots \\ \sum A_{7i} C_i \end{pmatrix}. \quad (7.34)$$

Область применимости разработанного одновекторного алгоритма исследовалась на модельных задачах. При обработке информации для спутника, движущегося относительно центра масс, было установлено, что при решении уравнения (7.33) методом итераций процесс сходится при достаточно больших отклонениях нулевого приближения от истинных значений параметров: до 15° по всем углам при совместном их изменении.

Пример 2. Для спутника, движущегося с начальными параметрами вращения $\varphi_0 = 14^\circ$, $\psi_0 = 192^\circ$, $\dot{\varphi}_0 = 0,05$ градус/с, $\dot{\psi}_0 = 182^\circ$, $\dot{\psi}_0 = 0,36$ градус/с, $\sigma_0 = 130^\circ$, $\rho_0 = 48^\circ$ по орбите, задаваемой начальными условиями $X = 5281,8$ км, $Y = -4147,5$ км, $Z = 0$, $V_x = 2,64$ км/с, $V_y = 3,39$ км/с, $V_z = 6,04$ км/с определялось движение по моделируемым измерениям вектора напряженности МПЗ. Ошибки в начальных параметрах, задающих ориентацию КА, последовательно увеличивались на 2° . При работе алгоритма процесс сходил к искомому решению до появления ошибки, во всех начальных параметрах одновременно равной 16° . При этом требовалось 3...7 итераций. В случае совместного изменения всех начальных параметров на 16° и более итерационный процесс начинал расходиться.

Движение реальных КА отличается от регулярной прецессии вследствие воздействия различных возмущающих факторов, отличия спутника от динамически симметричного и т. д. Для оценки влияния на движение КА относительно центра масс отличия истинного эллипсоида инерции от принятого в алгоритме определения ориентации эллипсоида вращения, проводилось моделирование на ЭВМ. Отношение моментов инерции КА последовательно изменялось от начального значения, равного единице с шагом $0,05\%$ до 3% . Угловые скорости движения КА последовательно изменялись в пределах $0,8 \dots 6$ градус/с. Оказалось, что отличия движения КА от регулярной прецессии при этом сводится практически к изменению параметров φ и ψ . Причем это изменение незначительно,

происходит линейно по времени и составляет доли градуса или единицы градусов (для быстрых вращений) на принятом интервале обработки. Как показано в работе [14], эффекты в движении КА, вызываемые действием гравитационного момента, в некоторых случаях также незначительны и не противоречат принятым при разработке одновекторного алгоритма допущениям. Движение КА будет происходить при этом по формулам регулярной прецессии (но с измененной скоростью прецессии) относительно вектора кинетического момента, медленно изменяющего свое направление в пространстве. Поэтому возможные ошибки в определении начальных параметров вращения КА лежат в пределах ограниченных вышле. На работу одновекторного алгоритма определения ориентации и точность конечных результатов влияет также погрешность измерений вектора напряженности МПЗ \vec{H} . Основными факторами, влияющими на точность измерения вектора \vec{H} и, следовательно, на точность определения ориентации, являются магнитные помехи, возникающие на КА и погрешность телеметрии. При использовании бортовой вычислительной машины на КА второй вид погрешности устраняется. Для КА, имеющих сравнительно большие размеры, измерение магнитной помехи на Земле часто встречает технические трудности, и наиболее целесообразно ее определение во время полета КА.

7.3.3. Определение магнитных возмущений, возникающих на КА в полете

Магнитные помехи на КА обусловлены наличием магнитно-твердых материалов, элементов из магнитно-мягких материалов и токовых контуров и могут достигать значительной величины. Обычно считают, что вектор помехи, вызванный магнитно-твердыми материалами и постоянными электрическими цепями КА, сохраняет неизменное направление относительно осей объекта. Вместе с тем следует отметить, что из-за включения дополнительных электроприборов или перемещения экипажем КА аппаратуры, содержащей твердые магнитные материалы, указанные возмущения в течение полета могут изменяться, оставаясь, однако, приблизительно постоянными в пределах некоторого обрабатываемого интервала. Поэтому при определении ориентации объекта величина магнитной помехи должна быть вычислена по данным измерений и затем учтена в дальнейших расчетах. Алгоритмы обработки измерений, реализуемые на БВМ, должны обеспечивать возможность одновременного использования большого числа измерений при минимальном объеме хранимой в памяти БВМ информации и вместе с тем быть достаточно простыми. Ниже рассматриваются алгоритмы определения вектора магнитной помехи, учитывающие эти особенности. Подобные алгоритмы можно использовать также при оперативном расчете ориентации на Земле, когда ошибка, связанная с погрешностью телеметрии, существенно меньше ошибки,

вызванной магнитной помехой КА (поскольку в этом случае также предъявляются высокие требования к быстродействию расчетов и объему используемой оперативной памяти ЭВМ).

Допустим сначала, что система определения ориентации КА помимо магнитометра включает датчик, показания которого дают дополнительные сведения об угловом положении объекта. Источником информации об ориентации КА могут являться показания датчиков солнечной ориентации, местной вертикали, звезд и т. д.

Пусть вектор напряженности МПЗ \vec{H} и вектор на Солнце (звезду) рассчитываются в базовой (абсолютной или орбитальной) системе координат с пренебрежимо малой ошибкой. Считаем также, что измерение вектора \vec{S} в связанной с объектом системе координат проводится достаточно точно. При наличии помехи $\Delta\vec{H}$ с магнитометра снимается сигнал

$$\vec{H}^c = \vec{H} + \Delta\vec{H},$$

где \vec{H} — вектор напряженности МПЗ, заданный в осях объекта.

Преобразуем очевидное соотношение

$$(\vec{S}^a, \vec{H}^a) = (\vec{S}, \vec{H}). \quad (7.35)$$

Получим

$$\Delta H_\xi S_\xi + \Delta H_\eta S_\eta + \Delta H_\zeta S_\zeta = \alpha - \beta, \quad (7.36)$$

где $\Delta H_\xi, \Delta H_\eta, \Delta H_\zeta$ — компоненты искомого вектора $\Delta\vec{H}$ в связанной с объектом системе координат;

$$\alpha = (\vec{S}, \vec{H}^c); \quad \beta = (\vec{S}^a, \vec{H}^a);$$

S_ξ, S_η, S_ζ — компоненты вектора \vec{S} в связанной с объектом системе координат.

Считаем, что проводимые измерения независимые, равноточные, и ошибка измерений распределена по нормальному закону с известной дисперсией и нулевым математическим ожиданием. Учитывая (7.36), запишем систему условных уравнений. В предположении, что проведено n измерений, получаем

$$\Delta H_\xi S_{\xi i} + \Delta H_\eta S_{\eta i} + \Delta H_\zeta S_{\zeta i} = \alpha_i - \beta_i, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (7.37)$$

Применяя метод наименьших квадратов, получаем сумму квадратов невязок, которая в данном случае имеет вид

$$S_1 = \sum (\Delta H_\xi S_{\xi i} + \Delta H_\eta S_{\eta i} + \Delta H_\zeta S_{\zeta i} + \beta_i - \alpha_i)^2. \quad (7.38)$$

Исследование минимума S_1 приводит к следующей оценке искомого вектора

$$\vec{\Delta H} = (\mathbf{M}_1^T \mathbf{M}_1)^{-1} \vec{d}_3, \quad (7.39)$$

где матрица $\mathbf{M}_1^T \mathbf{M}_1$ и вектор \vec{d}_3 равны

$$\mathbf{M}_1^T \mathbf{M}_1 = \begin{pmatrix} \sum S_{\xi i}^2 & \sum S_{\xi i} S_{\eta i} & \sum S_{\xi i} S_{\zeta i} \\ \sum S_{\xi i} S_{\eta i} & \sum S_{\eta i}^2 & \sum S_{\eta i} S_{\zeta i} \\ \sum S_{\xi i} S_{\zeta i} & \sum S_{\eta i} S_{\zeta i} & \sum S_{\zeta i}^2 \end{pmatrix}; \quad (7.40)$$

$$\vec{d}_3 = \begin{pmatrix} \sum S_{\xi i} (\alpha_i - \beta_i) \\ \sum S_{\eta i} (\alpha_i - \beta_i) \\ \sum S_{\zeta i} (\alpha_i - \beta_i) \end{pmatrix}.$$

Отметим, что в силу принятых ранее допущений найденная оценка (7.39) является несмещенной и эффективной.

Элементы матрицы $\mathbf{M}_1^T \mathbf{M}_1$ и компоненты вектора \vec{d}_3 также являются суммами значений некоторых функций от измеряемых и вычисляемых в процессе обработки величин. Это обстоятельство позволяет последовательно суммировать и хранить всю используемую при обработке информацию в шести элементах матрицы $\mathbf{M}_1^T \mathbf{M}_1$ и в трех компонентах вектора \vec{d}_3 .

Пример 3. На ЭВМ моделировалось, что на объекте проводится измерение напряженности МПЗ. В измерениях присутствует нормально распределенная ошибка с СКО по каждому каналу, равным 100γ. Истинные компоненты вектора помехи составляли:

$$\Delta H_\xi = 800\gamma, \quad \Delta H_\eta = 2300\gamma, \quad \Delta H_\zeta = 1450\gamma,$$

а полученные из результатов обработки по предложенному алгоритму составили: 774γ, 2312γ, 1442γ соответственно.

Следует иметь в виду, что полученное выражение (7.39) позволяет определять оценки компонент вектора магнитной помехи в том случае, если вектор $\vec{S} \neq \text{const}$. Иначе, как следует из полученного выражения для $\mathbf{M}_1^T \mathbf{M}_1$ (7.40), возникают трудности при ее обращении. Условию $\vec{S} = \text{const}$ при использовании солнечных (или звездных) датчиков соответствует случай движения КА в режиме орбитальной ориентации, при котором плоскость орбиты перпендикулярна направлению на Солнце (звезду) или постоянная инерциальная ориентация объекта на всем обрабатываемом интервале полета.

Предположим теперь, что измерения вектора \vec{S} отсутствуют или их точность является недостаточной для практического использования приведенного алгоритма, или имеются указанные выше ограничения. Используя очевидное соотношение $|\vec{H}^a| = |\vec{H}|$, запишем систему условных уравнений, которая в этом случае имеет вид

$$(H_i^c)^2 + \Delta H^2 - 2H_{\xi i}^c \Delta H_\xi - 2H_{\eta i}^c \Delta H_\eta - 2H_{\zeta i}^c \Delta H_\zeta - (H_i^a)^2 = 0. \quad (7.41)$$

Здесь $H_\xi^c, H_\eta^c, H_\zeta^c$ — составляющие измеренного вектора \vec{H}^c .

Полученные условные уравнения (7.41) нелинейны. Поскольку

решение нормальных уравнений в случае нелинейных условных уравнений представляет большие трудности, система (7.41) предпочтительно приводится к линейному виду с помощью разложения в ряд Тейлора в окрестности искомого решения. Причем в разложении учитываются только линейные члены.

Исследование минимума суммы квадратов невязок, получаемой после линеаризации уравнений (7.41), аналогично (7.38) и приводит к следующей оценке

$$\vec{\Delta H} = \mathbf{Ж}^{-1} \vec{B}, \quad (7.42)$$

где элементы матрицы $\mathbf{Ж}$ равны

$$\begin{aligned} a_{11} &= 2\mathbf{Ж}_1 - 4\mathbf{Ж}_7 \Delta H_{\xi 0} + 2n \Delta H_{\xi 0}^2; \\ a_{12} &= a_{21} = 2\mathbf{Ж}_2 - 2\mathbf{Ж}_7 \Delta H_{\eta 0} - 2\mathbf{Ж}_8 \Delta H_{\xi 0} + 2n \Delta H_{\xi 0} \Delta H_{\eta 0}; \\ a_{13} &= a_{31} = 2\mathbf{Ж}_3 - 2\mathbf{Ж}_7 \Delta H_{\zeta 0} - 2\mathbf{Ж}_9 \Delta H_{\xi 0} - 2n \Delta H_{\xi 0} \Delta H_{\zeta 0}; \\ a_{22} &= 2\mathbf{Ж}_4 - 4\mathbf{Ж}_8 \Delta H_{\eta 0} + 2n \Delta H_{\eta 0}^2; \\ a_{23} &= a_{32} = 2\mathbf{Ж}_5 - 2\mathbf{Ж}_8 \Delta H_{\zeta 0} - 2\mathbf{Ж}_9 \Delta H_{\eta 0} + 2n \Delta H_{\eta 0} \Delta H_{\zeta 0}; \\ a_{33} &= 2\mathbf{Ж}_6 - 4\mathbf{Ж}_9 \Delta H_{\zeta 0} + 2n \Delta H_{\zeta 0}^2, \end{aligned}$$

а вектор \vec{B} имеет составляющие:

$$\begin{aligned} B_1 &= D_1 - \mathbf{Ж}_7 \Delta H_0^2 - D_4 \Delta H_{\xi 0} + n \Delta H_{\xi 0} \Delta H_0^2; \\ B_2 &= D_2 - D_4 \Delta H_{\eta 0} - \mathbf{Ж}_8 \Delta H_0^2 + n \Delta H_{\eta 0} \Delta H_0^2; \\ B_3 &= D_3 - D_4 \Delta H_{\zeta 0} - \mathbf{Ж}_9 \Delta H_0^2 + n \Delta H_{\zeta 0} \Delta H_0^2. \end{aligned}$$

Полученную в результате измерений информацию можно хранить в виде коэффициентов $\mathbf{Ж}_1, \mathbf{Ж}_2, \dots, \mathbf{Ж}_9, D_1, \dots, D_4$, поскольку они являются суммами значений некоторых функций от измеряемых параметров

$$\begin{aligned} \mathbf{Ж}_1 &= \sum H_{\xi i}^c H_{\xi i}^c; \quad \mathbf{Ж}_2 = \sum H_{\eta i}^c H_{\xi i}^c; \quad \mathbf{Ж}_3 = \sum H_{\zeta i}^c H_{\xi i}^c; \\ \mathbf{Ж}_4 &= \sum H_{\eta i}^c H_{\eta i}^c; \quad \mathbf{Ж}_5 = \sum H_{\zeta i}^c H_{\eta i}^c; \quad \mathbf{Ж}_6 = \sum H_{\zeta i}^c H_{\zeta i}^c; \\ \mathbf{Ж}_7 &= \sum H_{\xi i}^c; \quad \mathbf{Ж}_8 = \sum H_{\eta i}^c; \quad \mathbf{Ж}_9 = \sum H_{\zeta i}^c; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} D_1 &= \sum [(H_i^c)^2 - (H_i^a)^2] H_{\xi i}^c; \quad D_2 = \sum [(H_i^c)^2 - (H_i^a)^2] H_{\eta i}^c; \\ D_3 &= \sum [(H_i^c)^2 - (H_i^a)^2] H_{\zeta i}^c; \quad D_4 = \sum [(H_i^c)^2 - (H_i^a)^2]. \end{aligned}$$

Это обстоятельство позволяет снять все ограничения, налагаемые на число измерений объемом оперативной памяти.

Полученное уравнение (7.42) решается методом итераций. Начальные значения величин $\Delta H_{\xi 0}, \Delta H_{\eta 0}, \Delta H_{\zeta 0}$ берутся, например, из выражения (7.39) или полагаются равными нулю. После вычисления оценок $\Delta H_{\xi}, \Delta H_{\eta}, \Delta H_{\zeta}$ их значения присваиваются величинам $\Delta H_{\xi 0}, \Delta H_{\eta 0}, \Delta H_{\zeta 0}$ и уравнение (7.42) решается

новь и т. д. Как следует из результатов моделирования на ЭВМ, процесс вычислений достаточно быстро сходится к искомому решению и требует ограниченного числа итераций. Найденные из соотношения (7.42) оценки также учитываются затем в алгоритмах определения ориентации КА.

Пример 4. С помощью датчика случайных чисел в измерениях моделировалась случайно распределенная ошибка с СКО, равным 100γ по каждому каналу. Интервал обработки составлял 100 мин, а шаг был выбран равным 30 с. Значения истинных компонент вектора помехи были взяты как и в примере 3, а полученные из результатов обработки оказались равными $772\gamma, 2278\gamma, 1448\gamma$ соответственно. Начальные значения $\Delta H_{\xi 0}, \Delta H_{\eta 0}, \Delta H_{\zeta 0}$ полагались равными нулю. При работе алгоритма потребовалось 10 итераций.

Соотношения (7.39), (7.42) позволяют определять помеху, вызванную магнитно-твердыми материалами и токовыми контурами. Аналогичные формулы могут быть получены и в случае учета помех от элементов из магнитно-мягких материалов.

Отметим, что многие КА, например ОС «Салют», имеют достаточно вытянутую форму. Для тел, имеющих конструкцию вытянутой формы, магнитный момент может быть представлен в виде

$$L_{\xi} = L_{d\xi} + k_{\xi\xi} H_{\xi}; \quad L_{\eta} = 0; \quad L_{\zeta} = 0,$$

где $L_{\xi}, L_{\eta}, L_{\zeta}$ — составляющие магнитного момента ОС на продольную и поперечные оси; $L_{d\xi}$ — величина дипольной составляющей магнитного момента; $k_{\xi\xi}$ — индукционный коэффициент.

При наличии на орбитальной станции магнитного момента магнитометр, установленный на ее корпусе, будет измерять помеху:

$$\Delta H_{\xi} = k (\Delta H_{d\xi} + k_{\xi\xi} H_{\xi}); \quad \Delta H_{\eta} = \Delta H_{\zeta} = 0,$$

где k — коэффициент пропорциональности, зависящий от поперечных размеров ОС. Для нахождения определяемых величин $\Delta H_{d\xi}$ и $k_{\xi\xi}$ могут быть получены соотношения, аналогичные (7.39), (7.42).

В реальном полете ОС типа «Салют» величина $\Delta H_{d\xi}$ может достигать $2000 \dots 3500\gamma$, а коэффициент $k_{\xi\xi} \sim 0,1$.

7.3.4. Определение углового положения при сильно возмущенном движении КА

В некоторых случаях движение космического аппарата может сильно отличаться от регулярной прецессии, что затрудняет использование метода, рассмотренного в разд. 7.3.2.

В качестве примера сильно возмущенного движения КА на рис. 7.4 приведена траектория движения продольной оси станции «Салют-4» при проведении эксперимента по исследованию рентгеновского излучения 31.01.75 г. за время с $23^h 29^m 53^s$ до $23^h 41^m 42^s$. Расчет движения станции проводился по локальному алгоритму. Перед проведением эксперимента станция была закручена вокруг продольной оси с угловой скоростью $\omega = 0,5$ градус/с. На рис. 7.4 обозначено: δ — угол между продольной осью станции

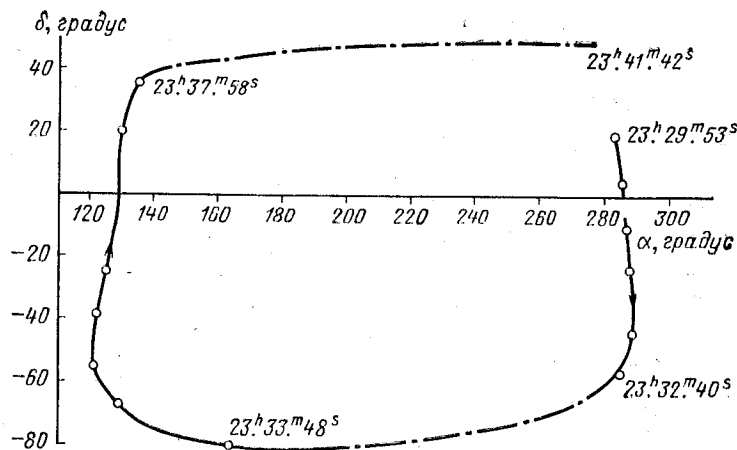


Рис. 7.4. Траектория движения продольной оси орбитальной станции при проведении эксперимента по исследованию рентгеновского излучения 31.01.75 г.

и плоскостью XOY ; α — угол, отсчитываемый в плоскости XOY от оси OX до проекции продольной оси КА на эту плоскость.

Если движение КА подвержено влиянию трудноучитываемых возмущений или измерения содержат чрезмерно большие ошибки, определение ориентации КА может осуществляться с помощью следующего алгоритма.

Введем в рассмотрение некоторый переменный вектор \vec{n} , изменяющий свое направление по известному закону в системе координат $OXYZ$. Тогда компоненты вектора \vec{n} : n_ξ , n_η , n_ζ в системе координат $O\xi\eta\zeta$ также будут меняться во времени по неизвестному пока закону. Компоненты векторов \vec{H} и \vec{n} в системе координат $OXYZ$ как и ранее будем обозначать верхним индексом «а»; чтобы указать, что скалярные и векторные произведения векторов \vec{H} и \vec{n} выражаются через эти компоненты, припишем такой же индекс и самим векторам. Запишем очевидное соотношение

$$(\vec{H}, \vec{n}) = (\vec{H}^a, \vec{n}^a), \quad (7.43)$$

которое преобразуем к виду

$$H_\xi n_\xi + H_\eta n_\eta + H_\zeta n_\zeta = a, \quad (7.44)$$

$$\text{где } a = (\vec{H}^a, \vec{n}^a). \quad (7.45)$$

Предположим, что на некоторых интервалах функции $n_\xi(t)$, $n_\eta(t)$, $n_\zeta(t)$ могут быть представлены в виде аналитических зависимостей, например, в виде отрезков рядов Фурье с конечным чис-

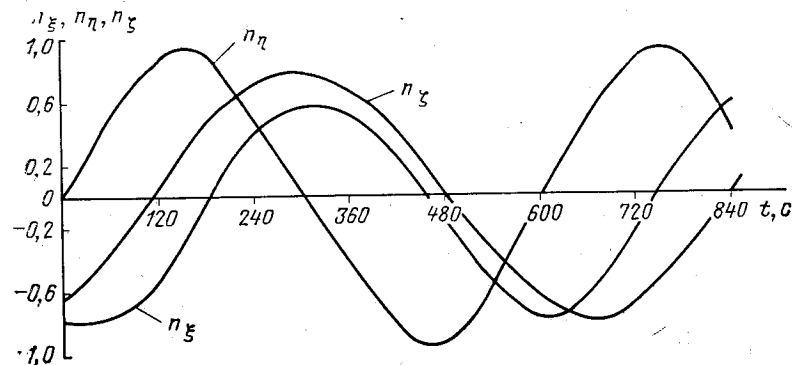


Рис. 7.5. Характерное изменение компонент вектора \vec{n}

лом членом, т. е.

$$n_j = \frac{a_0^j}{2} + \sum_{k=1}^m a_k^j \sin \frac{k\pi}{l_j} t + b_k^j \cos \frac{k\pi}{l_j} t, \quad (7.46)$$

где j последовательно принимает значения 1, 2, 3, соответствующие компонентам n_ξ , n_η , n_ζ .

На возможность такого представления компонент вектора \vec{n} указывает анализ различных случаев возмущенного движения КА. Характерное изменение функций n_ξ , n_η , n_ζ , соответствующее постоянному вектору $\vec{n}^a = |0,73 \ -0,63, \ -0,37|$, для КА, вращающегося со скоростями $\varphi = 0,1$ градус/с, $\psi = 0,5$ градус/с, показано на рис. 7.5.

Считаем, что проводимые измерения независимые, равноточные, и ошибка измерений распределена по нормальному закону с известной дисперсией и нулевым математическим ожиданием. Полагая, что проведено m измерений компонентов вектора \vec{H} , из соотношения (7.44) с учетом (7.46) найдем, используя метод наименьших квадратов [86]:

$$\vec{x} = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \vec{C}. \quad (7.47)$$

Элементы матрицы $\mathbf{G}^T \mathbf{G}$ и вектора \vec{C} (которые здесь для простоты не выписываются) являются суммами значений некоторых функций от измеряемых и вычисляемых в процессе обработки величин. Это обстоятельство позволяет последовательно суммировать и хранить всю используемую при обработке информацию в $i(i+1)/2$ элементах симметричной матрицы $\mathbf{G}^T \mathbf{G}$ и в i компонентах вектора \vec{C} , где i — размерность матрицы $\mathbf{G}^T \mathbf{G}$. Элементы вектора \vec{x} в (7.47) — искомые коэффициенты рядов Фурье (7.46).

Отметим, что в дополнение к зависимости (7.43) при построении алгоритма обработки можно использовать также соотношение, вы-

ражающее постоянство величины модуля вектора \vec{n} в любой системе координат, для рассматриваемого момента времени.

После определения по измерениям коэффициентов отрезков Фурье из уравнения (7.47) и вычисления по найденным коэффициентам величин n_i по формуле (7.46), ориентация КА рассчитывается следующим образом. Находится матрица перехода от базовой системы координат $OXYZ$ к системе координат, связанной с объектом, которая имеет вид (7.6).

После этого по элементам найденной матрицы легко могут быть вычислены углы, определяющие ориентацию КА в пространстве. Заметим, что точность расчета углового положения по двухвекторному локальному алгоритму зависит от способа формирования вспомогательной системы координат с помощью измеряемых векторов (7.5). Поскольку в рассматриваемом нами случае компоненты вектора \vec{H} получаются с большей точностью, чем компоненты вектора \vec{n} , в выражении (7.6) должны использоваться векторные произведения вида $\vec{H} \times \vec{n}$, а не $\vec{n} \times \vec{H}$.

Для оценки точности разработанного одновекторного статистического алгоритма определения ориентации и выяснения области его применимости были проведены исследования с помощью ЭВМ. В результате моделирования на ЭВМ было установлено, что алгоритм достаточно универсален, слабо чувствителен к ошибкам измерений и, главное, позволяет определять ориентацию КА даже в тех случаях, когда другие известные алгоритмы оказываются неработоспособными, т. е. при неизвестной модели движения относительно центра масс, чрезмерно больших ошибках в измерениях и даже при малых скоростях вращения КА. Этот результат обусловлен следующими обстоятельствами, учтенными при разработке алгоритма.

Во-первых, эффективность работы алгоритма обусловлена чрезвычайной простотой нахождения неизвестных величин, которая возникла из-за удачного выбора в качестве искоемых параметров компонент вектора \vec{n} , а не углов Эйлера или каких-нибудь иных их аналогов. При этом исключается возможность расхождения алгоритма, присущая методам, использующим какое-либо нулевое приближение и итерационный процесс. Во-вторых, использованием в качестве модели зависимости, не зависящей от характера возмущающих сил. Единственным требованием, не являющимся обязательным, но отражающимся на точности решения, является требование гладкости изменения компонент вектора \vec{n} в системе $O\xi\eta\zeta$, что, как следует из опыта обработки, может быть достигнуто надлежащим выбором закона изменения вектора \vec{n} в базовой системе координат $OXYZ$.

Исследование работоспособности данного алгоритма и оценка получаемой точности расчета выполнены в [21].

7.3.5. Прогнозирование ТМ-измерений на теньевую часть орбиты при контроле углового положения КА

При оперативном управлении некоторыми экспериментами необходимо знание истинной ориентации КА в реальном масштабе времени. Для расчета углового положения космического аппарата, снабженного двухвекторной системой контроля в темпе приема телеметрической информации может использоваться способ, основанный на прогнозировании одной из компонент вектора \vec{n}^a (совпадающего в данном случае с вектором положения Солнца \vec{S}) на теньевую часть орбиты.

Действительно, если окажется возможным определить на теньевой части орбиты хотя бы одну из компонент вектора \vec{S} в связанной системе $O\xi\eta\zeta$, то две другие компоненты можно найти из системы уравнений, отражающих условия сохранения скалярного произведения в связанной и абсолютной системах координат. После определения всех компонент вектора \vec{S} на теньевой части орбиты можно будет применить для расчета ориентации двухвекторный алгоритм.

Для анализа поведения компонент вектора \vec{S} в связанной системе координат проводились исследования с помощью численного моделирования. Расчеты осуществлялись на основе данных математической модели, разработанной для станций «Салют» и результатов обработки реальной ТМ-информации, полученной во время закруток с угловой скоростью $\omega = 0,5$ градус/с при проведении экспериментов по изучению рентгеновского излучения [25]. Для определения в тени какой-либо компоненты $\beta_1(t)$, $\beta_2(t)$, $\beta_3(t)$ (направляющие косинусы вектора \vec{S} в системе $O\xi\eta\zeta$) строилась кинематическая

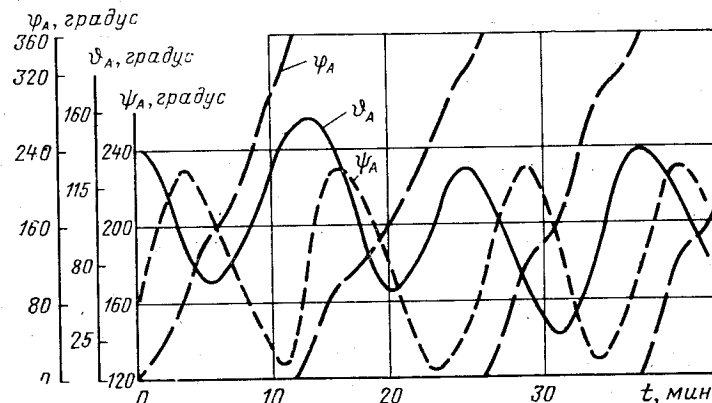


Рис. 7.6. Результаты расчета ориентации орбитальной станции «Салют-4» по ТМ-информации на витке 2968

модель движения КА относительно центра масс и осуществлялся прогноз выбранной компоненты вектора \vec{S} на теневую часть орбиты. Настройка модели проводилась по методу наименьших квадратов на освещенном участке орбиты, где $\beta_1(t)$, $\beta_2(t)$, $\beta_3(t)$ известны как дискретные функции времени.

В качестве примера расчета углового положения по данным алгоритмам на рис. 7.6 приведены результаты определения ориентации станции «Салют-4» на витке 2968 (режим закрутки вокруг оси $O\eta$ с $\omega \approx 0,5$ градус/с). Углы Эйлера ϑ_A , φ_A , ψ_A , показанные на рис. 7.6, определяют положение станции относительно абсолютной системы координат $OXYZ$. Точность результатов расчета оценивалась сопоставлением с данными, полученными из обработки по обычному локальному алгоритму, и оказалась равной $\sim 2^\circ$.

7.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ ПРИВЛЕЧЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ

7.4.1. Использование датчиков горизонта и вертикали для контроля углового положения КА

При контроле ориентации КА удобными базовыми направлениями являются направления на горизонт планеты (Земли) и ее центр. Для создания приборов, регистрирующих направление на горизонт планеты или вертикаль к ее поверхности, могут быть использованы различные физические явления. В настоящее время для регистрации указанных направлений применяются гироскопические устройства, интегрирующие акселерометры, оптические и радиолокационные измерительные системы.

При использовании устройств, основанных на механических принципах, погрешности угловых измерений могут непрерывно накапливаться. Данное обстоятельство требует введения в систему специальных корректирующих приспособлений.

Определять направление на горизонт или нормаль к поверхности планеты позволяют также наблюдения собственного или отраженного планетой излучения. При использовании пассивных датчиков для визирования направления на местный горизонт выполняется лоцирование области поля излучения на границе между планетой и космосом. Активные локационные системы облучают поверхность планеты и регистрируют отраженные от ее поверхности сигналы. Для определения нормали к поверхности планеты используется метод равносигнальных зон.

В пассивных локационных устройствах выбор рабочего диапазона частот осуществляется с учетом особенностей спектрального распределения интенсивности излучения планеты. Выбираются те спектральные интервалы, в которых визируемая зона выражается наиболее отчетливо и стабильно. Интенсивность излучения при этом

должна значительно превышать порог чувствительности существующей аппаратуры.

В космической технике широко используются инфракрасные датчики горизонта. Для околоземных орбит подобные пассивные датчики обеспечивают визирование направления с ошибками, не превышающими $1...3^\circ$ [10].

Инфракрасные системы слежения за горизонтом делятся на несканирующие и сканирующие. Простейшая несканирующая система представляет собой широкоугольный прибор с круглой непрозрачной диафрагмой, расположенной концентрически по отношению к оптической оси. При вертикальном ориентировании такого прибора поток падающего на детектор излучения полностью экранируется (за счет специального подбора размера и положения диафрагмы). В случае отклонения прибора от вертикали на выходе датчика появляется сигнал, амплитуда которого пропорциональна величине отклонения. Усовершенствованный вариант подобной системы позволяет определять не только величину, но и направление отклонения от вертикали. В такой системе для определения указанных величин применяется совокупность четырех и более одинаковых детекторов, расположенных по кругу в плоскости изображения (каждый из детекторов при этом имеет форму сектора). При совпадении оптической оси прибора с местной вертикалью выходные сигналы чувствительных элементов имеют одинаковую величину. В случае отклонения оптической оси прибора от местной вертикали появляется разность выходных сигналов за счет различной засветки двух противоположных секторов. Появляющаяся разность и определяет направление отклонения прибора от вертикали.

Хотя несканирующие датчики горизонта обладают за счет отсутствия движущихся частей высокой надежностью, область их применения значительно уже, чем у сканирующих приборов. В сканирующих устройствах диаграмма направленности прибора совершает колебания в плоскости сканирования, дважды за полупериод переходя зону, отделяющую планету от космоса [10]. Длительность электрического сигнала на выходе сканирующего устройства пропорциональна величине угла, под которым планета видна с орбиты.

При прохождении плоскости сканирования через центр планеты биссектриса угла между направлениями регистрации горизонта планеты совпадает с местной вертикалью.

Реальные датчики горизонта должны содержать не менее чем два подобных пеленгатора, плоскости сканирования которых могут не проходить через центр планеты.

Для космических аппаратов, функционирующих на околоземных и средних по высоте орбитах, используется также коническое сканирование вокруг некоторого направления в пространстве. Индикация горизонта может осуществляться также с помощью телевизионной системы. Квантование изображения планеты по яркости позволяет с помощью соответствующего алгоритма обработки определять направление местной вертикали [10].

Величина ошибки определения углового положения при использовании простейших датчиков индикации горизонта составляет 1...2°. Указанная ошибка контролировалась на ряде спутников с помощью привлечения дополнительной (более точной) измерительной информации. Так на спутнике «Тирос-II» определялась ориентация с помощью фотографий, полученных бортовой телевизионной камерой. Положение линии горизонта и различных опознаваемых наземных ориентиров использовалось для определения углового положения КА в моменты съемки. В предположении, что точность результатов обработки телевизионных фотографий значительно выше точности измерения датчика горизонта, была оценена погрешность (1...2°) визирования горизонта.

Величина теоретической ошибки определения углового положения, вычисленная с учетом значения внешнего шума, не должна превосходить долей углового градуса при правильном выборе чувствительности и полей зрения датчика [10]. Поэтому считается, что получаемая в настоящее время точность применяемых датчиков горизонта ограничивается шумами внутреннего происхождения. В перспективе точность подобных датчиков может быть повышена.

7.4.2. Контроль углового положения с помощью измерения дальности до планеты

Один из возможных методов определения углового положения КА на теневых участках орбиты основан на привлечении измерений от высотомера, установленного на КА.

Определение ориентации по измерениям магнитометра и высотомера осуществляется следующим образом.

Пусть мы имеем компоненты вектора напряженности МПЗ \vec{H} в орбитальной системе координат: $H_{x_0}, H_{y_0}, H_{z_0}$ и в связанной с КА системе координат: H_ξ, H_η, H_ζ . Компоненты единичного вектора \vec{h} (имеющего в орбитальной системе координат составляющие $\{0, 1, 0\}$) по осям связанной системы обозначим как h_ξ, h_η, h_ζ , причем $h_\eta = \cos \alpha$, где угол α показан на рис. 7.7.

Для нахождения величин h_ξ, h_ζ используются соотношения:

$$\begin{cases} h_\xi^2 + h_\eta^2 + h_\zeta^2 = 1; \\ H_{y_0} = H_\xi h_\xi + H_\eta \cos \alpha + H_\zeta h_\zeta. \end{cases} \quad (7.48)$$

Так как одно из полученных уравнений (7.48) квадратное, искомые величины могут быть определены лишь с точностью до знака. Для устранения появляющейся неоднозначности в алгоритме привлекаются данные об ориентации КА, получаемые на освещенной части орбиты и сведения об угловых скоростях вращения.

Используемый в формулах (7.48) угол α определяется следующим образом.

Из рис. 7.7 имеем $OB = OO_3 - O_3B$, где $OO_3 = |\vec{R}|$ определяется аналитически;

$$O_3B = R_3(1 - \alpha_1 \sin^2 \varphi_B); \quad (R_3 = 6378 \text{ км}; \alpha_1 = 1/298.3); \quad (7.49)$$

φ_B — географическая широта точки B ; OA определяется по измерению высотомера.

Первоначально, в предположении о сферической форме Земли находится O_3A, OB и $\cos \alpha$. Затем определяется ориентация и уточняется значение O_3A по формуле

$$O_3A = R_3(1 - \alpha_1 \sin^2 \varphi_A).$$

После этого уточняется значение $\cos \alpha$ и вновь определяется ориентация и т. д. (до достижения необходимой точности).

Заметим, что использование измерений от магнитометра и высотомера позволяет также (помимо определения ориентации)

одновременно рассчитывать параметры плоской орбиты КА. При этом подобная система не требует для измерения высоты орбиты построения специальной орбитальной ориентации КА. Одновременное уточнение параметров движения центра масс КА и его углового положения также осуществляется в этом случае методом итераций.

Параметры орбиты, используемые в данном алгоритме, рассчитываются следующим образом.

С точностью $O(e^3)$ уравнение траектории спутника во вращающейся системе координат можно представить как

$$R = p [1 - e \cos(u - \omega_u) + e^2 \cos^2(u - \omega_u) + O(e^3)]. \quad (7.50)$$

Используя обозначения $\eta = e \sin \omega_u, \xi = e \cos \omega_u$, представим (7.50) в виде

$$R = p \left[1 + \frac{\xi^2 + \eta^2}{2} - \xi \cos u - \eta \sin u + \frac{1}{2} \cos 2u (\xi^2 - \eta^2) + \eta \xi \sin 2u \right]. \quad (7.51)$$

Считаем Землю сфероидом. Тогда, учитывая, что

$$R = R_3 + H, \quad H = f(l, \alpha), \quad l = OA,$$

(см. рис. 7.7), получим

$$y \cos u + x \sin u + a_0 = H + \Delta.$$

Здесь $y = -p\xi; x = -p\eta;$

$$a_0 = p \left[1 - \frac{R_3}{p} \left(1 - \frac{\alpha_1}{2} \right) \sin^2 \vartheta \right];$$

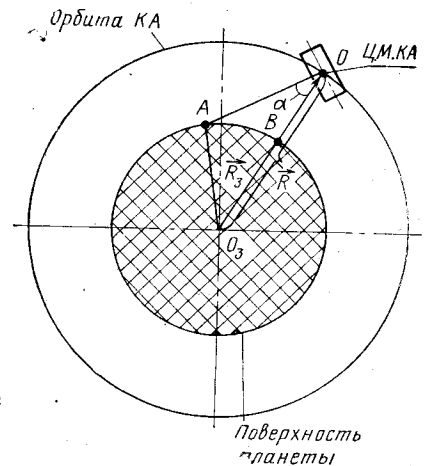


Рис. 7.7. Схема для определения углового положения КА с использованием измерений от радиовысотомера

$$\Delta = -\frac{1}{p} \left[\frac{x^2 + y^2}{2} + \frac{y^2 - x^2}{2} \cos 2u + xy \sin 2u - \frac{R_3}{p} \frac{a_1}{2} \sin^2 \vartheta \cos 2u \right].$$

Если проведено n измерений, имеем

$$y \cos u_i + x \sin u_i + a_0 = z_i, \quad (7.52)$$

$$z_i = H_i + \Delta_i.$$

Полагая вначале $\Delta=0$, представим систему (7.52) в виде

$$\mathbf{G} \vec{x} = \vec{H}, \quad (7.53)$$

где

$$\vec{x} = \begin{pmatrix} y \\ x \\ a_0 \end{pmatrix}; \quad \mathbf{G} = \begin{pmatrix} \cos u_1 & \sin u_1 & 1 \\ \cos u_2 & \sin u_2 & 1 \\ \dots & \dots & \dots \\ \cos u_n & \sin u_n & 1 \end{pmatrix}; \quad \vec{H} = \begin{pmatrix} H_1 \\ H_2 \\ \dots \\ H_n \end{pmatrix}.$$

Из (7.53) находим

$$(\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \vec{C} = \vec{x}. \quad (7.54)$$

Матрица $\mathbf{G}^T \mathbf{G}$ равна

$$\mathbf{G}^T \mathbf{G} = \begin{pmatrix} \sum \cos^2 u_i & \sum \sin u_i \cos u_i & \sum \cos u_i \\ \sum \sin u_i \cos u_i & \sum \sin^2 u_i & \sum \sin u_i \\ \sum \cos u_i & \sum \sin u_i & n \end{pmatrix},$$

а вектор $\vec{C} = \mathbf{G}^T \vec{H}$ имеет составляющие

$$C_1 = \sum H_i \cos u_i, \quad C_2 = \sum H_i \sin u_i, \quad C_3 = \sum H_i.$$

Система (7.52) решается после проведения аналогичных преобразований методом итераций. Причем в начале значения величин порядка Δ следует положить равными нулю, а затем, вычисляя их по найденным из линейной системы (7.53) неизвестным величинам, вновь решить линейную систему, но с новой правой частью и т. д.

Поскольку величины H_i определяются на практике в некоторые моменты времени t_i , связь с переменной u можно найти с помощью уравнения Кеплера. Для этих целей обычно используется известная формула Лагранжа [59].

7.4.3. Определение углового положения КА с помощью измерения яркости звезд

Пусть на космическом аппарате помимо трехкомпонентного магнитометра установлен звездный фотометр, регистрирующий попадающие в его поле зрения звезды. Подобные звездные фотометры устанавливались, например, на ИСЗ «Космос-215», а также станциях «Салют» [6], [52]. На станции «Салют-4» для определения уг-

лового положения осей КА применялись два звездных фотометра, регистрирующих излучение звезд до 5^m в фотометрических системах V и B . Используемый на станции звездный фотометр представлял собой телескоп-рефрактор с диаметром объектива и поля зрения 1° . Фотометры обеспечивали регистрацию световых потоков, отличающихся по яркости примерно в 100 раз. Это достигалось измерением среднего тока фотоумножителя, который пропорционален световому потоку, падающему на фотокатод.

В процессе определения ориентации с помощью такой системы контроля возникает задача опознавания звезд, попавших в поле зрения фотометра (которое составляет $\sim 1^\circ$). Рассмотрим алгоритм решения этой задачи.

Считаем, что вектор \vec{H} известен в абсолютной системе координат $OXYZ$ и связанной с КА системе координат $O\xi\eta\zeta$.

В момент времени t_i , соответствующий попаданию звезды в поле зрения фотометра, оптическая ось фотометра составляет с вектором \vec{H} угол χ_i , определяемый с помощью соотношений

$$\chi_i = \arcsin \left(\sqrt{1 - (H_{\eta i}/H)^2} \right), \quad (7.55)$$

причем $\chi_i = \pi - \chi_i$, если $H_{\eta i} < 0$, где $H_{\eta i}$ — измеренная компонента вектора \vec{H} по оси $O\eta$ КА (считается, что оптическая ось фотометра совпадает с осью $O\eta$ КА, как это имело место на станции «Салют-4»).

Введем новую систему координат $O\mathcal{X}'Y'Z'$, ось OZ' которой совпадает с вектором \vec{H} , ось $O\mathcal{X}'$ совпадает с производной по времени единичного вектора напряженности магнитного поля Земли, а ось OY' дополняет систему $O\mathcal{X}'Y'Z'$ до правой.

Направляющие косинусы матрицы перехода от системы координат $O\mathcal{X}'Y'Z'$ к системе координат $OXYZ$ приведены, например, в [52].

Для каждого момента времени t_i , соответствующего попаданию звезды в поле зрения фотометра, определяются в кениговой системе экваториальные координаты Солнца ($\alpha_\odot, \delta_\odot$), центра Земли ($\alpha_\oplus, \delta_\oplus$) и конца вектора \vec{H} (α_H, δ_H). Для определения $\alpha_\odot, \delta_\odot$ используются данные Астрономического ежегодника СССР, а координаты $\alpha_\oplus, \delta_\oplus$ и α_H, δ_H рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} \sin \alpha_\delta &= -\frac{Y}{\sqrt{X^2 + Y^2}}, & \sin \delta_\delta &= -\frac{Z}{R}; \\ \cos \alpha_\delta &= -\frac{X}{\sqrt{X^2 + Y^2}}, & \cos \delta_\delta &= \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{R}; \\ R^2 &= X^2 + Y^2 + Z^2; \\ \sin \alpha_H &= \frac{H_Y}{\sqrt{H_X^2 + H_Y^2}}; & \sin \delta_H &= \frac{H_Z}{H}; \end{aligned} \quad (7.56)$$

$$\cos \alpha_H = \frac{H_X}{\sqrt{H_X^2 + H_Y^2}}; \quad \cos \delta_H = \frac{\sqrt{H_X^2 + H_Y^2}}{H}$$

Для определения видимого с орбиты КА углового радиуса Земли Ψ_δ , зенитного расстояния Солнца z_\odot и высоты тени в зените h_T (если $\cos z_\odot < 0$) используются формулы [52]:

$$\cos \Psi_\delta = \frac{\sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2 - R_3^2}}{\sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}}; \quad (7.57)$$

$$\cos z_\odot = -\sin \delta_\odot \sin \delta_\delta - \cos \delta_\odot \cos \delta_\delta \cos (\alpha_\odot - \alpha_\delta); \quad (7.58)$$

$$h_T = R_3 (\operatorname{cosec} z_\odot - 1), \quad (7.59)$$

где R_3 — средний радиус Земли.

Для определения области возможных пересечений оси $O\eta$ КА (совпадающей с осью фотометра) с небесной сферой в моменты времени t_i используются соотношения (7.55). Получаемая область возможных пересечений представляет собой кольцо на небесной сфере. Кольцо получается при пересечении небесной сферы коническими поверхностями, общая вершина которых находится в центре масс КА, а направление оси соответствующих круговых конусов задается координатами α_H, δ_H . Углы между образующими этих конусов и их осью соответственно равны $\chi_i - \Delta\chi_i, \chi_i + \Delta\chi_i$, где $\Delta\chi_i$ — ошибка в определении угла χ_i . Для малых $\Delta\chi_i$ справедлива оценка

$$\Delta\chi_i \sim \frac{\Delta H_i}{H_i},$$

где ΔH_i — разность между рассчитанным теоретически и полученным по измерениям модулями вектора напряженности МПЗ.

Из кольца, определяющего область возможных пересечений оси $O\eta$ КА с небесной сферой, исключается часть, образованная его пересечением с двумя другими круговыми конусами, также имеющими вершину в центре масс КА. Направления осей указанных конусов задаются координатами $\alpha_\delta, \delta_\delta; \alpha_\odot, \delta_\odot$, а углы полураствора — углами Ψ_δ и Ψ_\odot . Угол Ψ_δ определяется с помощью соотношения (7.57). При полете КА в тени Земли Ψ_\odot полагается равным нулю. Если КА находится вне тени Земли, то во избежание засветки звездного фотометра солнечным светом $\Psi_\odot \neq 0$ (при обработке информации от ИСЗ «Космос-215», например, полагалось $\Psi_\odot = 20^\circ$).

Получаемая после выполнения указанных преобразований область задается следующими неравенствами [52]:

$$\cos (\chi_i + \Delta\chi_i) < \cos \chi < \cos (\chi_i - \Delta\chi_i), \text{ если } \Delta\chi_i \leq \chi_i \leq \pi - \Delta\chi_i; \quad (7.60)$$

$$\cos \chi > \cos (\chi_i + \Delta\chi_i), \text{ если } \chi_i < \Delta\chi_i;$$

$$\cos \chi < \cos (\chi_i - \Delta\chi_i), \text{ если } \chi_i > \pi - \Delta\chi_i;$$

$$\cos \chi = \sin \delta \sin \delta_H + \cos \delta \cos \delta_H \cos (\alpha - \alpha_H); \quad (7.61)$$

$$\sin \delta \sin \delta_\delta + \cos \delta \cos \delta_\delta \cos (\alpha - \alpha_\delta) < \cos \Psi_\delta; \quad (7.62)$$

$$\sin \delta \sin \delta_\odot + \cos \delta \cos \delta_\odot \cos (\alpha - \alpha_\odot) < \cos \Psi_\odot; \quad (7.63)$$

если $\cos z_\odot > 0$ или $R - R_3 < h_T$.

Измеряемые на КА яркости звезд V и B (V — видимая звездная величина; B — фотографическая звездная величина) являются функциями от напряжений на выходе звездных фотометров $U_B, U_V, U_{B\phi}, U_{V\phi}$. Пересчет напряжений в звездные величины выполняется по конечным соотношениям.

При практических расчетах звездные величины V и B вычисляются с погрешностями. Значения погрешностей $\Delta V, \Delta B$ задают области

$$(V_i - \Delta V_i; V_i + \Delta V_i); (B_i - \Delta B_i; B_i + \Delta B_i). \quad (7.64)$$

При регистрации фотометром сигнала из звездного каталога выбираются звезды, яркость которых соответствует области (7.64). Используемый при решении задачи звездный каталог содержит звезды до $5...6^m$ звездной величины (конкретно объем используемого каталога определяется характеристиками применяемого фотометра; так, опознавание звезд при контроле углового положения станций «Салют» выполняется с помощью каталога, содержащего более 6000 звезд). Для каждой звезды в каталоге обычно задается пять характеристик: склонение δ и прямое восхождение α звезды, видимая звездная величина V , «показатель цвета» $B - V$ и коэффициент, указывающий на возможную переменность звезды*.

При решении задачи для дальнейшей обработки выбираются звезды, лежащие в области, задаваемой неравенствами (7.60), (7.62), (7.63), яркость которых соответствует (7.64). Для каждой отобранной таким образом звезды рассчитываются два угла, определяющие ее положение в системе координат $OX'Y'Z'$. Затем с помощью соответствующей матрицы перехода вычисляется положение звезды в абсолютной системе координат $OXYZ$. Если в результате работы по данному алгоритму в каждый момент t_i остается одна звезда, то ее экваториальные координаты α, δ однозначно определяют положение оси КА $O\eta$ в пространстве. На практике, однако, из-за погрешностей в измерении яркостей звезд и напряженности МПЗ нередко выбирается несколько звезд. Поэтому окончательно траектория движения оси КА по небесной сфере определяется с учетом возможных дополнительных измерений и соображений, основанных на физическом анализе движения КА. Например, для КА, находящегося в режиме гравитационной стабилизации (данный режим широко используется на станциях «Салют» [30]),

* Каталог, используемый при расчете углового положения станций «Салют», содержит ~20% переменных звезд, меняющих свой блеск на $0,06...0,3^m$; это обстоятельство затрудняет процесс идентификации зарегистрированных фотометрами звезд.

область возможных пересечений оси $O\eta$ с небесной сферой значительно сужается, что существенно облегчает задачу опознавания звезд, зарегистрированных фотометром.

Изложенный метод контроля углового положения обеспечивает привязку оси КА, параллельной оптической оси звездного фотометра, к небесной сфере с погрешностью, не превышающей величину поля зрения используемого фотометра. Дальнейшее повышение точности данного метода определения ориентации связано с учетом траектории зарегистрированной звезды в поле зрения фотометра. Решение этой задачи значительно облегчается при использовании звездных фотометров, имеющих несимметричные (или Z-образные) поля зрения. Другой путь повышения контроля углового положения КА по звездам связан с применением фотопривязки.

7.5. ПЛАНИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТОВ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ ИНФОРМАЦИЮ ОТ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ОРИЕНТАЦИИ

Ценность результатов многих экспериментов зависит от точности восстановления истинной ориентации осей КА в пространстве (при этом предполагается, что угловое положение чувствительной оси научного прибора известно в осях КА). Причем в некоторых случаях эта характеристика является определяющей при планировании программы эксперимента. Точность определения углового положения КА в полете может быть повышена за счет рационального планирования реализуемой программы. В соответствии с общими принципами, изложенными в гл. 5, планирование осуществляется в два этапа: 1) нахождение оптимального (с точки зрения принятого критерия) момента проведения эксперимента и 2) выбор рациональной схемы его выполнения в найденный момент.

Получим необходимые при нахождении благоприятных моментов выполнения эксперимента выражения для компонент вектора напряженности. Используем при этом дипольную модель магнитного поля. Подобная упрощенная модель МПЗ позволяет с достаточной для практических расчетов точностью* получить конечные аналитические соотношения для оптимального (например, с точки зрения максимальной точности восстановления углового положения КА по измерениям) планирования экспериментов.

Выражения для МПЗ в геомагнитной системе координат имеют вид [54]:

$$H_{xM}=0; \quad H_{yM}=\frac{M_3}{R^3} \sin \theta_M, \quad H_{zM}=-\frac{2M_3}{R^3} \cos \theta_M, \quad (7.65)$$

где $M_3=8,06 \cdot 10^{25}$ ед. СГСМ — магнитный момент Земли; θ_M — геомагнитная координата.

Осуществляя по аналогии с [54] межкоординатные преобразования, запишем, используя переменные ВСК $Oxyz$, проекции вектора

* Обычно точность дипольного приближения оценивается величиной 87%; в работе [54], однако, указывается, что такая оценка является неточной.

напряженности МПЗ на оси орбитальной системы координат $Ox_0y_0z_0$. Получим

$$\begin{aligned} H_{x0} &= \frac{M_3}{R^3} \{ \cos u [\sin \vartheta \cos \delta_M - \cos \vartheta \sin \delta_M \cos (\varphi - \chi - \omega_3 t)] + \\ &\quad + \sin u \sin \delta_M \sin (\varphi - \chi - \omega_3 t) \}; \\ H_{y0} &= -\frac{2M_3}{R^3} \{ \sin u [\sin \vartheta \cos \delta_M - \cos \vartheta \sin \delta_M \cos (\varphi - \chi - \omega_3 t)] - \\ &\quad - \cos u \sin \delta_M \sin (\varphi - \chi - \omega_3 t) \}; \\ H_{z0} &= -\frac{M_3}{R^3} \{ \sin \vartheta \sin \delta_M \cos (\varphi - \chi - \omega_3 t) + \cos \vartheta \cos \delta_M \}, \end{aligned} \quad (7.66)$$

где ϑ, φ — углы, определяющие положение плоскости орбиты в абсолютной системе координат $OXYZ$; u — аргумент широты КА; δ_M — угол наклона геомагнитной оси к оси суточного вращения Земли ($\delta_M \approx 11^\circ 30'$); χ — угол между направлением в точку весеннего равноденствия и линией пересечения географического и геомагнитного экваторов в начальный момент времени; ω_3 — угловая скорость суточного вращения Земли.

С учетом прецессии орбиты угол, характеризующий положение линии узлов, можно записать в виде $\varphi = \varphi_0 - \omega_n t$, где ω_n — угловая скорость прецессии орбиты.

Подставляя последнее выражение в соотношения (7.66), получим

$$\begin{aligned} H_{x0} &= \frac{M_3}{R^3} \{ \cos u [\sin \vartheta \cos \delta_M - \cos \vartheta \sin \delta_M \cos (\bar{\lambda} - \omega t)] + \\ &\quad + \sin u \sin \delta_M \sin (\bar{\lambda} - \omega t) \}; \\ H_{y0} &= -\frac{2M_3}{R^3} \{ \sin u [\sin \vartheta \cos \delta_M - \cos \vartheta \sin \delta_M \cos (\bar{\lambda} - \omega t)] - \\ &\quad - \cos u \sin \delta_M \sin (\bar{\lambda} - \omega t) \}; \\ H_{z0} &= -\frac{M_3}{R^3} \{ \sin \vartheta \sin \delta_M \cos (\bar{\lambda} - \omega t) + \cos \vartheta \cos \delta_M \}; \end{aligned} \quad (7.67)$$

где $\omega = \omega_3 + \omega_n$; $\bar{\lambda} = \varphi_0 - \chi = \text{const}$.

На интервале в несколько суток можно пренебречь прецессией орбиты и положить $\omega \approx \omega_3$. Это позволяет упростить полученные выражения (7.67). Кроме того, на интервале одного-двух витков для невысоких орбит можно пренебречь ω_3 по сравнению со скоростью орбитального движения и считать $\bar{\lambda} - \omega t = \text{const}$. В этом случае выражения (7.67) примут вид:

$$\begin{aligned} H_{x0} &= \frac{M_3}{R^3} [k_1 \cos u + k_2 \sin u]; \\ H_{y0} &= -\frac{2M_3}{R^3} [k_1 \sin u - k_2 \cos u]; \end{aligned} \quad (7.68)$$

$$H_{z0} = -\frac{M_3}{R^3} k_3, \quad (7.68)$$

где $k_1 = \sin \vartheta \cos \delta_m - \cos \vartheta \sin \delta_m \cos \lambda^*$;

$$k_2 = \sin \delta_m \sin \lambda^*;$$

$$k_3 = \sin \vartheta \sin \delta_m \cos \lambda^* + \cos \vartheta \cos \delta_m,$$

$\lambda^* = \varphi_0 - \chi = \text{const}$ (можно положить также, что λ^* — средний угол на рассматриваемом интервале, т. е. $\lambda^* = (\bar{\lambda} - \omega t)^{\text{cp}}$).

В силу принятых упрощений коэффициенты k_1, k_2, k_3 на рассматриваемом интервале времени постоянны.

Для частных случаев движения выражения (7.67) запишутся в еще более простом виде. Например, для полярных орбит имеем

$$H_{x0} = \frac{M_3}{R^3} [\cos u \cos \delta_m + \sin u \sin \delta_m \sin (\bar{\lambda} - \omega t)];$$

$$H_{y0} = -\frac{2M_3}{R^3} [\sin u \cos \delta_m - \cos u \sin \delta_m \sin (\bar{\lambda} - \omega t)]; \quad (7.69)$$

$$H_{z0} = -\frac{M_3}{R^3} \sin \delta_m \cos (\bar{\lambda} - \omega t).$$

Если считать, что магнитный и геофизический полюсы совпадают (в этом случае $\delta_m = 0$), то из (7.67) получим

$$H_{x0} = \frac{M_3}{R^3} \cos u \sin \vartheta;$$

$$H_{y0} = -\frac{2M_3}{R^3} \sin u \sin \vartheta; \quad (7.70)$$

$$H_{z0} = -\frac{M_3}{R^3} \cos \vartheta.$$

Последние выражения (7.70) могут быть использованы на начальном этапе решения задач планирования экспериментов (а в некоторых случаях их точность оказывается достаточной и для окончательного принятия решения по выполнению эксперимента).

Рассмотрим в качестве примера решение задачи о выборе момента проведения эксперимента, соответствующего максимальной точности восстановления ориентации КА по двухвекторной системе контроля. Считаем, что на КА, снабженном трехкомпонентным магнитометром, дополнительно измеряются косинусы углов между каким-либо опорным направлением в орбитальной системе координат $\vec{S}\{S_{x0}, S_{y0}, S_{z0}\}$ (местной вертикалью, вектором скорости) и осями аппарата.

Погрешность двухвекторной системы контроля зависит от величины угла между опорными векторами [45]. Точность определения углового положения при двухвекторной системе контроля резко падает при уменьшении угла α между опорными векторами, причем

зависимость уменьшения точности от угла α обратно пропорциональная. Поэтому представляет интерес задача нахождения моментов, соответствующих максимальной величине острого угла между опорными векторами.

Записывая скалярное произведение векторов \vec{S} и \vec{H} через их компоненты в орбитальной системе координат и приравняв его нулю (что соответствует значению $\alpha = 90^\circ$), получим

$$\frac{M_3}{|\vec{H}| R^3} [S_{x0} k_1 \cos u + S_{x0} k_2 \sin u - 2S_{y0} k_1 \sin u + + 2S_{y0} k_2 \cos u - S_{z0} k_3] = 0. \quad (7.71)$$

$$\text{Преобразуем уравнение (7.71) к виду} \quad a \sin u + b \cos u = c, \quad (7.72)$$

где $a = S_{x0} k_2 - 2S_{y0} k_1$;

$$b = S_{x0} k_1 + 2S_{y0} k_2;$$

$$c = S_{z0} k_3.$$

Уравнение (7.72) имеет решение

$$u = \arcsin \frac{c}{A} - \varphi^*, \quad (7.73)$$

где $A = \sqrt{a^2 + b^2}$; $\text{tg } \varphi^* = \frac{b}{a}$.

Если на борту КА установлен датчик вертикали, сигналы с которого, пропорциональные косинусам углов между направлением на центр Земли и осями КА, используются для расчета углового положения, то компоненты вектора \vec{S} в орбитальной системе примут вид $S_{x0} = 0, S_{y0} = -1, S_{z0} = 0$. В этом случае полученное решение (7.73) преобразуется следующим образом:

$$u = + \text{arctg} \frac{k_2}{k_1} = \text{arctg} \frac{\sin \delta_m \sin \lambda^*}{\sin \vartheta \cos \delta_m - \cos \vartheta \sin \delta_m \cos \lambda^*}. \quad (7.74)$$

Соответствующие найденным по формулам (7.73), (7.74) значения аргумента широты u моменты времени определяются с помощью уравнения Кеплера.

При выполнении научных измерений в найденные моменты (7.73), (7.74) и использовании рассматриваемой схемы контроля углового положения КА восстановление истинной ориентации для интерпретации результатов экспериментов будет осуществляться с максимальной точностью. Заметим также, что несмотря на сделанные упрощающие предположения изложенный подход позволяет находить решения с точностью, достаточной для практического использования.

В случае использования неупрощенных выражений для МПЗ решение задач по выбору благоприятных моментов проведения экс-

периментов выполняется численно-аналитическими и графо-аналитическими методами.

Если на КА система контроля ориентации включает в свой состав магнитометр и солнечный (или звездный) датчик, то в качестве опорного направления \vec{S} используется направление на Солнце (звезду). Выражения для составляющих вектора напряженности МПЗ \vec{H} переводятся в этом случае из орбитальной в абсолютную систему координат $OXYZ$ (так как вектор \vec{S} в этом случае приблизительно или даже практически точно постоянен по направлению в системе координат $OXYZ$). При использовании на КА солнечных или звездных датчиков необходимо учитывать, решая задачу о выборе момента проведения эксперимента, чтобы Солнце или опорные звезды не были затенены во время выполнения измерений Земли.

После определения момента проведения эксперимента осуществляется выбор рациональной схемы его выполнения. Восстановление истинной ориентации КА по измерениям проводится обычно для экспериментов, выполняемых в режимах пассивного движения КА (например, «закруток»). Режим закрутки на КА типа ОС «Салют» может выполняться относительно разных осей и с различными (по величине и направлению) угловыми скоростями. Данные условия проведения закрутки КА сказываются затем на возможности восстановления истинной ориентации аппарата. Вопросы выбора рационального режима движения КА (с точки зрения обеспечения наилучших условий последующей обработки измерительной информации от датчиков ориентации) рассмотрены в [25].

Для некоторых используемых в настоящее время схем контроля углового положения существенна также ориентация самого КА в пространстве. Например, при использовании звездного фотометра для последующего восстановления траектории оси КА (параллельной чувствительной оси датчика) на небесной сфере важно, какое количество достаточно ярких звезд располагается вблизи наиболее вероятной траектории оси фотометра. Понятно, что в случае сканирования осью фотометра участков небесной сферы, содержащих достаточно большое количество ярких звезд, надежность и в конечном счете точность привязки по звездам также будут достаточно велики. Поэтому при прочих равных условиях предпочтение следует отдавать такому варианту выполнения эксперимента, в котором чувствительная ось используемого для координатной привязки звездного датчика проходит по областям неба, содержащим наибольшее количество ярких звезд.

Окончательное решение о выборе того или иного режима выполнения эксперимента принимается после анализа результатов математического моделирования (подобная схема работы использовалась, например, при выполнении экспериментов на станциях «Салют» [25]).

Глава 8

ПРОВЕДЕНИЕ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА СОВРЕМЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЯХ И ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЯХ

8.1. ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ, ВЫПОЛНЯЕМЫХ С ПОМОЩЬЮ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ «САЛЮТ» И КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ «СОЮЗ», И ОСОБЕННОСТИ ИХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ В ПОЛЕТЕ

В настоящее время большой объем экспериментов проводится на орбитальных станциях «Салют» и космических кораблях «Союз». В период полета орбитальных станций «Салют-1, -2, -3, -4, -5, -6» выполнена обширная программа медико-биологических, астрономических, геофизических, технологических и технических экспериментов. Особенно большой объем научных исследований осуществлен во время длительного полета станции «Салют-6».

На ОС «Салют-6» проводились эксперименты с бортовым субмиллиметровым телескопом БСТ-1М в УФ-, ИК- и СМ-диапазонах излучения; изучались радиоисточники с помощью телескопа КРТ-10. Обширные исследования фонового гамма-излучения выполнены телескопом «Елена-Ф».

Фотографирование земной поверхности с борта станции осуществлялось многозональной фотокамерой МКФ-6М и широкоформатной камерой КАТЭ-140. При проведении геофизических экспериментов широко использовалась также различная спектральная аппаратура: МСС-2, «Микрон» и т. п. По программе исследования природных ресурсов Земли космонавтами постоянно выполнялись визуально-инструментальные наблюдения.

Большой объем технологических экспериментов проведен на установках «Сплав-01» и «Кристалл». Анализ полученных в этих экспериментах результатов указывает на возможность перехода в перспективе на рентабельное производство различных материалов в космосе.

Важное место в программе полета орбитальной станции «Салют-6» заняли также медико-биологические и технические эксперименты.

В программе ОС «Салют-7», продолжившей исследования с помощью орбитальных станций этой серии, важное место уделено экспериментам в рентгеновской области спектра. В период выполнения этих исследований предусмотрены также координированные и синхронные наземные наблюдения выбранных объектов.

По программе совместных советско-французских экспериментов на станции «Салют-7» выполняются исследования атмосферы Земли и астрономических объектов с помощью высокочувствительной фотоаппаратуры ПСН и «Пирамид».

Выполнение обширной программы экспериментов и исследований на орбитальных станциях предусматривает наличие специального комплекса технических средств и методов их обеспечения в полете. Для проведения экспериментов на ОС «Салют» и КК «Союз» разработано [17, ..., 25]:

- баллистическое обеспечение экспериментов;
- специальное математическое обеспечение;
- алгоритмы и программы первичной обработки ТМ-информации с отображением результатов обработки на средства телевизионного отображения;

- методики и алгоритмы анализа научной ТМ-информации;
- специальное метеорологическое обеспечение;
- комплекс математических моделей, описывающих влияние факторов космического полета на проводимые эксперименты и т. д.

Созданная система обеспечения экспериментов позволила эффективно выполнять программу научных исследований на орбитальных станциях. В процессе проведения длительных полетов ОС, на основе разработанных методов впервые в практике космических исследований осуществлялось оптимальное планирование экспериментов, оперативно проводился автоматизированный анализ результатов исследований и т. д.

Для выполнения оперативного анализа результатов экспериментов на ОС «Салют-6», например, были разработаны следующие алгоритмы:

- комплекс алгоритмов привязки научной информации к баллистическим данным;

- комплекс алгоритмов расчета ориентации станций;

- алгоритм определения потоков элементарных частиц (данный алгоритм позволяет оперативно выдавать информацию о зарегистрированных потоках нейтронов, протонов и гамма-квантов и оперативно оценивать радиационную обстановку на орбитальной станции);

- алгоритм анализа аппаратуры микрометеоритного контроля, обеспечивающий оперативную выдачу информации о количестве и направлении потока микрометеоритов, соударяющихся со станцией;
- алгоритм анализа научной информации от бортового субмиллиметрового телескопа;

- алгоритм опознавания звезд, попавших в поле зрения прибора орбитальной станции;

- алгоритм анализа работы фотоаппаратуры;

- алгоритм оценки постоянно контролируемых параметров научной аппаратуры.

Для анализа результатов экспериментов на ОС «Салют-7» в состав математического обеспечения дополнительно включены алгоритмы обработки и анализа информации от рентгеновских телескопов и другой аппаратуры, установленной на станции.

Следует отметить, что выполнение каждого направления исследований отличается определенной специфика. Далее будут даны осо-

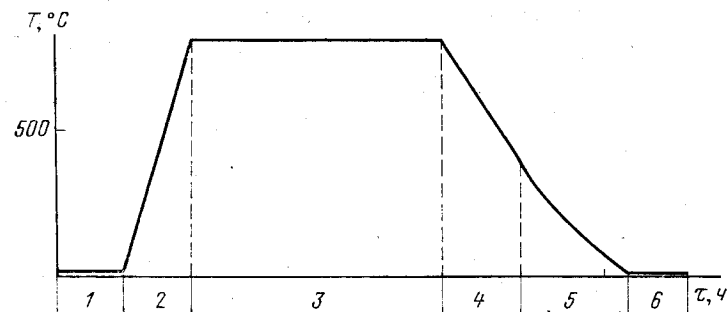


Рис. 8.1. Циклограмма выполнения технологического процесса:

1 — загрузка; 2 — нагрев; 3 — выдержка; 4 — регулируемое охлаждение; 5 — пассивное охлаждение; 6 — разгрузка печи

бенности выполнения экспериментов, проводимых на ОС типа «Салют».

При проведении экспериментов по получению новых материалов режим выполнения технологического процесса разрабатывается специалистами группы управления и сообщается на борт станции в виде радиограмм. Космонавты устанавливают на пульте управления переключатели в необходимое положение, соответствующее разработанному процессу и осуществляют контроль работы технологической печи. Анализ функционирования технологического оборудования выполняется также в центре управления по данным ТМ-информации (что особенно важно в случае проведения плавки во время сна экипажа).

Типичная циклограмма выполнения технологического процесса показана на рис. 8.1.

Загрузка капсул с ампулами в электронагревательное устройство печи и их разгрузка осуществляется космонавтами. Переключение режимов технологического процесса может выполняться либо вручную с пульта управления, либо автоматически.

В процессе проведения плавки в ЦУПе по данным обработки ТМИ осуществляется контроль функционирования печи и температурного состояния электронагревательного устройства. Алгоритм контроля выполнения технологического процесса основан на сопоставлении параметров заданного циклограммой режима плавки с фактическими, получаемыми по ТМИ.

Основными параметрами, характеризующими технологический процесс, являются значения температур в нагревательной камере в зависимости от времени в течение процесса плавки. Кроме того, обрабатываются и анализируются параметры, характеризующие ток потребления технологической установки и целостность работающей аппаратуры.

В более сложных технологических установках используется автоматизированное оптимальное управление процессом плавки, основанное на применении специального вычислителя, входящего в

состав технологического оборудования. В этих случаях дополнительно в ЦУПе контролируется работа спецвычислителя.

Для обеспечения качественного научного анализа необходимо также иметь служебные параметры, несущие информацию о перегрузках, возникающих на КА в период плавки и других эффектах, влияющих на технологический процесс. Данная информация поступает в ЦУП либо по телеметрии, либо сообщается экипажем станции в сеансе радиосвязи.

При выполнении на ОС технологических экспериментов основным критерием качества управления являлись величины возникающих перегрузок.

Проведение технологических плавок на ОС «Салют-6» осуществлялось чаще всего при полете станции в режиме гравитационной стабилизации. Максимальные значения величин, составляющих действующую на технологическую капсулу перегрузку, для различных конфигураций орбитального комплекса «Салют-6», находящегося в режиме гравитационной стабилизации, приведены в табл. 8.1.

Таблица 8.1

Конфигурация орбитального комплекса	ε_{\max}	a_{\max}	$ \dot{\omega} \times r $	$ \dot{\omega} \times [\dot{\omega} \times r] $	
				$\omega_{\xi} = 0,5^\circ/\text{с}$	$\omega = 0,066^\circ/\text{с}$
A	$1,9 \cdot 10^{-6} g_0$	$3,0 \cdot 10^{-7} g_0$	$4,6 \cdot 10^{-7} g_0$	$1,6 \cdot 10^{-5} g_0$	$9,6 \cdot 10^{-7} g_0$
B	$1,2 \cdot 10^{-6} g_0$	$2,7 \cdot 10^{-7} g_0$	$3,0 \cdot 10^{-7} g_0$	$1,6 \cdot 10^{-5} g_0$	$6,0 \cdot 10^{-7} g_0$
C	$6,0 \cdot 10^{-7} g_0$	$3,0 \cdot 10^{-7} g_0$	$1,4 \cdot 10^{-7} g_0$	$1,6 \cdot 10^{-5} g_0$	$3,0 \cdot 10^{-7} g_0$

Примечания. А — станция и транспортный корабль со стороны переходного отсека; В — станция и два транспортных корабля; С — станция и транспортный корабль со стороны агрегатного отсека; $\varepsilon_{\max} = 2\psi \frac{r}{R^3}$; r — расстояние от центра масс станции до места установки технологической печи; a_{\max} — максимальная величина аэродинамического сопротивления; ω — абсолютная угловая скорость вращения станции; ω_{ξ} — угловая скорость вращения станции вокруг продольной оси.

Из таблицы видно, что наибольший вклад в перегрузки дают гравитационный и центробежный члены; причем при больших скоростях вращения станции определяющим становится центробежный член. Наиболее предпочтительной для выполнения технологических экспериментов является конфигурация орбитального комплекса в составе станции и транспортного корабля со стороны агрегатного отсека.

Перегрузки, вызванные вращением станции, зависят от величины угловой скорости и расстояния от центра масс КА до технологической капсулы. Для их уменьшения необходимо осуществлять гашение угловой скорости вращения КА перед выполнением технологической плавки, а также стремиться устанавливать капсулу возможно ближе к центру масс аппарата.

При выполнении технологических экспериментов программа полета планируется таким образом, чтобы устранить влияние возникающих вследствие работы бортовых систем и деятельности экипажа перегрузок на технологический процесс.

Например, на ОС «Салют-6» во время проведения технологических плавок не проводились физические упражнения экипажа, вызывающие недопустимые для выполнения эксперимента перегрузки.

В общем случае при планировании программы технологических экспериментов используется описанный в разд. 5.3 комплекс работанных ММ, позволяющий выбрать рациональный для выполнения плавок режим полета станции.

Обеспечение медико-биологических экспериментов на ОС «Салют» и КК «Союз» выполняется в соответствии с общими принципами управления и анализа, изложенными в предыдущих разделах книги. В процессе проведения экспериментов контролируется состояние применяемой аппаратуры; при этом в качестве контролируемых параметров чаще всего используются измерения температуры в различных зонах. В более сложных исследованиях, например при проведении экспериментов по созданию искусственной силы тяжести на борту станции, количество контролируемых параметров увеличивается.

Многие медико-биологические эксперименты являются комплексными, т. е. выполнение какого-либо исследования на борту станции сопровождается одновременным его воспроизведением в наземных условиях. Управление экспериментом в космосе при этом осуществляется в зависимости от полученных результатов в наземном эксперименте.

Большая часть работы при выполнении медико-биологических экспериментов на ОС «Салют» возлагается на экипаж. Космонавты периодически проводят визуальный осмотр биообъектов, осуществляют фотографирование интересных явлений.

Деятельность экипажа станции по проведению медико-биологических экспериментов обеспечивается активным участием специалистов группы управления, оперативно контролирующими протекание исследований и разрабатывающих специальные инструкции экипажу.

Проведение на орбитальных станциях технических экспериментов осуществляется на основе общих методов управления. В процессе отработки новых приборов и методов управления решаются задачи оценки состояния рассматриваемой системы. Контроль функционирования обрабатываемых приборов выполняется экипажем станции и наземным центром управления по данным автоматизированного анализа ТМ-информации.

В период полета ОС «Салют-1, -2, -3, -4, -5, -6» выполнялись технические эксперименты по всем указанным в разд. 1.6 направлениям.

8.2. УПРАВЛЕНИЕ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ АСТРОНОМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

8.2.1. Особенности проведения астрономических исследований

Исследования в области гамма-астрономии осуществлялись на станции «Салют-6» с помощью телескопа «Елена-Ф». Данный прибор измерял внешний фон γ -излучения и фон от КА. В последнем случае ориентация станции при работе телескопа могла быть произвольной. При изучении внешнего γ -излучения требовалось либо наведение оси телескопа на исследуемые участки, либо последующее восстановление истинной ориентации осей КА в пространстве по данным ТМИ. Характерной особенностью работы с телескопом «Елена-Ф» являлось отсутствие телеметрии в процессе его функционирования на станции, что требовало осуществления экипажем контроля работоспособности прибора. Экипажем выполнялась также установка телескопа в рабочие положения, причем регистрация γ -излучения не требовала выноса телескопа за пределы ОС*.

Отметим, что перспективным γ -телескопам, предназначенным для изучения различных астрономических объектов, присущи большие потоки ТМИ: как служебной, так и собственно научной. Основной режим работы при изучении источников γ -излучения — длительное наведение на исследуемый объект (от нескольких суток до нескольких месяцев). Точность ориентации при этом может быть очень высокой, например, телескоп, изготавливаемый в нашей стране по проекту «Гамма», будет ориентирован с точностью $\sim 0,5^\circ$.

Исследования в рентгеновском диапазоне с помощью аппаратуры «Филин-2» и РТ-4 были начаты на станции «Салют-4» и продолжены на станции «Салют-7».

Проведение экспериментов с рентгеновской аппаратурой характеризуется сложными режимами управления самим космическим аппаратом, большими потоками информации, поступающей с используемых приборов и, как следствие, необходимостью применения автоматизированного анализа при выполнении исследований. Сложность режимов управления станцией обусловлена, с одной стороны, большим количеством изучаемых объектов, а с другой — наличием жестких ограничений, накладываемых на возможность и схему проведения научных измерений. Как правило, наблюдения рентгеновских источников излучения выполняются при полете станции в тени Земли. Однако возможно проведение измерений и на освещенной части орбиты при угле между направлением на Солнце и осью телескопа, не меньшем заданного значения. Возможность выполнения измерений в астрономических экспериментах

* Отметим, что отсутствие необходимости выноса телескопов γ -излучения высоких энергий за пределы КА значительно облегчает их изготовление, так как при этом устраняется требование к прибору по обеспечению нормальной работы в вакууме.

на освещенной Солнцем части орбиты зависит от характеристик (прежде всего чувствительности) используемого научного прибора, способа его установки на КА и т. д. Для установленной на орбитальной станции рентгеновской аппаратуры РТ-4 принималось, например, что угол между направлением на наблюдаемый объект и направлением на Солнце (или Луну) должен быть при выполнении измерений не менее 30° . Уменьшение влияния фона от Земли на измерения достигается выполнением эксперимента при угловой высоте наблюдаемых объектов над горизонтом не менее 10° ; кроме того, для проведения рентгеновских исследований используются лишь «разрешенные зоны» с географическими координатами $60^\circ_{\text{з.д.}} > L < 20^\circ_{\text{в.д.}}$, $20^\circ_{\text{ю.ш.}} > B < 40^\circ_{\text{с.ш.}}$ и $60^\circ_{\text{з.д.}} < L > 20^\circ_{\text{в.д.}}$, $40^\circ_{\text{ю.ш.}} > B < 40^\circ_{\text{с.ш.}}$. При движении КА по орбите с наклоном $i \geq 10^\circ$ и выполнении наблюдений в разрешенных зонах фоновое излучение является переменным, что также является особенностью проведения экспериментов и учитывается при обработке получаемых результатов.

При выявлении и изучении некоторых характеристик рентгеновских объектов (например, периодичности излучения) особые требования предъявляются по продолжительности зоны эксперимента и возможности повторения измерения с заданным интервалом времени. Увеличение длительности наблюдений важно также и для повышения чувствительности аппаратуры по потоку. Задачи, связанные с обеспечением указанных требований, решаются на этапе оперативного планирования программы экспериментов.

Важными требованиями к обеспечению рентгеновских исследований на КА являются также требования по привязке полученных измерений к координатам небесной сферы. На орбитальных станциях «Салют» при выполнении астрономических экспериментов с рентгеновской аппаратурой обеспечивалась точность ориентации в режимах наведения $\sim 10'$ и в режимах обзора от $2...3^\circ$ до нескольких угловых минут при использовании измерений от звездных фотометров.

Отметим также, что эксперименты с рентгеновской аппаратурой могут проводиться как с участием экипажа КА, так и в автоматическом режиме. На станциях «Салют» основной задачей экипажа являлось построение и поддержание точной астроориентации при выполнении измерений в режимах наведения на источник излучения (поддержание точной астроориентации прибора РТ-4 могло осуществляться и автоматически с помощью автономной системы ориентации телескопа).

Астрономические эксперименты в видимом и ИК-диапазонах спектра выполнялись на ОС «Салют-7» с помощью фотоаппаратуры ПСН и специальной фотографической камеры «Пирамид», обладающей высокой чувствительностью благодаря применению электронно-оптического преобразователя.

Особенности проведения исследований с данными приборами заключались в необходимости устранения всех световых помех во время выполнения эксперимента. С этой целью во время фотогра-

фирования на орбитальной станции обеспечивалось минимальное освещение, а сам эксперимент на орбите планировался при «глубокой» тени. Кроме того, после наведения аппаратуры на выбранные участки небесной сферы и гашения угловых скоростей станции реактивные двигатели системы управления отключались. Для уменьшения величины увода оси прибора от начального положения за время экспозиции (которое составляло от нескольких секунд до 5 мин) трехосная ориентация станции выбиралась таким образом, чтобы возмущающие моменты, действующие на ОС, были минимальны.

Для экспериментов с аппаратурой ПСН, «Пирамиг» характерным являлось также выполнение большого количества наблюдений разных объектов в каждом сеансе. Это требовало значительных энергозатрат на управление станцией, а также тщательной подготовки зон экспериментов на Земле (выполнение большого количества подготовительных расчетов для обеспечения проводимых исследований и т. д.).

Помимо исследований по изучению астрономических объектов (галактические и внегалактические источники, точки Лагранжа и т. д.), аппаратура ПСН, «Пирамиг» использовалась для изучения атмосферы Земли (полярные сияния, эмиссионные слои, серебристые облака и т. п.), что также накладывало определенную специфику на обеспечение работ с этими приборами.

Основные особенности работы с телескопом БСТ-1М, установленном на станции «Салют-6», были связаны с необходимостью глубокого охлаждения чувствительных элементов этого прибора при проведении экспериментов в ИК и СМ-диапазонах. Перед выполнением исследований с БСТ-1М в ИК и СМ-диапазонах станция предварительно ориентировалась продольной осью на Солнце, что обеспечивало максимальный подзаряд солнечных батарей, тем самым обеспечивался необходимый запас электрической энергии для работы активной системы охлаждения телескопа. Ориентация станции при этом выполнялась таким образом, чтобы переход на исследуемый объект к началу эксперимента осуществлялся одним разворотом вокруг оси, соответствующей наименьшему моменту инерции станции. Это позволяло экономить рабочее тело системы управления ОС при выполнении экспериментов. Для обеспечения данного режима в полете были разработаны специальные алгоритмы и программы [18].

В некоторых случаях для обеспечения выхолаживания телескопа ориентация станции выполнялась таким образом, чтобы в период охлаждения чувствительные элементы были совмещены с направлением, соответствующим минимальной температуре окружающего пространства. При этом процесс выхолаживания телескопа значительно ускорялся. Направление, соответствующее минимальному тепловому потоку в пространстве, определяется взаимным положением КА, Земли, Солнца и с достаточной для практики точностью рассчитывается по простым геометрическим соотношениям. Для эффективной подготовки телескопа к работе целесообразно сочетание

двух описанных методов управления при его выхолаживании, что и делалось при проведении экспериментов в период полета станции «Салют-6».

Особенности выполнения экспериментов с БСТ-1М связаны также с одновременным использованием данного прибора как для изучения астрономических объектов, так и исследования Земли и ее атмосферы. При проведении научных наблюдений астрономического объекта и земной поверхности в одной зоне выполнения эксперимента управление станцией осуществлялось таким образом, чтобы навести телескоп на изучаемый район земной поверхности с минимальными расходами топлива (данный метод использовался, например, в эксперименте БСТ-1М 14 августа 1980 г., когда после наблюдения астрономического объекта выполнялось исследование Земли в ИК-диапазоне).

При проведении экспериментов с телескопом БСТ-1М изучение различных объектов осуществлялось в режимах наведения, а режимы обзора (закрутки станции) не использовались. Это связано, в частности, с тем обстоятельством, что телескоп имеет весьма узкое поле зрения ($\sim 18'$), и для регистрации сигнала от слабых объектов требуется большое время наблюдения. Вместе с тем в отдельных случаях оказалось целесообразным применение режима гравитационной стабилизации станции (эксперименты с БСТ-1М 5 и 6 сентября 1980 г.).

Работа с БСТ-1М характеризовалась также необходимостью выполнения периодических калибровок и юстировочных работ, наличие большого количества используемых фильтров, режимов функционирования аппаратуры и т. д.

Научные измерения с помощью БСТ-1М выполнялись в тени Земли, что было связано с использованием астроориентации для наведения; сам телескоп мог работать и на освещенной части орбиты при величине угла между направлением на Солнце и чувствительной осью телескопа не менее 25° . Вместе с тем в период полета станции «Салют-6» использовалось также наведение и поддержание точной ориентации по звездам и на освещенной Солнцем части орбиты. Подобная схема применялась, например в эксперименте с БСТ-1М 27 июня 1980 г., когда выполнялось поддержание астроориентации экипажем на свету с $16^h 18^m 00^s$ до $16^h 21^m 00^s$. При планировании данного эксперимента было учтено взаимное расположение Солнца, Луны, опорных для астроориентации звезд и другие факторы.

Особенность экспериментов с большими космическими радиотелескопами связана, прежде всего, с необходимостью раскрытия антенны в полете КА. При проведении исследований с телескопом КРТ-10 на станции «Салют-6» раскрытие антенны выполнялось в соответствии с разработанной методикой.

Следует заметить, что для антенн большого диаметра вследствие возможной жесткости крепления антенны телескопа с корпусом КА при выполнении исследований возникает необходимость в использовании специальных методов управления ориентацией ап-

парата. В процессе проведения экспериментов с телескопом КРТ-10 на станции «Салют-6» были разработаны и успешно использованы способы управления, учитывающие нежесткость конструкции антенны телескопа. Данные способы использовались при выполнении юстировочных работ и в процессе исследования радиоисточников для повышения точности наведения.

Все эксперименты с КРТ-10 могли выполняться только с момента отделения грузового корабля «Прогресс» до отвода самой антенны телескопа от станции (конструкция антенны не допускала ее обратного сложения). Это потребовало выполнения большого количества экспериментов в течение относительно короткого интервала полета, что заметно сказалось на загрузке наземного персонала управления и экипажа ОС (см. табл. 2.1).

Телескоп КРТ-10 был также первым астрономическим прибором, установленным вдоль продольной оси станции. Это обстоятельство сказалось на схеме наведения прибора на исследуемые объекты, так как приборы астроориентации ОС установлены перпендикулярно продольной оси станции. Вместе с тем такая установка прибора позволила эффективно использовать режим гравитационной стабилизации станции для обзора небесной сферы.

Особенностью работы с телескопом КРТ-10 на станции «Салют-6» являлось также активное его применение для изучения различных объектов.

8.2.2. Оперативное планирование астрономических экспериментов

При кратковременных полетах КА для планирования экспериментов с помощью численного интегрирования дифференциальных уравнений прогнозируется движение КА и с требуемым шагом по времени вычисляется и выводится на печать информация, необходимая для составления программы (углы между исследуемыми объектами и Солнцем, Землей или Луной, времена нахождения КА в тени Земли и т. д.). На основе анализа полученной информации, осуществляемого при последовательном просмотре специалистами рассчитанных данных, выбираются исследуемые объекты и составляется программа полета. Для реализации программы с помощью численного интегрирования уравнений движения дополнительно рассчитываются моменты разворотов КА и углы для наведения оси научного прибора на исследуемый объект.

Увеличение продолжительности космических полетов и рост числа научных экспериментов делают нецелесообразной, а иногда и невозможной, описанную схему оперативного планирования и обеспечения экспериментов. При оперативном составлении программы научных исследований, осуществляемой с помощью орбитальных станций, полезно иметь простые аналитические зависимости для планирования программы полета. Использование аналитических соотношений позволяет значительно сократить затраты машинного времени на проведение расчетов. Однако в этом случае

необходимо, чтобы указанные аналитические зависимости были достаточно точными и вместе с тем имели простой вид (использование, например, более сложных формул, чем кеплеровы соотношения, уже затрудняет получение оптимальных решений в конечном виде).

Ниже выводятся аналитические зависимости, удовлетворяющие указанным ограничениям и рассматривается возможность их использования при оперативном планировании и обеспечении программы астрономических экспериментов, осуществляемой на современных КА.

При проведении астрономических исследований наиболее часто возникают следующие задачи планирования программы полета:

1. Дан каталог объектов, наблюдение которых может осуществляться в любой последовательности за время полета. Требуется построить программу экспериментов, отвечающую какому-либо из введенных в гл. 3 критериев. Решение данной задачи обычно предшествует запуску КА с астрономической аппаратурой. Составление программы исследований целесообразно для КА, специализированных на решение астрономических задач.

2. Даны несколько объектов. Требуется определить момент проведения эксперимента по наблюдению каждого из данных объектов, соответствующий одному из приведенных в гл. 3 критериев. Конкретный критерий оптимизации программы исследований выбирается с учетом особенностей КА и дополнительных соображений. Заметим, что вследствие уменьшения исследуемых объектов в данной задаче по сравнению с предыдущей меняется и метод решения.

3. Дан объект и время его наблюдения. Требуется таким образом построить схему проведения эксперимента, чтобы расход топлива или время работы приборов, имеющих ограниченный ресурс, были минимальны (возможно также в этом случае использование других критериев, например, точности восстановления ориентации КА и т. п.).

4. Дана группа объектов. Требуется в отведенное на астрономические эксперименты время полета провести наблюдение всех объектов группы. Чаще всего данная задача решается исходя из минимизации общей суммы разворотов КА, необходимых для наведения оси прибора в нужных направлениях.

5. На астрономический эксперимент выделено определенное время в программе полета. Требуется так спланировать программу экспериментов, чтобы выполнить в отведенное время наблюдение максимального количества объектов при соблюдении условий минимизации расхода топлива, ресурсов систем космических аппаратов и т. д.

Для описания движения КА используем соотношения, основанные на уравнениях движения во вращающейся системе координат.

Уравнение плоскости орбиты P_1 , совпадающей с плоскостью ВСК xOy (рис. 8.2) имеет вид

$$X A_1 + Y A_2 + Z A_3 = 0, \quad (8.1)$$

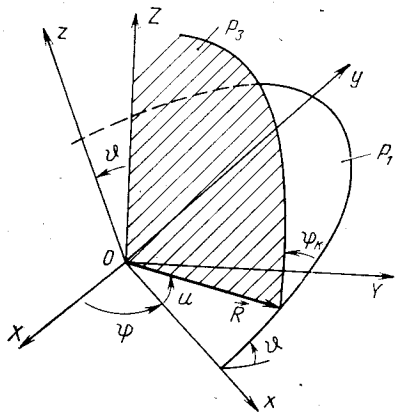


Рис. 8.2. Наведение на исследуемый объект оси КА

где $A_1 = \sin \varphi \sin \vartheta$, $A_2 = -\cos \varphi \sin \vartheta$, $A_3 = \cos \vartheta$. (8.2)

Считаем, что координаты α и δ , определяющие положение единичного вектора \vec{S} , направленного на исследуемый объект, заданы в системе координат $OXYZ$. Запишем уравнение плоскости, проходящей через векторы \vec{R} и \vec{S} (плоскость P_2). Получим

$$XC_1 + YC_2 + ZC_3 = 0, \quad (8.3)$$

где $C_1 = \cos \delta \sin \alpha \sin u \sin \vartheta - \sin \delta (\cos u \sin \varphi + \sin u \cos \varphi \cos \vartheta)$;

$$C_2 = -\cos \delta \cos \alpha \sin u \sin \vartheta + \sin \delta (\cos u \cos \varphi - \sin u \sin \varphi \cos \vartheta); \quad (8.4)$$

$$C_3 = \cos \delta \cos \alpha (\cos u \sin \varphi + \sin u \cos \varphi \cos \vartheta) - \cos \delta \sin \alpha (\cos u \cos \varphi - \sin u \sin \varphi \cos \vartheta).$$

При планировании экспериментов требуется найти момент, когда плоскости P_1 и P_2 перпендикулярны. Из условия перпендикулярности плоскостей P_1 и P_2 находим:

$$\operatorname{tg} u = D_1/D_2, \quad (8.5)$$

где

$$D_1 = \sin \vartheta \sin \delta + \cos \vartheta \cos \delta (\sin \alpha \cos \varphi - \cos \alpha \sin \varphi);$$

$$D_2 = \sin \varphi \sin \alpha \cos \delta + \cos \varphi \cos \alpha \cos \delta.$$

Отметим, что для заданного объекта при $\operatorname{tg} \varphi = -\operatorname{ctg} \alpha$ знаменатель D_2 в формуле (8.5) обращается в ноль. Из соотношения (8.5) находится аргумент широты u , при котором плоскость P_2 перпендикулярна плоскости орбиты. Соответствующий момент времени t определяется затем с использованием уравнения Кеплера, записываемого во вращающейся системе аналогично [87]. Для наведения оси научного прибора, совпадающей с радиус-вектором КА, при полете КА в режиме орбитальной ориентации (которая обычно выбирается в качестве начальной) величина разворота относительно продольной оси КА рассчитывается по формуле:

$$\alpha_\varepsilon = \arcsin |A_1 B_1 + A_2 B_2 + A_3 B_3|, \quad (8.6)$$

где $B_1 = \cos \delta \cos \alpha$, $B_2 = \cos \delta \sin \alpha$, $B_3 = \sin \delta$, а A_1, A_2, A_3 — берутся из соотношения (8.2).

Направление разворота определяется после сопоставления углов между векторами \vec{S} , \vec{R} с плоскостью XOY в момент u , определяемый по формуле (8.5).

Найдем условие, когда объект лежит в плоскости прецессирующей орбиты. Приравняв нулю выражение $A_1 B_1 + A_2 B_2 + A_3 B_3$, получим

$$A \sin \varphi + B \cos \varphi + C = 0, \quad (8.7)$$

где обозначено $A = \sin \vartheta \cos \delta \cos \alpha$,

$$B = -\sin \vartheta \cos \delta \sin \alpha, \quad C = \cos \vartheta \sin \delta.$$

Используя уравнение (8.7), получим, например, что при $\delta > \vartheta$ использование данного способа для наблюдения невозможно, так как объект в этом случае никогда не попадет в плоскость прецессирующей орбиты.

Решение уравнения (8.7) дает

$$\varphi = -\arcsin(\operatorname{tg} \delta \operatorname{ctg} \vartheta) + \alpha. \quad (8.8)$$

Далее, используя соотношение $\varphi = \varphi_0 + \delta\varphi$, где $\delta\varphi = -u\varepsilon \cos \vartheta / \mu p^2$; φ_0 — начальное значение φ ; p — параметр эллипса во вращающейся системе, найдем u , при котором объект с координатами α, δ лежит в плоскости орбиты

$$u = -\mu p^2 (\varphi - \varphi_0) / (\varepsilon \cos \vartheta). \quad (8.9)$$

Значение φ в формуле (8.9) берется из соотношения (8.8). По найденному значению u определяется затем соответствующий момент времени t .

Для определения значения угла φ_k , которое необходимо обеспечить при наведении на исследуемый объект оси КА, ориентированного в орбитальной системе координат, запишем уравнение плоскости P_3 в системе координат $Oxyz$ (см. рис. 8.2):

$$x \sin \varphi_k \sin u - y \sin \varphi_k \cos u + z \cos \varphi_k = 0. \quad (8.10)$$

Используя условие перпендикулярности плоскостей P_2 и P_3 , получим уравнение

$$F_1 \sin \varphi_k + F_2 \cos \varphi_k = 0, \quad (8.11)$$

где $F_1 = C_1 \cos \varphi \sin u + C_1 \cos \vartheta \sin \varphi \cos u + C_2 \sin \varphi \sin u - C_2 \cos \vartheta \cos \varphi \cos u - C_3 \sin \vartheta \cos u$;

$$F_2 = C_1 \sin \vartheta \sin \varphi - C_2 \sin \vartheta \cos \varphi + C_3 \cos \vartheta;$$

C_1, C_2, C_3 — коэффициенты (8.4).

Из уравнения (8.11) находим искомое значение курсового угла φ_k :

$$\varphi_k = -\operatorname{arctg}(F_2/F_1). \quad (8.12)$$

Для наведения оси прибора на исследуемый объект к заданному моменту строится орбитальная ориентация с курсовым углом φ_k , осуществляется инерциальная стабилизация КА (с помощью блока

свободных гироскопов) и проводится разворот до совмещения оси прибора с направлением на исследуемый объект. Так как обычно задается время начала разворота t , то необходим переход от переменной t к переменной u , который осуществляется преобразованием уравнения Кеплера во вращающейся системе с помощью формулы Лагранжа [59].

Найдем условия, наиболее благоприятные для возможности продолжительного наблюдения исследуемого объекта. Рассмотрим теперь круговую орбиту с радиусом R . Для задач планирования моментов наблюдения такое приближение является правомерным, так как орбиты многих КА близки к круговым, а решения, получаемые в данном случае для круговой или слабоэллиптической орбит, практически не отличаются. Условие постоянной видимости источника с КА, являющееся наиболее благоприятным при наблюдении, имеет вид (см. рис. 5.5):

$$|R_3/S_z| < R, \quad (8.13)$$

где R_3 — средний радиус Земли; $R_3 = 6371$ км; S_z — проекция вектора \vec{S} на ось Oz ;

$$S_z = S_x \sin \vartheta \sin \varphi - S_y \sin \vartheta \cos \varphi + S_z \cos \vartheta;$$

S_x, S_y, S_z — проекции вектора \vec{S} на оси системы координат $OXYZ$.

Для орбит КА типа «Салют», «Союз» условие (8.13) приводит к следующим неравенствам

$$\pi - \arcsin\left(\frac{R_3/R - S_z \cos \delta}{\sin \vartheta \cos \delta}\right) + \alpha > \varphi > \arcsin\left(\frac{R_3/R - S_z \cos \delta}{\sin \vartheta \cos \delta}\right) + \alpha \quad (8.14)$$

при исследовании объектов, расположенных в верхней полусфере,

$$-\pi - \arcsin\left(\frac{-R_3/R - S_z \cos \delta}{\sin \vartheta \cos \delta}\right) + \alpha < \varphi < \arcsin\left(\frac{-R_3/R - S_z \cos \delta}{\sin \vartheta \cos \delta}\right) + \alpha \quad (8.15)$$

— для объектов, лежащих в нижней полусфере.

Возможность постоянной видимости объекта с КА определяется в результате исследования соотношения (8.14) или (8.15). Для этого вычисляется значение функции, стоящей под знаком \arcsin (оно не должно превышать по абсолютной величине 1). Далее находятся границы видимости объекта φ_1 и φ_2 и соответствующие им моменты времени. Для орбит КА типа «Салют», «Союз» максимальная продолжительность видимости объекта достигается (см. гл. 5) при

$$\varphi = \alpha + \pi/2 + 2\pi n, \quad \text{где } n = 1, 2, 3 \dots \quad (8.16)$$

Рассмотрим теперь как на основе выведенных формул решаются

задачи оперативного планирования астрономических экспериментов.

Для решения задач 1, 2 выбирается критерий оптимальности. При оптимизации программы в смысле критерия, характеризующего продолжительность наблюдений, используются формулы (8.14)... (8.16). Первоначально проверяется условие постоянной видимости объекта с КА. Если оно для данной орбиты и наблюдаемого объекта невыполнимо, то для эксперимента выбирается по формуле (8.16) момент, соответствующий максимальному интервалу наблюдения. При наличии ограничений на возможность исследования объекта выбирается решение, близкое к найденному и удовлетворяющее ограничениям на наблюдение (при этом используются и графо-аналитические методы разд. 8.5). Задача минимизации расхода топлива существенно связана с конструктивными особенностями КА. Так как для большинства КА полет происходит в режиме орбитальной ориентации, а научные астрономические приборы размещены по оси станции, совпадающей с радиусом-вектором, то наиболее выгодно проводить эксперимент при попадании объекта в плоскость орбиты. Соответствующий момент наблюдения находится по формуле (8.9). При длительных полетах КА наиболее часто требуется минимизировать время работы гироскопов, используемых для поддержания инерциальной ориентации и имеющих ограниченный ресурс работы. Для выполнения этого условия трехосная инерциальная ориентация строится непосредственно к моменту начала наблюдения, что обеспечивается предварительным построением орбитальной ориентации станции с курсовым углом, рассчитанным по формуле (8.12).

Заметим, что в задаче 1, в отличие от задачи 2, возможно «наслоение» различных наблюдений на один и тот же виток (это связано с большим количеством исследуемых объектов). Поэтому при решении задачи 1 возникают дополнительные проблемы.

При решении задачи 3 используются критерии, характеризующие расход топлива и ресурс систем КА. Для выполнения наблюдения на заданном витке полета система управления современным КА дает несколько возможностей. Поэтому последовательным перебором возможных схем выполнения эксперимента обычно отыскивается наиболее удачный вариант. Некоторые из возможных схем наведения оси КА на исследуемый объект вытекают из формул (8.5), (8.6), (8.12).

При решении задачи 4 дается список объектов с координатами α, δ . Начальное положение КА также известно. Требуется построить программу наблюдений таким образом, чтобы время, необходимое для разворотов КА при исследовании объектов (т. е. то время, когда эксперимент не проводится), было минимальным. Время собственно наблюдения при этом получается максимальным. Для некоторых систем управления это условие равносильно также и условию минимизации расхода рабочего тела двигателей системы ориентации КА. При решении данной задачи используются методы, рассмотренные в разд. 5.5.

Решение задачи 5 существенно зависит от особенностей системы управления КА. Возможность наблюдения нескольких объектов в одном сеансе при сравнительно малом расходе рабочего тела на современных КА обеспечивается, например, при проведении закрутки относительно оси, перпендикулярной оси прибора и соответствующей минимальному моменту инерции КА; на станции «Салют-6» целесообразным оказалось также использование режима гравитационной стабилизации (см. разд. 8.4).

8.3. ГЕОФИЗИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

На орбитальных станциях в настоящее время осуществляется отработка методов изучения Земли и геофизической аппаратуры. При выполнении геофизических исследований собственно научная информация часто остается на борту КА (в виде фотоматериалов, магнитной пленки бортового магнитофона и т. д.) и возвращается на Землю лишь после завершения этапа полета. В ЦУП в этих случаях оперативно поступают лишь служебные сигналы. Их обработка осуществляется в соответствии с общими принципами, изложенными в гл. 6. Следует также отметить, что в некоторых экспериментах научная информация, получаемая при исследовании Земли из космоса, может передаваться в ЦУП и непосредственно в сеансе связи.

На ОС «Салют» и КК «Союз» для исследования Земли применяется фотоаппаратура и различная спектральная аппаратура. При фотографировании земной поверхности возникает задача выбора районов съемки по благоприятным метеоусловиям. Для решения этой задачи в ЦУП оперативно из ГМЦ СССР поступает необходимая метеорологическая информация.

Одна из методических особенностей проведения геофизических исследований на орбитальных станциях связана с необходимостью одновременного получения информации об изучаемых районах с самолетных лабораторий (кроме того, нередко одновременно специалистами выполняются исследования и непосредственно в изучаемых районах). Управление этими комплексными исследованиями осуществляется из ЦУПа.

Особенностью выполнения геофизических исследований на орбитальных станциях является также активное участие в их проведении экипажа. Космонавты на борту станции могут осуществлять целенаправленный отбор наиболее интересных объектов исследования (циклонов, пожаров, извержений вулканов и т. д.). Данная возможность проявляется в процессе выполнения визуально-инструментальных наблюдений. Кроме того, экипаж оперативно корректирует параметры съемки по наблюдению за реальными условиями проведения эксперимента (например, облачностью). Большое значение наличие экипажа на борту КА имеет при необходимости перенастройки и ремонта геофизической аппаратуры (например, в процессе полета ОС «Салют-6» экипажем успешно выполнялись ремонтные работы фотоаппаратуры). При проведении

съемки экипаж осуществляет контроль работы аппаратуры по индикации на пультах.

Подготовительные работы по организации исследований и оперативное управление ходом геофизического эксперимента выполняется ЦУПом.

Рассмотрим задачу составления рациональной программы исследования Земли с борта движущихся по известной орбите пилотируемых КА, решаемую на этапе оперативного планирования экспериментов в центре управления космическими полетами.

Отметим, что при длительных полетах (более года) за время активного существования орбитальной станции многократно повторяются условия, при которых осуществляется эксперимент (климатические, баллистические и т. д.), что позволяет выбирать оптимальные варианты программы исследований.

Возможность исследования участков Земли с КА определяется прежде всего расположением на ее поверхности трассы полета.

Трасса полета строится по аналитическим формулам, которые в случае использования ВСК имеют вид

$$\left. \begin{aligned} B &= \arcsin(\sin u \sin \vartheta); \\ L &= \varphi + \operatorname{arctg}(\operatorname{tg} u \cos \vartheta) - S_{зв} + \Delta\varphi \frac{t}{T}, \end{aligned} \right\} \quad (8.17)$$

где B , L — широта и долгота подспутниковой точки КА; u — аргумент широты КА в ВСК; ϑ , φ — параметры орбиты КА в ВСК; $S_{зв}$ — звездное время; $\Delta\varphi$ — прецессия узла орбиты за один оборот; T — период обращения КА.

Возможность выполнения фотографирования из космоса определяется также освещенностью местности, состоянием атмосферы и природными условиями: временем года, фенологическим состоянием ландшафта, метеообстановкой и т. д.

Освещенность местности зависит прежде всего от высоты Солнца h_{\odot} , а также его азимута, прозрачности атмосферы, характера рассеяния света атмосферой и отражательной способности ландшафта.

Для точки земной поверхности с координатами B и L высота и азимут Солнца определяются с помощью следующих соотношений:

$$\left. \begin{aligned} \sin h_{\odot} &= \sin \delta_{\odot} \sin B + \cos \delta_{\odot} \cos B \cos \Delta\lambda_{\odot}; \\ \operatorname{ctg} A_{\odot} &= \frac{\sin \delta_{\odot} \cos B - \cos \delta_{\odot} \sin B \cos \Delta\lambda_{\odot}}{\sin \Delta\lambda_{\odot} \cos \delta_{\odot}}, \end{aligned} \right\} \quad (8.18)$$

где δ_{\odot} — склонение Солнца, $\Delta\lambda_{\odot}$ — часовой угол.

При фотографировании участков земной поверхности минимально допустимой величиной высоты Солнца считают $h_{\odot} \approx 10^{\circ} \dots 15^{\circ}$.

Понятно, что в случае фотографирования при малых углах h_{\odot} необходимо вследствие уменьшения освещенности увеличивать выдержку. Увеличение же выдержки может привести к недопустимо большому смазам изображения. Кроме того, при малых высотах

Солнца резко возрастает дымка, обусловленная рассеянием света в атмосфере, что приводит к значительному ухудшению качества фотоснимков.

Отметим, что наличие минимально допустимой величины угла h_{\odot} приводит к появлению участков полета, определяемых взаимным положением плоскости орбиты и Солнца, на которых вообще невозможно выполнять фотографирование земной поверхности, поскольку в любой точке трассы на этих участках будет $h_{\odot} < (10^{\circ} \dots 15^{\circ})$.

Для горных районов минимально допустимая высота Солнца обычно превышает 20° , так как наличие теней в этих случаях ухудшает условия дешифрирования. Кроме того, важное значение имеет сезон съемки, поскольку состояние растительного покрова, наличие снега и другие природные факторы также влияют на условия дешифрирования.

При фотографировании горных районов оптимальные высоты Солнца лежат в интервале $40 \dots 45^{\circ}$, а при фотографировании слабосхолмленных степей — $20 \dots 40^{\circ}$. Для съемки степной равнины оптимальное значение угла h составляет $\sim 20 \dots 25^{\circ}$ [49].

В процессе выполнения геофизических исследований необходимо также оценивать состояние атмосферы и определять те границы съемок, которые зависят от атмосферных условий.

При оперативном планировании экспериментов по исследованию Земли определяется время прохождения КА над заданным объектом на расстоянии, при котором объект попадает в зону видимости исследовательского прибора. Времена прохождения КА над объектом исследования могут быть получены геометрическим построением или численным расчетом. При геометрическом построении трасса полета, нанесенная на прозрачную пластинку (кальку и т. п.), накладывается на карту (предварительно на карту наносятся координаты исследуемых объектов и границы их видимости с орбиты КА, получаемые из простых соотношений, включающих параметры орбиты и характеристики полей зрения исследовательских приборов). Точки пересечения трассы полета с нанесенными на карту границами видимости исследуемых объектов соответствуют началу эксперимента. Для удобства определения момента времени пересечения границы видимости объекта с трассой полета на перемещаемую по карте трассу наносятся временные метки. Окончательное решение о проведении эксперимента по исследованию Земли принимается после анализа ограничений, накладываемых на условия его выполнения.

Геометрический метод планирования геофизических экспериментов часто оказывается неудобным, так как он требует значительных затрат времени квалифицированных специалистов и не всегда позволяет найти рациональное решение. Формализованное же представление проблемы планирования экспериментов (в виде типовых задач) позволяет эффективно использовать ЭВМ при составлении программы полета и проводить оптимизацию решений. Каждая типовая задача при этом формулируется в виде требова-

ний выполнения определенного условия при соблюдении заданных ограничений. На проведение исследований Земли накладываются следующие ограничения:

а) ограничения на угол возвышения Солнца над горизонтом h_{\odot} . В общем случае $h_1 < h_{\odot} < h_2$, где h_1 и h_2 — пределы допустимого изменения угла возвышения Солнца для данного эксперимента;

б) ограничения на время выполнения эксперимента в течение года (данное ограничение связано с периодическим сезонным изменением климатических условий в районах исследования за год);

с) ограничение на сутки проведения исследований и на время выполнения эксперимента $t_{\text{экс}}$ в течение суток: $t' < t_{\text{экс}} < t''$. Времена t' , t'' могут определять период сна экипажа, период технического обслуживания КА и т. д.;

д) ограничение на метеобстановку в исследуемом районе — $\chi < \chi_{\text{кр}}$, где χ — коэффициент, характеризующий облачность. В качестве $\chi_{\text{кр}}$ наиболее часто принимается величина 5 баллов.

Ограничения $a \dots d$ являются основными при проведении геофизических экспериментов. Следует отметить, что в некоторых случаях могут накладываться дополнительные ограничения, например, на волнение моря при исследовании водной поверхности, на фенологическое состояние ландшафта и т. д.

Оперативное планирование геофизических экспериментов, осуществляемых с помощью орбитальных станций, сводится к решению следующих основных задач:

1) на поверхности Земли дан район $P(L, B)$. Найти момент $t_{\text{экс}}$, в который подспутниковая точка КА находится от P на расстоянии, не превышающем заданную величину Δ . При этом в общем случае должен быть выполнен ряд ограничений $a \dots d$;

2) найти момент $t_{\text{экс}}$, соответствующий минимальному расстоянию от заданного района $P(L, B)$ до подспутниковой точки на интервале времени T . В этом случае на выбор момента $t_{\text{экс}}$ также могут быть наложены ограничения $a \dots d$.

3) задано несколько (n) предполагаемых районов исследования P_i , $i = 1, 2, \dots, n$. Найти наиболее благоприятные сутки проведения геофизических экспериментов из условия прохождения КА над максимальным количеством исследуемых районов при выполнении ограничений на наблюдения;

4) даны крупномасштабные районы исследования P_i ($i = 1, 2, \dots$) и их границы. Известны коэффициенты κ_i , учитывающие важность исследования каждого района. Найти наиболее благоприятные сутки проведения геофизических экспериментов из условия прохождения КА над максимальной площадью исследуемых районов с учетом коэффициентов κ_i и приведенных ограничений на наблюдения, т. е. максимизировать функционал

$$I = \sum_{i=1}^n \kappa_i S_i, \quad (8.19)$$

где S — площадь поверхности i -го исследуемого района;

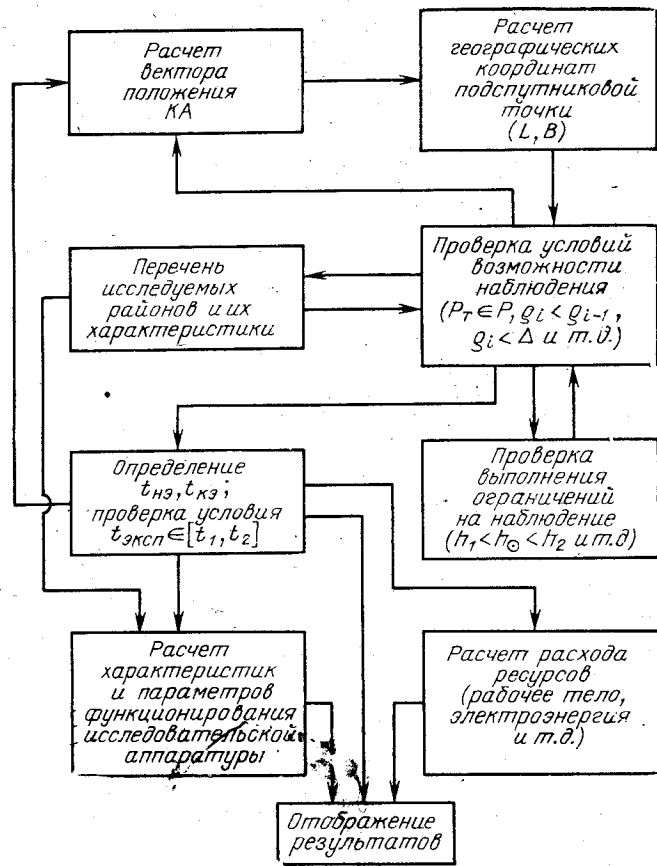


Рис. 8.3. Алгоритм оперативного планирования геофизических исследований

5) дан район исследования. Найти момент $t_{\text{эксп}}$, соответствующий оптимальному условию наблюдения по какому-либо критерию, например по освещенности, за заданный интервал ΔT , т. е. найти минимум функции $\Phi = |h_{\odot} - h_{\text{оптим}}|$, либо, если ΔT достаточно велико, найти момент, когда $h_{\odot} = h_{\text{оптим}}$.

В общем случае требуется минимизировать коэффициент потери качества управления $I = I(\tau_1, \tau_2, \dots)$, где коэффициенты τ_j характеризуют в данном случае условия проведения исследования (освещенность, облачность и т. д.), а также расход ресурсов, необходимых на выполнение эксперимента.

Алгоритм решения задач оперативного планирования геофизических экспериментов показан на рис. 8.3. В процессе решения задачи планирования осуществляется расчет вектора положения КА

и географических координат подспутниковой точки P_T . Затем выполняется проверка условий наблюдения. Для этого вычисляется расстояние ρ_i от подспутниковой точки до района наблюдения P и проверяется принадлежность точки P_T области P . В случае выполнения условий, оговоренных в задачах 1...5, осуществляется проверка ограничений $a...d$. Для выбранных районов исследования вычисляются параметры функционирования исследовательской аппаратуры и расход ресурсов КА. При использовании фотоаппаратуры в зависимости от освещенности фотографируемой поверхности и чувствительности пленки автоматически выбираются выдержка и диафрагма (освещенность поверхности при этом определяется углом возвышения Солнца h_{\odot} , характером подстилающей поверхности и т. д.). Перекрытие η рассчитывается в зависимости от важности проводимой съемки и метеоусловий, т. е. $\eta = f(x, \chi)$.

Знание районов фотографирования и их границ позволяет вычислить также расход пленки и другие характеристики. Перед проведением геофизических экспериментов для повышения уровня автоматизации необходимые параметры табулируются и вводятся в ЭВМ. В процессе планирования программы исследований вычисляются также необходимые для выполнения экспериментов ресурсы систем КА. Для расчета потребной энергии (например, рабочего тела) подсчитывается суммарный расход τ_2 , необходимый на построение рабочей ориентации КА и ее поддержание до конца эксперимента. Рассчитанные с помощью ЭВМ величины и характеристики выводятся на средства телевизионного отображения (СТО). Окончательный выбор программы экспериментов осуществляется специалистами.

Рассмотрим методы решения сформулированных задач оперативного планирования. Обычно задачи 1...5 решаются численными методами, однако в некоторых случаях оказывается возможным найти и аналитическое решение (см. разд. 5.5). В процессе решения задачи оперативного планирования геофизических экспериментов численными методами возникает необходимость в многократном расчете вектора положения КА. Ускорение прогнозирования движения КА достигается в этом случае двумя путями:

• применением специальных уравнений и эффективного способа интегрирования, рассмотренных в гл. 4;

• использованием в алгоритме рациональной схемы вычислений.

Для ускорения расчетов вторым путем в программах заранее исключаются интервалы интегрирования, оговоренные в ограничениях $a...d$.

Окончательное составление программы экспериментов осуществляется специалистами в процессе взаимодействия с ЭВМ в режиме диалога с выводом результатов решения задач 1...5 на СТО. Использование изложенного подхода к оперативному планированию экспериментов позволяет сократить трудозатраты специалистов по составлению программы полета КА и значительно повысить эффективность выполнения исследований Земли из космоса.

8.4. ПРИМЕНЕНИЕ ЭКОНОМИЧНЫХ МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Эффективность результатов экспериментов во многом определяется используемыми методами управления КА*. В некоторых случаях количество и продолжительность экспериментов ограничивается располагаемыми ресурсами системы управления, и поэтому важной задачей является поиск новых экономичных способов управления КА.

На орбитальных станциях «Салют» выполнение многих исследований с минимальным расходом энергоресурсов обеспечивается использованием режимов целенаправленной пассивной закрутки КА либо гравитационной стабилизации.

Выполнение закруток КА позволяет осуществлять сканирование заданных участков небесной сферы или земной поверхности. Кроме того, в некоторых случаях пассивные закрутки КА могут использоваться для «грубой» (предварительной) юстировки некоторых приборов, применяемых в экспериментах. Данный режим использовался, например, 24.07.79 г. при проведении предварительной юстировки телескопа КРТ-10 (по Земле и Солнцу). Для этого станция в режиме ручной ориентации закручивалась с угловой скоростью $\sim 1^\circ/\text{с}$ вокруг осей $O\xi$ и $O\eta$. Истинная ориентация осей станции при этом определялась по методике, изложенной в гл. 7. При закрутке вокруг оси $O\eta$, соответствующей наибольшему моменту инерции, максимальное отклонение оси закрутки от первоначального положения составило $\sim 20^\circ$. Закрутка вокруг оси $O\xi$ оказалась неустойчивой. Поэтому последующие закрутки для сканирования участков небесной сферы и земной поверхности осуществлялись при работе телескопа вокруг оси $O\eta$ ***.

При совпадении оси аппарата, соответствующей минимальному моменту инерции, с радиусом-вектором центра масс КА, а оси, соответствующей максимальному моменту инерции с нормалью к плоскости орбиты, космический аппарат будет находиться в устойчивом положении относительного равновесия.

Наличие устойчивого положения относительного равновесия КА позволило использовать гравитационную стабилизацию на станциях «Салют-6», «Салют-7» при проведении ряда научных экспериментов: геофизических, астрономических, технологических и некоторых других***.

Применение гравитационной стабилизации станции при выполнении технологических плавов оказывается выгодным вследствие возможности обеспечения в этом режиме достаточно малого уровня перегрузок на КА (однако для обеспечения минимального уровня перегрузок в данном случае необходима разработка специаль-

* Данный раздел написан на основе работ, выполненных автором совместно с Т. Н. Тяном.

** Более подробно результаты исследования режима закрутки станции «Салют» изложены в [25].

*** Впервые на станции «Салют-6» использовать данный режим предложили летчики-космонавты Г. М. Гречко и Ю. В. Романенко.

ной стратегии управления, так как в некоторых случаях вследствие сложной конфигурации станции она может приобрести такие угловые скорости вращения, что перегрузки окажутся гораздо выше допустимых).

Целесообразность применения данного режима в экспериментах по изучению различных земных и небесных объектов обусловлена, прежде всего, его экономичностью и отсутствием возможных помех для работы научной аппаратуры, возникающих при функционировании реактивных систем управления движением КА. Необходимость использования режима пассивной стабилизации КА для геофизических и астрономических исследований, выполняемых на фоне длительных технологических экспериментов, связана также с ограничениями, накладываемыми на возможность включения и работу двигателей системы управления ориентацией станции в процессе выполнения технологической плавки.

Для выработки эффективной стратегии управления станцией в режиме гравитационной стабилизации необходимо исследовать динамику движения аппарата. В данной работе режим гравитационной ориентации станции исследовался как с помощью достаточно полной математической модели движения, учитывающей действие гравитационных, аэродинамических и магнитных возмущений, так и по реальной телеметрической информации от системы контроля углового положения, установленной на станции. Подобный подход к исследованию позволяет установить истинную картину движения станции несмотря на ее сложную конструкцию и выработать практические рекомендации для использования данного режима при выполнении программы научных экспериментов (заметим, что применение аналитических методов исследования связано обычно с введением серьезных упрощающих предположений относительно конструкции аппарата, что делает их практически непригодными при разработке методов анализа и управления движением конструктивно сложных КА типа «Салют-6»).

8.4.1. Математическая модель движения КА относительно центра масс

Математическая модель, качественно описывающая движение ОС «Салют-4, -6, -7» относительно центра масс, разработана Т. Н. Тяном*. Рассмотрим основные возмущающие факторы, учитываемые в этой модели.

Для описания движения КА будем использовать динамические уравнения Эйлера совместно с кинематическими уравнениями в параметрах Родрига — Гамильтона. Присутствующий в уравнениях возмущающий момент \vec{M} представим в виде суммы гравитационно-

* Большая работа по совершенствованию и уточнению модели была проделана впоследствии совместно с сотрудниками Института прикладной математики АН СССР; успешному выполнению этой работы во многом способствовало использование теоретических методов, разработанных под руководством профессора В. А. Сарычева и его личное участие в исследованиях.

го $\vec{M}_{\text{грав}}$, магнитного \vec{M}^m и аэродинамического $\vec{M}^{\text{аэр}}$ моментов:

$$\vec{M} = \vec{M}_{\text{грав}} + \vec{M}^m + \vec{M}^{\text{аэр}}. \quad (8.20)$$

Моменты сил другой физической природы учитывать не будем, так как влияние их на движение орбитальных станций пренебрежимо мало.

В качестве гравитационного момента будем использовать выражения с учетом сжатия Земли. Заметим, что наиболее простой, но в то же время достаточно сложный вид гравитационный момент имеет в проекциях на оси связанной системы координат. Членами второго и выше порядка малости по малому параметру ϵ (безразмерный коэффициент, определяемый величиной сжатия Земли) пренебрегаем.

Момент магнитных сил, возникающий при взаимодействии КА с магнитным полем Земли и обусловленный наличием токовых систем и постоянных магнитов, намагничиванием металлической оболочки КА и возникновением вихревых токов в оболочке КА для достаточно вытянутых тел (такowymi, как правило, являются орбитальные станции) представим в виде [13]:

$$\vec{M}^m = [(\vec{L}_0 + K_H H_\xi \vec{i}) \times \vec{H}] + K_\phi [\vec{H} \times [\vec{H} \times \vec{\omega}]], \quad (8.21)$$

где \vec{L}_0 — постоянный магнитный момент; \vec{H} — вектор напряженности магнитного поля Земли; H_ξ — проекция вектора \vec{H} на ось $O\xi$ связанной системы координат; $\vec{\omega}$ — вектор собственного вращения КА; K_H и K_ϕ — постоянные коэффициенты, зависящие от свойств и конфигурации оболочки КА. Для станций «Салют-6», «Салют-7» $K_H \approx 10^{-2}$, $K_\phi \approx 10^{-3}$.

При определении аэродинамических возмущений будем учитывать только восстанавливающие (опрокидывающие) моменты с помощью метода плоских сечений.

Форма корпуса станций «Салют-6, -7» близка к телу вращения с плоскими торцами. К корпусу КА прикреплены три панели солнечных батарей (СБ), имеющие свободу вращения относительно корпуса вдоль своих продольных осей, причем оси вращения двух панелей параллельны оси $O\xi$, а ось вращения третьей — параллельна оси $O\eta$ (рис. 8.4). Все три оси вращения панелей СБ расположены в одной плоскости и пересекаются в одной точке на продольной оси КА. Конструктивно две панели СБ расположены симметрично относительно корпуса КА, а третья — прикреплена со стороны

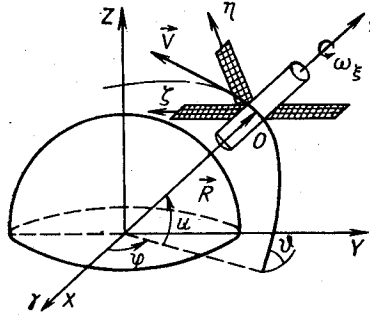


Рис. 8.4. Схема полета орбитальной станции в режиме гравитационной ориентации

положительного конца оси $O\eta$. Система управления положением солнечных батарей работает таким образом, что на освещенном участке орбиты панели СБ непрерывно отслеживают направление на Солнце, а на теневом участке — сохраняется ориентация СБ относительно корпуса КА на момент входа в тень Земли. Принадлежность точки орбиты с координатами X, Y, Z к освещенному участку будем определять по выполнению следующего конечного соотношения:

$$\left(R^2 - \frac{R_s^2 [R_n^2 + (R_s^2 - R_n^2) S_z^2]}{R_s^2 - \frac{(R_s^2 - R_n^2) (Y S_x - X S_y)^2}{R^2 - (\vec{R} \cdot \vec{S})^2}} \right)^{1/2} > -\vec{R} \cdot \vec{S},$$

где \vec{R} — радиус-вектор точки орбиты; R — модуль вектора \vec{R} ; R_s и R_n — соответственно экваториальный и полярный радиусы Земли; \vec{S} — единичный вектор направления на Солнце с проекциями S_x, S_y и S_z на оси абсолютной системы координат.

Аэродинамический момент для КА вышеприведенной конструкции представляется в следующем виде:

$$M^{\text{аэр}} = \rho \frac{C_d}{2} \left\{ [S_3 r_3 V_\xi - S_2 r_2 \sqrt{V_\xi^2 + V_\zeta^2} - S_1 r_1 \left(2 \left| \frac{S_\xi V_\xi + S_\eta V_\eta}{\sqrt{S_\xi^2 + S_\eta^2}} \right| + \left| \frac{S_\xi V_\xi + S_\zeta V_\zeta}{\sqrt{S_\xi^2 + S_\zeta^2}} \right| \right) \right] \times [\vec{V} \times \vec{i}] + S_1 r_4 \left| \frac{S_\xi V_\xi + S_\zeta V_\zeta}{\sqrt{S_\xi^2 + S_\zeta^2}} \right| [\vec{V} \times \vec{j}] \right\}, \quad (8.22)$$

где ρ — плотность набегающего потока; C_d — коэффициент сопротивления; S_1, S_2, S_3 — соответственно площадь солнечной батареи, площадь продольного сечения КА, площадь торцевой плоскости корпуса КА, взаимодействующей с набегающим потоком; r_1, r_2, r_3 — расстояние от центра масс КА до центра давления, соответственно симметричной пары солнечных батарей, продольного сечения и торцевой плоскости взаимодействующей с набегающим потоком; r_4 — расстояние от продольной оси КА до центра давления несимметричной солнечной батареи; \vec{V} — скорость движения КА; V_ξ, V_η, V_ζ — проекции вектора \vec{V} на оси связанной системы координат; S_ξ, S_η, S_ζ — проекции на оси связанной системы координат единичного вектора направления на Солнце; \vec{i} и \vec{j} — орты связанной системы координат соответственно по оси $O\xi$ и $O\eta$. Заметим, что при вычислении аэродинамического момента по формуле (8.22) необходимо учитывать эффект затенения несимметричной панели СБ симметричными.

8.4.2. Исследование режима гравитационной ориентации станции

Для анализа движения станции относительно центра масс рассмотрим следующие случаи.

1. *Направление на Солнце совпадает с нормалью к плоскости орбиты:*

а) симметричные панели СБ лежат в плоскости $O\eta\xi$ станции. В этом случае ось $O\eta$ за счет аэродинамического воздействия будет направлена против вектора орбитальной скорости, так как для высот полета станции величина аэродинамического момента $M_{\xi}^{аэр}$ больше гравитационного $M_{\xi}^{грав}$ (рис. 8.5);

б) симметричные панели — в плоскости $O\xi\xi$.

За счет эффекта «экранирования» плоскостями симметричных панелей СБ несимметричной последняя не будет подвержена влиянию аэродинамических возмущений и станция начнет разворачиваться, стремясь прийти в гравитационно устойчивое положение (ось $O\eta$ — перпендикулярна плоскости орбиты). Достигнув положения, близкого гравитационному устойчивому, станция окажется под влиянием крутящего аэродинамического момента, который, как показали соответствующие расчеты, приведет ось $O\eta$ в гравитационно устойчивое положение, диаметрально противоположное первоначальному. Далее картина повторяется, т. е. в процессе движения ось $O\eta$ станции будет ометать сектор с углом при вершине, зависящим для заданной конфигурации КА от высоты полета (т. е. от плотности атмосферы). При полете в достаточно низких слоях атмосферы (например, в перигее орбиты) аэродинамический возмущающий момент может достигнуть такой величины, что станция

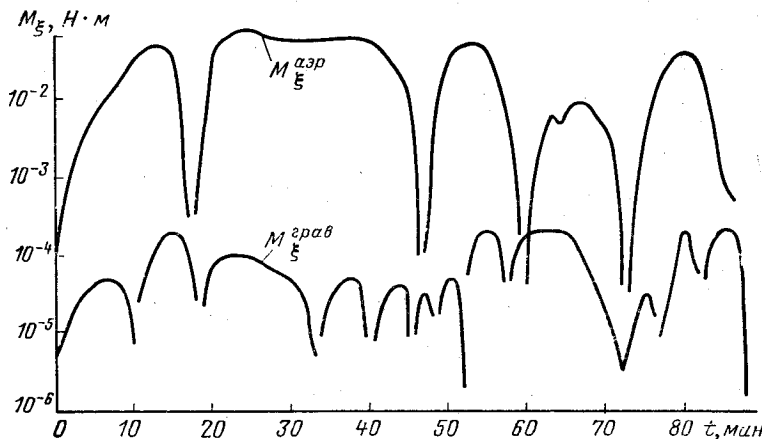


Рис. 8.5. Возмущающие моменты, действующие относительно продольной оси орбитального комплекса «Союз» — «Салют» — «Прогресс» при полете в режиме гравитационной стабилизации, по круговой орбите высотой 350 км. Угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты $\alpha_{\odot} = 0$, $\omega_{\xi 0} = 0,034$ градус/с

перейдет в режим закрутки вокруг оси $O\xi$ (данный эффект был обнаружен с помощью моделирования и подтвержден по телеметрии от датчиков контроля ориентации). Тип движения станции вокруг оси $O\xi$ (колебательный режим или закрутка) зависит от соотношения периодов вращения вокруг продольной оси и движения станции по орбите (данным отношением определяется ориентация оси $O\eta$ станции относительно вектора набегающего потока в момент прохождения станцией перигея орбиты). В процессе полета КА один тип движения может переходить в другой; при этом направление вращения при закрутке тоже может меняться.

2. *Солнце лежит в плоскости орбиты.* В момент, когда радиус-вектор орбиты направлен на Солнце, все панели СБ перпендикулярны плоскости орбиты и станция начинает приходить в гравитационно-устойчивое положение. По мере движения КА по орбите панели СБ разворачиваются. Появляется момент $M_{\xi}^{аэр}$, под действием которого станция начнет вращаться вокруг продольной оси $O\xi$. Симметричные панели СБ, развернувшись в процессе движения КА по орбите, создадут «экран» для набегающего потока верхней атмосферы и движение станции будет происходить по инерции (при этом на станцию действует $M_{\xi}^{грав}$, стремясь привести КА в гравитационно-устойчивое положение). Движение может быть как колебательного типа, так и типа закрутки. Переход одного типа движения в другой обусловлен в данном случае следующими причинами. Период вращения станции вокруг продольной оси $O\xi$ имеет величину порядка периода обращения КА по орбите (т. е. $\omega_{\xi} \sim 0,1^\circ/\text{с}$). В момент, когда несимметричная панель СБ оказывается под действием набегающего аэродинамического потока, скорость закрутки КА ω_{ξ} может как уменьшаться (торможение вращения), так и увеличиваться. Величина изменения зависит от площади несимметричной СБ, нормальной вектору набегающего потока, т. е. для ОС типа «Салют», от положения Солнца относительно плоскости орбиты. Следовательно, можно записать

$$\omega_{\xi} = f(\omega_{\xi}/\omega_{орб}, \alpha_{\odot}, \delta_{\odot}, \varphi, \theta, \omega_{\xi 0}, \Delta_{10}, t), \quad (8.23)$$

где $\omega_{орб}$ — орбитальная угловая скорость движения КА; δ_{\odot} , α_{\odot} — склонение и прямое восхождение Солнца; φ , θ — углы, определяющие положение плоскости орбиты КА; Δ_{10} — угол, определяющий начальную ориентацию оси $O\eta$ станции.

Из последнего соотношения могут быть получены стратегии управления движением КА, находящегося в режиме гравитационной стабилизации, в процессе выполнения экспериментов. Эти стратегии сводятся как к задачам планирования, т. е. определению момента времени, обеспечивающего, например, за счет удачного взаимного положения плоскости орбиты и положения Солнца, минимум величине ω_{ξ} , так и к задачам управления ориентацией КА. Интересно отметить, что для уменьшения скорости вращения КА в некоторых случаях для обеспечения заданного отношения $\omega_{\xi}/\omega_{орб}$ следует увеличить ω_{ξ} (т. е. в данном случае мы сталкиваемся с па-

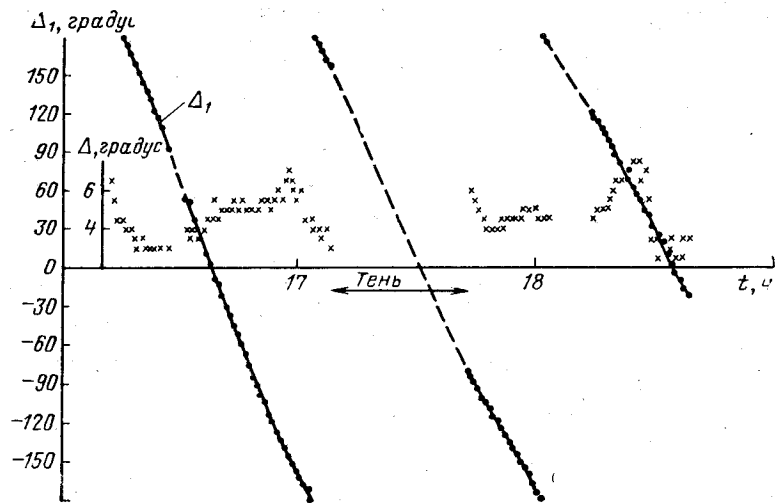


Рис. 8.6. Режим гравитационной стабилизации орбитального комплекса «Союз-29» — «Салют-6» — «Прогресс-2» 23 июля 1978 г.

радоксом — увеличивая скорость вращения, способствуем ее уменьшению).

3. Солнце в промежуточном положении.

В этом случае проявляются все описанные выше эффекты. Типичная картина движения станции в режиме закрутки при гравитационной стабилизации показана на рис. 8.6, где обозначено: Δ — отклонение продольной оси $O\xi$ от местной вертикали; Δ_1 — отклонение оси $O\eta$ от положения, соответствующего аэродинамической устойчивости. Угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты α_s в это время составлял $\sim 27^\circ$.

Угловая скорость вращения станции вокруг продольной оси составляет в данном случае величину $\sim 0,12^\circ/\text{с}$. Наиболее часто движение станции в режиме гравитационной стабилизации носило колебательный характер. Например, на витке 20095 26 марта 1981 г. колебания станции происходили с $\omega_\xi \approx 0,04 \dots 0,05$ градус/с. Ось $O\eta$ отклонялась от плоскости орбиты на величину $\sim 85^\circ$. Угол α_s был равен при этом $\sim 25^\circ$. Большим значением угла α_s соответствуют, как правило, меньшие величины ω_ξ . На рис. 8.7 показано движение станции при выполнении экспериментов с космическим радиотелескопом КРТ-10 в режиме гравитационной стабилизации. Движение станции вокруг оси $O\xi$ в этом случае носит колебательный характер с $\omega_\xi \approx 0,02$ градус/с. При больших значениях угла α_s угловая скорость ω_ξ может быть еще меньше. Например, режим гравитационной стабилизации станции, выполненный 27 мая 1980 г., при $\alpha_s \approx 72^\circ$, характеризовался максимальной величиной $\Delta_1 \sim 30^\circ$ и угловой скоростью ω_ξ менее $0,01$ градус/с. При этом колебания оси $O\eta$ станции совершались относительно направления,

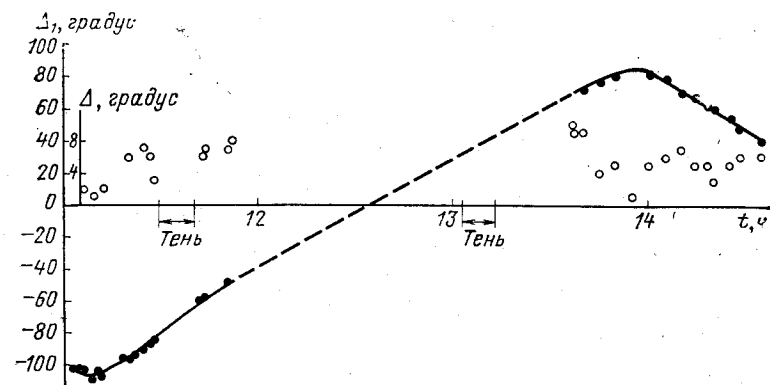


Рис. 8.7. Выполнение экспериментов с космическим радиотелескопом КРТ-10 на орбитальном комплексе «Союз-34» — «Салют-6» в режиме гравитационной стабилизации 5 августа 1979 г. при $\alpha_s = 68^\circ$

составляющего с плоскостью орбиты угол, равный $\sim 15^\circ$. Смещение положения относительной устойчивости оси $O\eta$ станции от плоскости орбиты обусловлено в этом случае действием на КА одновременно восстанавливающего гравитационного момента $M_\xi^{\text{гра}}$ и возмущающего аэродинамического $M_\xi^{\text{аэр}}$, которые при определенном положении панелей могут быть близки по величине (см. рис. 8.5).

В процессе полета возможна также смена режимов движения. Переход станции из режима закрутки в колебательный режим движения и затем повторный переход к закрутке, но с измененным

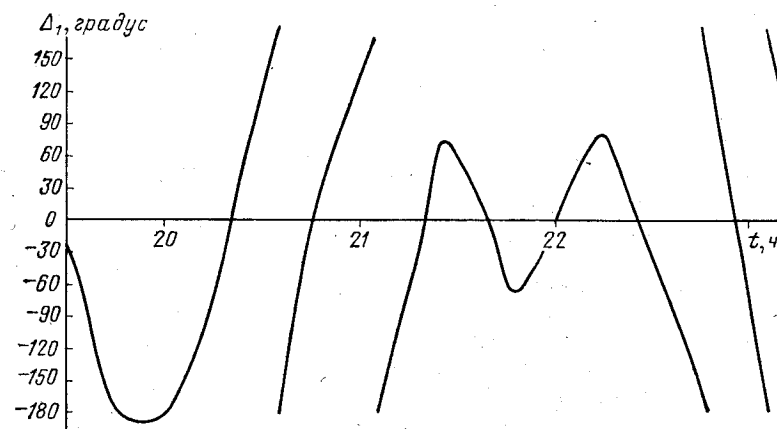


Рис. 8.8. Смена режимов движения гравитационно стабилизированного орбитального комплекса «Салют» — «Союз» при полете с $\alpha_s = 22^\circ$, $H_{\text{кр}} = 350$ км, $\omega_\xi = 0,1$ град/с

направлением вращения, показан на рис. 8.8, полученном с помощью математической модели станции «Салют-6» с кораблем «Союз». Интересно, что выйдя за границу устойчивости ($|\Delta_1| > 180^\circ$) в момент $t \approx 20$ ч (см. рис. 8.8) станция тем не менее не перешла сразу в режим закрутки. Этот эффект объясняется действием на станцию магнитного момента \vec{M}^m (8.21). В случае моделирования с $\vec{M}^m = 0$ подобный эффект не наблюдался.

8.4.3. Использование режима гравитационной стабилизации в процессе выполнения научных экспериментов

Рассмотрим стратегии и некоторые особенности применения исследуемого режима для проведения научных исследований на орбитальных станциях. Астрономические и геофизические эксперименты выполняются в режиме активного наведения на исследуемые объекты либо при пассивном движении станции [18]. Вопросы использования экономичных методов проведения геофизических экспериментов изложены в [30]. В астрономических экспериментах режим обзора небесной сферы реализуется с помощью гравитационной стабилизации станции следующим образом. В процессе полета и вращения КА вокруг продольной оси ось станции, соответствующая максимальному моменту инерции (параллельно которой обычно устанавливается научное оборудование), будет сканировать некоторые участки небесной сферы. Точная привязка положения оптических осей приборов осуществляется затем с помощью системы контроля ориентации станции. На не освещенных Солнцем участках орбиты для определения ориентации используются показания одного магнитометра (при этом для повышения оперативности и упрощения расчетов на первом этапе обработки телеметрической информации может быть положено, что продольная ось станции точно совпадает с направлением на центр Земли). Повышение точности расчета достигается затем с помощью привлечения дополнительных измерений, например, от звездных фотометров, входящих в состав научной аппаратуры. Для обеспечения обзора заданных участков небесной сферы используются результаты выполненных исследований динамики движения станции. Управление станцией при этом осуществляется в соответствии с соотношением (8.23). Наведение на заданные участки небесной сферы обеспечивается выбором соответствующего момента проведения эксперимента, определяемого взаимным положением КА, плоскости орбиты и Солнца. При этом также предварительно может быть построена требуемая начальная ориентация и выбрана начальная угловая скорость ω_z станции, обеспечивающие сканирование научным прибором заданных участков небесной сферы за счет определенного вращения КА вокруг продольной оси.

Большой объем астрономических исследований в режиме гравитационной стабилизации был выполнен, например, на станции «Салют-7». Исследования выполнялись с помощью рентгеновского

телескопа-спектрометра, предназначенного для регистрации излучения в диапазоне 2—25 кэВ. Использование режима гравитационной стабилизации позволило значительно расширить программу экспериментов с этим прибором.

В режиме гравитационной стабилизации станции выполняются также технологические эксперименты. Основным требованием при проведении технологических плавов является требование обеспечения минимального уровня перегрузок (допустимым для большинства технологических плавов является уровень микроускорений, не превышающий $10^{-6}g$). Появление микроускорений на КА связано с различными причинами. Одной из причин является несовпадение места установки технологической печи с центром масс аппарата (установить печь в центр масс КА бывает трудно из-за конструктивных ограничений, а иногда и невозможно вследствие изменения конфигурации станции в полете при пристыковке к ней транспортных и грузовых кораблей).

При несовпадении места установки электронагревательной камеры с центром масс станции появляются микроускорения из-за вращения аппарата (станция «Салют-6», например, в режиме гравитационной стабилизации иногда раскручивалась вокруг продольной оси до 0,4 градус/с. Для уменьшения уровня перегрузок, действующих при выполнении технологических экспериментов, также применяется изложенный выше подход. Обеспечение заданного уровня перегрузки на станции достигается соответствующим выбором момента выполнения технологического эксперимента и начальной ориентации аппарата.

В период полета станции планирование технологических экспериментов осуществляется с помощью разработанной математической модели движения, аналитических соотношений и специальных номограмм. Анализ реального движения станции по телеметрической информации показал, что при использовании режима гравитационной стабилизации и разработанных методов планирования перегрузки на станции «Салют-6» не превышали $10^{-6}g$.

Кроме того, данный режим позволяет на фоне длительных технологических плавов выполнять астрономические и геофизические эксперименты без включения двигателей системы управления движением (т. е. режим гравитационной стабилизации дает возможность осуществлять совмещение различных экспериментов на орбитальной станции).

8.5. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГРАФО-АНАЛИТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Процесс управления экспериментами основывается на использовании мощных ЭВМ. В то же время, как показал опыт проведения экспериментов на орбитальных станциях «Салют», при оперативном составлении программы научных исследований, заключающемся в решении сформулированных в предыдущих раз-

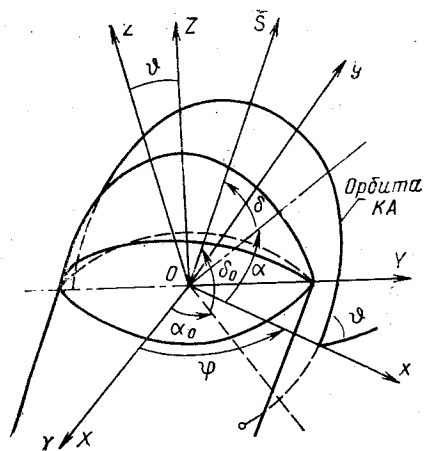


Рис. 8.9. Положение вектора \vec{S} , направленного на исследуемый объект, в абсолютной и вращающейся системах координат

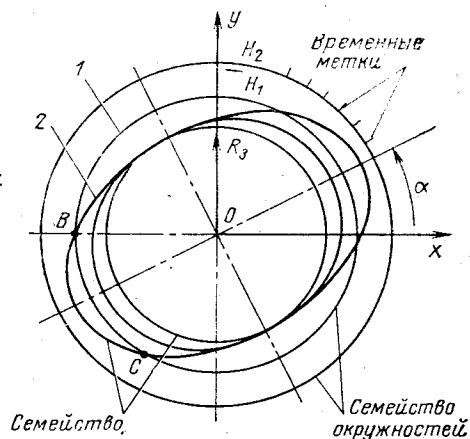


Рис. 8.10. К определению моментов восхода (захода) исследуемого объекта. BC — участок орбиты с высотой H_1 , при движении по которому исследуемый объект с координатами α , δ будет не виден с КА

делах данной главы задач, весьма эффективным оказывается также использование простых и наглядных графо-аналитических методов, основанных на полученных ранее аналитических соотношениях.

Применение данных методов позволяет достаточно быстро решать задачи планирования экспериментов с требуемой для практики точностью. Изложим кратко основные идеи, использованные при разработке графо-аналитических методов планирования экспериментов, выполняемых на ОС «Салют». Напомним, что положение вращающейся системы координат $Oxyz$ относительно абсолютной системы $OXYZ$ задается углами ϑ , φ , показанными на рис. 8.9. Считаем, что координаты α_0 и δ_0 , определяющие положение единичного вектора \vec{S} , направленного на исследуемый объект, заданы в системе координат $OXYZ$. Используя матрицу перехода между системами $Oxyz$ и $OXYZ$, запишем компоненты единичного вектора \vec{S} в неинерциальной системе координат. Получим

$$\begin{aligned} S_x &= \cos \delta_0 \cos (\alpha_0 - \varphi); \\ S_y &= \cos \delta_0 \cos \vartheta \sin (\alpha_0 - \varphi) + \sin \delta_0 \sin \vartheta; \\ S_z &= -\cos \delta_0 \sin \vartheta \sin (\alpha_0 - \varphi) + \sin \delta_0 \cos \vartheta. \end{aligned} \quad (8.24)$$

Область видимости наблюдаемого с КА объекта лежит вне цилиндрической поверхности, ось которой совпадает с направлением

на исследуемый объект \vec{S} . Считаем с целью упрощения Землю сферой, а орбиту космического аппарата круговой. Тогда линия пересечения плоскости Oxy (совпадающей с плоскостью орбиты КА) с цилиндрической поверхностью представляет собой эллипс, малая полуось которого равна радиусу Земли R_3 , а большая — равна $R_3/\sin \delta$ (рис. 8.10). Положение большой полуоси эллипса относительно оси Ox определяется углом α (углы α и δ задают положение вектора \vec{S} в системе координат $Oxyz$ (см. рис. 8.9)). Пересечение эллипса 2 с окружностью 1 (точки B и C) дает дугу орбиты, при движении по которой наблюдаемый объект будет не виден с КА (участок BC на рис. 8.10). Для практического использования эллипсы и окружности выстраиваются на двух различных пластинах, имеющих возможность относительного вращения (одна из этих пластин выполняется из прозрачного материала). На окружностях для удобства работы наносятся временные метки, позволяющие определить продолжительность полета КА от момента прохождения экватора до конца зоны видимости исследуемого объекта.

Рассмотрим возможности практического использования изложенного графо-аналитического метода. Отметим, что соотношения (8.24) позволяют установить связь между координатами α и δ , определяющими положение вектора \vec{S} в неинерциальной системе координат, и переменными δ_0 и $\alpha_0 = \alpha_0 - \varphi$ для заданного наклона орбиты ϑ :

$$\delta = \arcsin (\sin \delta_0 \cos \vartheta - \cos \delta_0 \sin \vartheta \sin \alpha_0);$$

$$\alpha = \arcsin \frac{\cos \delta_0 \cos \vartheta \sin \alpha_0 + \sin \delta_0 \sin \vartheta}{\cos \delta};$$

$$\text{sign} (\cos \alpha) = \text{sign} (\cos \alpha_0).$$

Эта связь наиболее наглядно выражается с помощью номограммы, по осям абсцисс и ординат которой откладываются, например, переменные α_0 и δ_0 соответственно, а кривые для фиксированных значений ϑ (или α) строятся с шагом Δ , удобным для последующей работы с номограммой (отметим, что в некоторых случаях более удобным может оказаться и иной вид номограммы, получаемой аналогичным образом). Данная номограмма (рис. 8.11) позволяет быстро находить значения углов α и δ в системе $Oxyz$ по координатам исследуемого объекта α_0 , δ_0 и углу ϑ , определяющему положение плоскости орбиты КА в пространстве. По найденным значениям углов α и δ и известной высоте полета H определяются времена захода и восхода исследуемого объекта (см. рис. 8.10). Заметим также, что аналогично находятся и участки орбиты, двигаясь по которым КА не будет освещен солнечным светом.

Наибольший интерес при планировании научных исследований представляет решение задач выбора моментов выполнения экспериментов по определенным условиям [18].

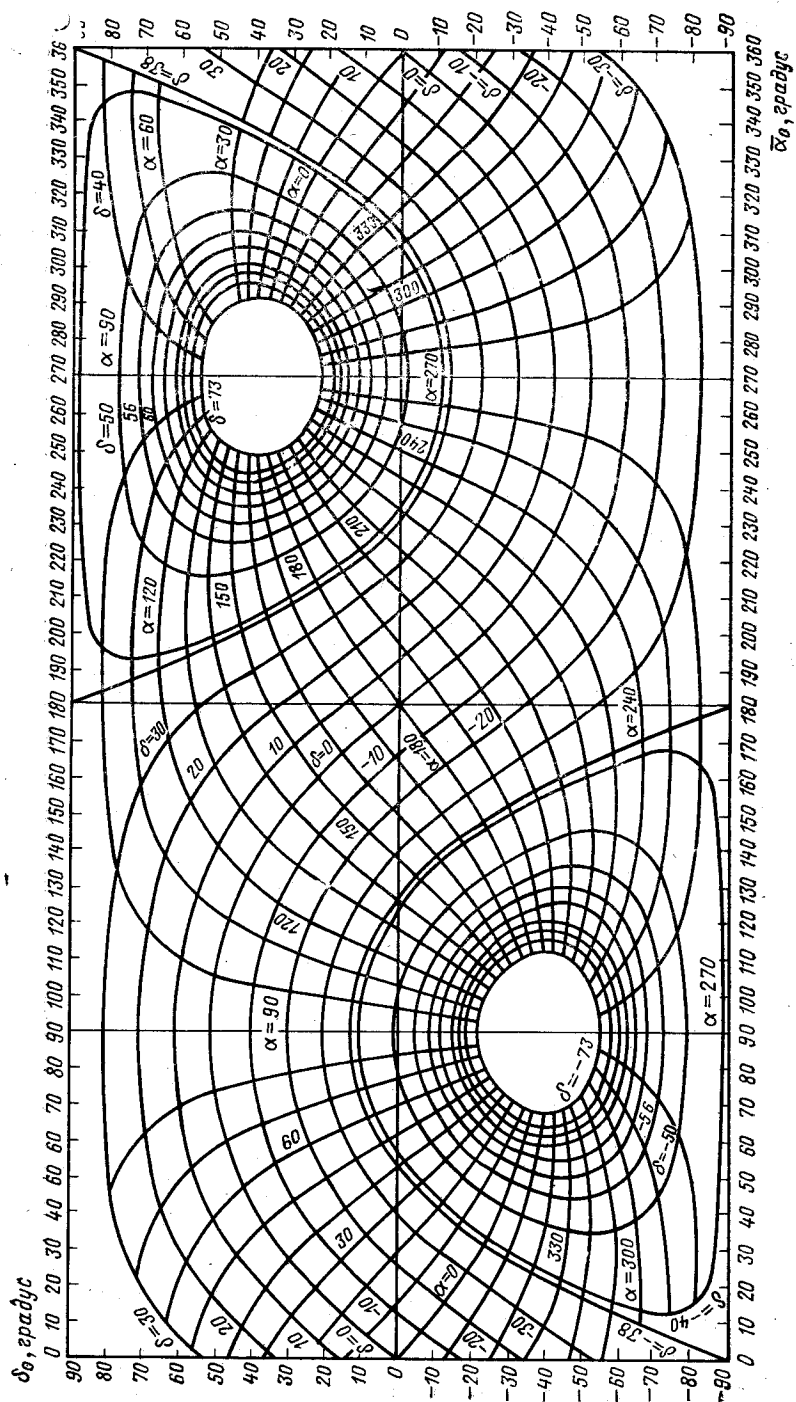


Рис. 8.11. Номограмма для нахождения координат исследуемого объекта в ВСК ($\delta = 51^\circ$)

Пусть задан объект со сферическими координатами α_0, δ_0 и требуется найти момент, отвечающий максимальной продолжительности его наблюдения. Для заданной высоты орбиты находится $\delta_{кр}$ такое, что при $|\delta| > \delta_{кр}$ объект постоянно виден с орбиты КА. Далее с помощью номограммы выше определяются для заданного δ_0 возможные значения α_0 и соответствующий им интервал времени (при этом так же как и в разд. 8.2 учитывается прецессия орбиты). При невозможности постоянного наблюдения объекта с КА с помощью номограммы определяется интервал времени, соответствующий максимальной продолжительности полета КА в зоне видимости исследуемого объекта. Возможность проверки дополнительных ограничений (например, на отсутствие прямого солнечного освещения КА) легко реализуется введением в устройство, выполняемое на базе рис. 8.10, третьей пластины с нанесенными на ее поверхности эллипсами.

Для нахождения моментов попадания исследуемого объекта с координатами α_0, δ_0 в плоскость прецессирующей орбиты на номограмме проводится прямая $\delta_0 = \text{const}$. Точки пересечения данной прямой с кривой $\delta = 0$ номограммы дадут значения углов α_0 , по которым для заданной величины α_0 определяется угол φ и соответствующий ему момент времени. Рассмотрим теперь вопросы практической реализации метода и оценим его точность.

Заметим, что диапазон высот орбит от 300 до 400 км, используемый в основном для исследовательских КА (типа «Салют», «Союз»), составляет лишь 1,6% от радиуса Земли. Это создает графические трудности при построении окружностей орбит и эллипсов (см. рис. 8.10). Поэтому при практических расчетах используется следующее конформное отображение плоскости

$$Z_H = Z \times \exp[38(|Z|^2 - 1)^2],$$

которое оставляет единичную окружность на месте, а указанный выше диапазон высот делает сравнимым с радиусом Земли (рис. 8.12).

Выше предполагалось, что орбиты КА являются круговыми (данное предположение не является принципиальным для возмож-

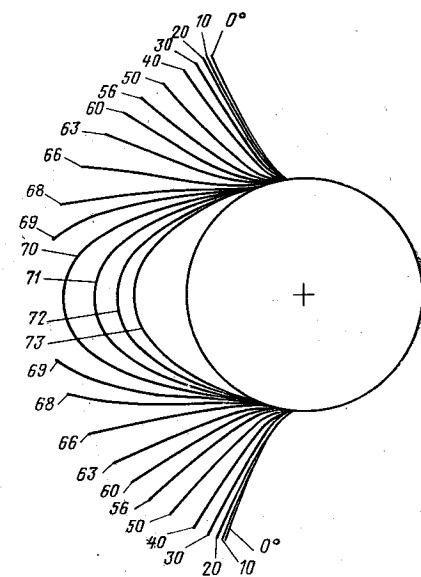


Рис. 8.12. Использование конформного отображения в диапазоне высот КА типа «Салют», «Союз»

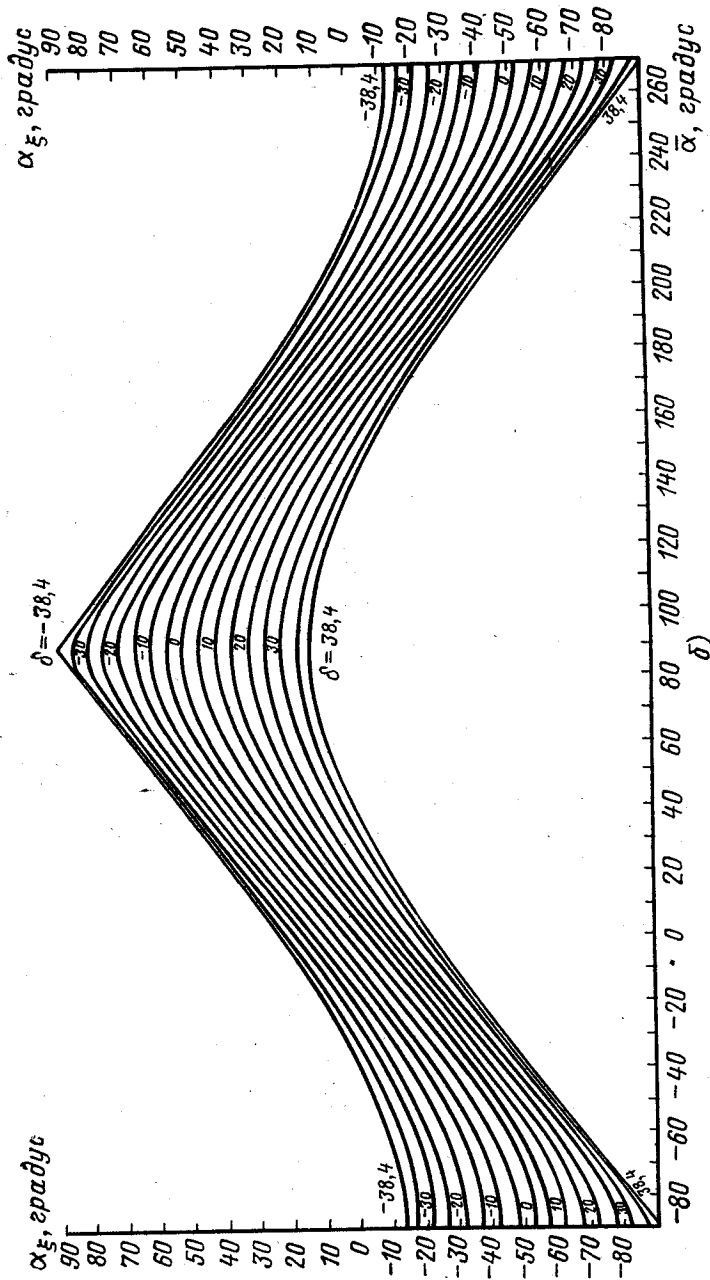
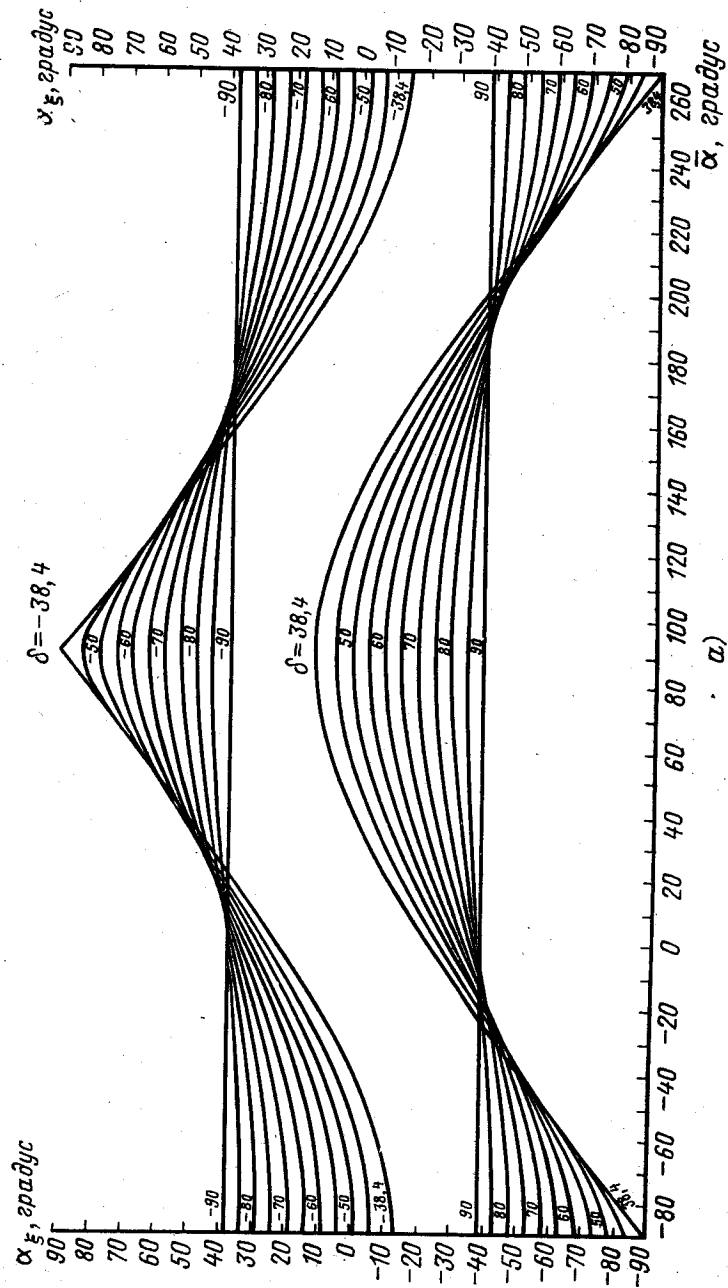


Рис. 8.13. Номограмма для определения угла разворота α_{ξ} орбитальной станции:

а — α_{ξ} для $|\delta_0| < 90^\circ - \theta$; б — α_{ξ} для $|\delta_0| > 90^\circ - \theta$

ности реализации предложенного метода, однако оно облегчает его применение). На практике большинство исследовательских КА типа «Салют», «Союз» движется по эллиптическим орбитам, эксцентриситет которых не превышает величины 0,0015. Соответствующие расчеты показывают, что средняя ошибка определения времени входа КА в зону видимости наблюдаемого объекта из-за неучета эллиптичности ($e=0,0015$) орбиты составляет 15 с, а ошибка из-за неучета сжатия Земли — 5 с. Таким образом средняя ошибка метода составляет ~ 20 с.

В общем случае угловая ошибка определения границ зоны видимости наблюдаемого с КА астрономического объекта, возникающая из-за неучета эллиптичности орбиты с небольшим эксцентриситетом, определяется из соотношения

$$\sin \Delta u \approx \frac{e \cos(u - \omega)}{p^2 \sin 2u \cos^2 \delta},$$

где ω — аргумент перигелия орбиты; Δu — искомая ошибка.

После определения времени выполнения эксперимента при решении задачи построения рациональной схемы проведения исследований также могут использоваться графо-аналитические методы расчета.

Нетрудно показать, что в соотношениях (8.5), (8.6), используемых при расчете величины и времени выполнения разворота станции, количество переменных может быть уменьшено аналогично (8.24). Подобное преобразование позволяет построить номограммы для нахождения величины разворота α_{ξ} станции и момента разарретирования гироскопов (т. е. момента выполнения разворота). Отметим, что для исключения наложения кривых целесообразно номограмму для α_{ξ} разделить на две: одну, соответствующую значениям $|\delta_0| < 90^\circ - \vartheta$, другую — для $|\delta_0| \geq 90^\circ - \vartheta$ (рис. 8.13, а и 8.13, б соответственно).

Вследствие того, что для любых $\bar{\alpha}_1$ и $\bar{\alpha}_2$ и соответствующих им u_1 и u_2 таких, что $\bar{\alpha}_1 + \bar{\alpha}_2 = 180^\circ$ и $u_1 + u_2 = 180^\circ$, равенство (8.5) остается в силе, номограмму для нахождения u (8.5) можно сократить, вводя лишь дополнительные оси (рис. 8.14).

Напомним, что соотношения (8.5), (8.6) получены для случая наведения оси научного прибора, совпадающей с осью $O\eta$ станции.

При наведении оси $O\xi$ момент разарретирования гироскопов $T_{p.g}$ также рассчитывается по формуле (8.5), а величина угла разворота α_{ξ} будет отличаться от (8.6) на $\pm\pi/2$.

Для случая наведения оси $O\xi$, наоборот, момент $T_{p.g}$ будет отличаться от значения, рассчитанного по формуле (8.5), на $\pm\pi/2$, а величина угла разворота α_{η} будет рассчитываться аналогично (8.6).

При определении $T_{p.g}$ по найденному с помощью номограммы (8.14) значению u могут использоваться известные номограммы для решения уравнения Кеплера [31].

Понятно, что аналогично могут быть решены и многие другие, указанные в данной книге задачи.

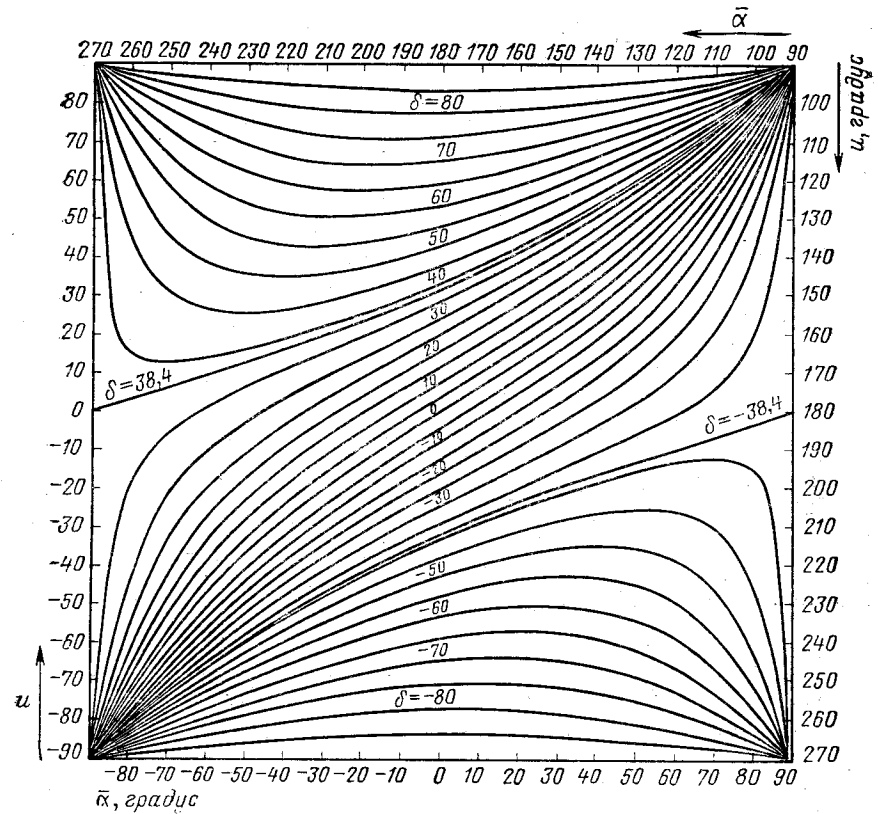


Рис. 8.14. Номограмма для определения момента разарретирования гироскопов при наведении осей орбитальной станции на исследуемые объекты ($\vartheta=51^\circ, 6^\circ$)

Пусть, например, вектор на Солнце \vec{S} задан в системе координат $Oxyz$ сферическими координатами α, δ . Высота Солнца над горизонтом h_{\odot} может быть определена как угол между вектором \vec{S} и плоскостью, перпендикулярной радиусу-вектору КА \vec{R} :

$$\sin h_{\odot} = \cos u \cos \delta \cos \alpha + \sin u \cos \delta \sin \alpha = \cos \delta \cos \bar{u}, \quad (8.25)$$

где $\bar{u} = u - \alpha$.

Полученное выражение (8.25) позволяет построить номограмму для нахождения угла h_{\odot} в зависимости от \bar{u} при разных углах δ (рис. 8.15).

Данная номограмма может быть использована также при определении моментов, наиболее благоприятных для съемки земной поверхности. В качестве примера использования номограммы в табл. 8.2 приведены значения h_{\odot} , полученные численным расчетом на ЭВМ ($h_{\odot}^{расч}$) и с помощью номограммы ($h_{\odot}^{номогр}$) во вре-

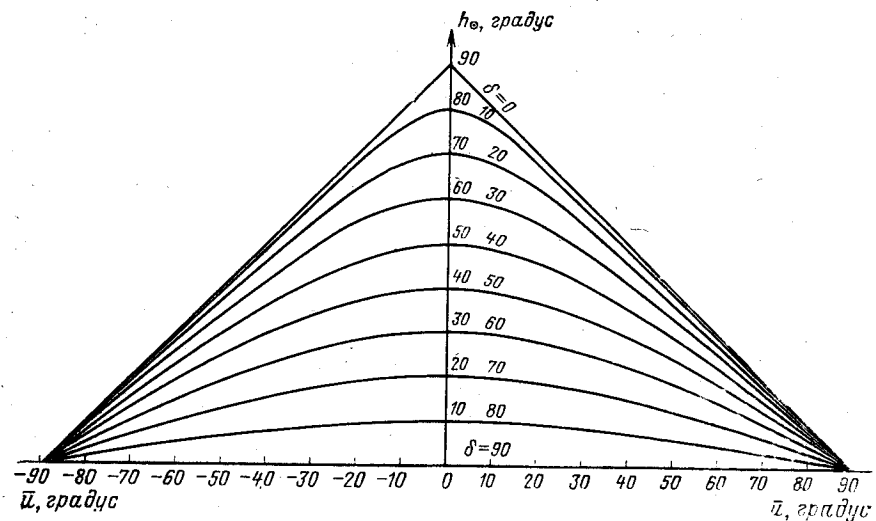


Рис. 8.15. Номограмма для определения высоты Солнца h_{\odot}

мя полета станции «Салют-7» 14.09.82 г. на витке 2345. Сферические координаты Солнца при этом были равны $\alpha_{\odot} = 11^{\text{h}}26^{\text{m}}23^{\text{s}}.12$, $\delta_{\odot} = +3^{\circ}37'33''.5$, а угол $\varphi \approx 101.6^{\circ}$.

Как следует из приведенных в таблице данных, точность определения h_{\odot} по номограмме оказывается вполне достаточной для выбора характеристик фотографирования.

При исследовании объектов на Земле, не лежащих по трассе полета, требуется навести на них исследовательскую аппаратуру. На орбитальных станциях «Салют» и некоторых других аппаратах эта задача решается с помощью разворотов КА. Для определения величины угла разворота и момента начала разворота в этом случае, так же как и при решении задачи по наблюдению астрономических объектов, могут быть построены соответствующие номограммы.

Отметим, что в соотношения, используемые при планировании экспериментов по исследованию Земли, входит обычно сравнительно большое количество переменных параметров, однако угловые величины, измеряемые в одной плоскости, могут быть, как и ранее, объединены в одну переменную, что дает возможность построения плоской номограммы. Заметим также, что в сложных соотношениях, когда искомое значение аргумента широты u не может быть выражено явно, для построения номограмм следует преобразовать полученные выражения таким образом, чтобы явно выделить какие-либо другие параметры, например, склонение δ или широту B .

При планировании экспериментов на КА, снабженном двухвекторной системой контроля ориентации, часто требуется знать момент, соответствующий максимальной точности восстановления

углового положения (см. разд. 7.5). Для системы контроля, состоящей из магнитометра и солнечного датчика искомый момент определится из условия равенства нулю скалярного произведения измеряемых векторов \vec{S} и \vec{H} . Из условия $\vec{S} \cdot \vec{H} = 0$ найдем:

$$\operatorname{tg} \delta_{\odot} = \frac{-3 \sin \vartheta \sin u [\cos u \cos (\alpha_{\odot} - \varphi) + \sin u \sin (\alpha_{\odot} - \varphi) \cos \vartheta]}{3 \sin^2 u \sin^2 \vartheta - 1} \quad (8.26)$$

Полученное выражение (8.26) позволяет построить номограмму для нахождения углов u , соответствующих условию $\vec{S} \cdot \vec{H} = 0$.

Таблица 8.2

$t_{\text{моск}}$, мин	$u - \alpha$, градус	$h_{\odot}^{\text{номогр}}$, градус	$h_{\odot}^{\text{расч}}$, градус
13,42	-60	21	19,72
13,47	-40,2	33	31,96
13,52	-20,4	42	41,18
13,57	-0,6	46	45,20
14,02	+19,2	42	42,59
14,07	+39	33,5	34,35
14,12	+58,8	21,5	22,66
14,17	+78,6	7	9,27
14,22	+98,4	-6	-4,70

Заметим также, что переход к системе координат $Oxyz$ в этом случае позволяет упростить исходное соотношение для построения номограммы. При использовании сферических координат Солнца в ВСК α и δ получим следующее уравнение:

$$\operatorname{tg} \delta = \operatorname{tg} \vartheta [\cos (\alpha - u) \sin u - \sin (\alpha - 2u)]. \quad (8.27)$$

При выводе соотношений (8.26), (8.27) использована модель МПЗ в виде поля диполя, ось которого совпадает с осью вращения Земли. Получаемая при этом из номограмм точность расчета оказывается достаточной при практическом использовании.

В заключение отметим, что использование в период полета ОС «Салют-6, -7» номограмм и планшетов, разработанных на основе изложенных в настоящем разделе книги методов, показало их практическую пригодность и высокую эффективность при решении задач оперативного планирования экспериментов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полеты космических аппаратов, совершенные к настоящему времени в нашей стране и за рубежом, позволили выполнить множество интересных с научной точки зрения исследований и экспериментов. Велико и прикладное значение проведенных космических экспериментов.

Совершаемые полеты орбитальных станций и космических кораблей, помимо научного и прикладного значения, дают большой опыт управления экспериментами. В период выполнения программ научных исследований на орбитальных станциях и специализированных КА удалось выработать подход и практические методы обеспечения экспериментов в полете. В настоящее время разработаны методы планирования научных исследований, контроля научной аппаратуры и решены многие другие рассмотренные в настоящей книге задачи.

В то же время необходимо отметить, что многообразие выполняемых и планируемых в будущем космических экспериментов постоянно ставит и новые задачи по их обеспечению. Это обстоятельство является следствием развития и усложнения программ научных исследований, осуществляемых на КА. Автор надеется, что настоящая книга поможет решению проблем, которые могут возникнуть в процессе реализации перспективных космических программ.

Отработанные на орбитальных станциях методы исследований используются при разработке космических систем, решающих метеорологические, геологические и другие задачи, служат основой при создании специализированных КА: астрономических, технологических и т. п. Для эксплуатации подобных постоянно действующих на орбите космических аппаратов различного назначения необходимо создание специальных систем управления полетом, решающих также и задачи предварительной переработки научной информации с выдачей ее потребителям в удобном виде.

ОСНОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

БВМ	— бортовая вычислительная машина
БО	— баллистическое обеспечение
ВП	— воспроизведение
ВСК	— вращающаяся система координат
ДОС	— долговременная орбитальная станция
ИК	— инфракрасный
ИСЗ	— искусственный спутник Земли
КА	— космический аппарат
КВЦ	— координационно-вычислительный центр
КИК	— командно-измерительный комплекс
КИП	— командно-измерительный пункт
КК	— космический корабль
ММ	— математическая модель
МО	— математическое обеспечение
МПЗ	— магнитное поле Земли
НБКУ	— наземно-бортовой комплекс управления
НКАиУ	— наземный контур анализа и управления
НП	— непосредственная передача
ОС	— орбитальная станция
РКО	— радиоконтроль орбиты
СБ	— солнечная батарея
СМ	— сантиметровой
ТМ	— телеметрический
ТМИ	— ТМ-информация
УФ	— ультрафиолетовый
ЦУП	— центр управления полетом
ЭВМ	— электронно-вычислительная машина
ЭПАС	— экспериментальный полет «Аполло» и «Союза»

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авдуевский В. С. и др. Проблемы космического производства. М.: Машиностроение, 1980. 221 с.
2. Акоф Р., Сасени М. Основы исследования операций. М.: Мир, 1971. 536 с.
3. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1974. 343 с.
4. Андерсон Т. Статистический анализ временных рядов. М.: Мир, 1976. 758 с.
5. Арсено Х., Марме П. Сравнение методов выделения сигнала из сильного фона. — Приборы для научных исследований, 1977, № 5, с. 16—21.
6. Бабиченко С. И. и др. Некоторые результаты исследований космического рентгеновского излучения с борта орбитальной станции «Салют-4» — Космические исследования, 1976, т. 14, вып. 6, с. 878—891.
7. Бажинов И. К., Ястребов В. Д. Навигация космических кораблей «Союз» и «Аполлон» в совместном полете. М.: Наука, 1978. 224 с.
8. Баклашов Н. И. и др. Вычислительный комплекс для обработки измерительной информации. — Управляющие системы и машины, 1980, № 2, с. 97—102.
9. Барейс Л. Э. Метод расчета параметров собственной внешней атмосферы орбитальной станции «Спейслэб». — Ракетная техника и космонавтика, 1980, т. 18, № 2, с. 97—108.
10. Барышев В. А., Крылов Г. Н. Контроль ориентации метеорологических спутников. Л.: Гидрометеоздат, 1968. 211 с.
11. Башаринов А. Е., Гурвич А. С., Егоров С. Т. Радиоизлучение Земли как планеты. М.: Наука, 1974. 188 с.
12. Бебенин Г. Г., Скребушевский Б. С., Соколов Г. А. Системы управления полетом космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 271 с.
13. Белецкий В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965. 416 с.
14. Белецкий В. В. Очерки о движении космических тел. М.: Наука, 1972. 360 с.
15. Белецкий В. В. и др. Определение ориентации искусственных спутников по данным измерений. М.: Изд. ин-та прикл. матем. АН СССР, 1967. 196 с.
16. Белецкий В. В. и др. Определение ориентации и вращения искусственных спутников по данным измерений. — Космические исследования, 1967, т. 5, вып. 5, с. 686—702.
17. Беляев М. Ю. Основные задачи и принципы построения наземно-бортового комплекса управления экспериментами, проводимыми с помощью космических аппаратов. — Управляющие системы и машины, 1980, № 4, с. 103—107.
18. Беляев М. Ю. Оперативное планирование научных экспериментов, проводимых с помощью КА. — Космические исследования, 1980, т. 18, вып. 2, с. 235—241.
19. Беляев М. Ю. Основные задачи и методы оперативного планирования экспериментов по исследованию Земли из космоса. — Исследование Земли из космоса, 1981, № 3, с. 96—101.
20. Беляев М. Ю. Автоматизация оперативного анализа телеметрической информации при проведении научных исследований на космических аппаратах. — Измерения, контроль, автоматизация, 1979, № 6, с. 57—62.
21. Беляев М. Ю. Определение углового положения космического аппарата по данным телеметрических измерений. — Ученые записки. ЦАГИ, 1978, т. 9, № 4, с. 115—121.

22. **Беляев М. Ю.** Управление научными экспериментами, осуществляемыми с помощью космических аппаратов. М.: Труды четырнадцатых Чтений К. Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники», 1980, с. 70—76.
23. **Беляев М. Ю.** Об одном способе описания возмущенного движения спутника. — Ученые записки ЦАГИ, 1974, т. 5, № 6, с. 48—54.
24. **Беляев М. Ю., Воронков В. Н.** Оптимальное управление движением КА при проведении программы научных экспериментов. — М.: Труды пятнадцатых Чтений К. Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники», 1981, с. 44—51.
25. **Беляев М. Ю., Ефимов Н. И., Тянь Т. Н.** Выбор рационального режима вращения космического аппарата и определение углового положения чувствительных осей приборов при проведении научных экспериментов. М.: Труды объединенных научных чтений по космонавтике. Секция «Летательные аппараты. Проектирование и конструкция», 1980, с. 24—34.
26. **Беляев М. Ю., Семенов В. П.** Влияние способа описания движения спутника на точность численного прогнозирования. — Ученые записки ЦАГИ, 1974, т. 5, № 5, с. 126—132.
27. **Беляев М. Ю., Семенов В. П.** Об одном способе численного интегрирования дифференциальных уравнений. — Космические исследования, 1976, т. 14, вып. 2, с. 300—301.
28. **Беляев М. Ю., Семенов В. П.** Об определении постоянных интегрирования дифференциальных уравнений движения спутника в неинерциальной системе координат. М.: Труды пятых Чтений Ф. А. Цандера. Секция «Астродинамика», 1978, с. 43—51.
29. **Беляев М. Ю., Тянь Т. Н.** Применение режима гравитационной стабилизации при выполнении экспериментов. — Космические исследования, 1984, т. 2, вып. 2, с. 181—188.
30. **Беляев М. Ю., Тянь Т. Н.** Разработка и исследование экономичных методов проведения геофизических экспериментов. — Исследование Земли из космоса, 1981, № 1, с. 90—95.
31. **Беляков А. И.** Графо-аналитический метод исследования движения космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1973, 148 с.
32. **Беляков И. Т., Борисов Ю. Д.** Технология в космосе. М.: Машиностроение, 1974, 292 с.
33. **Биологические исследования на биоспутниках «Космос».** М.: Наука, 1979, 240 с.
34. **Бокс Дж., Дженкинс Г.** Анализ временных рядов. Прогноз и управление. Вып. 1. М.: Мир, 1974, 406 с.
35. **Бокс Дж., Дженкинс Г.** Анализ временных рядов. Прогноз и управление. Вып. 2. М.: Мир, 1974, 197 с.
36. **Бурдаков В. П., Данилов Ю. И.** Внешние ресурсы и космонавтика. М.: Атомиздат, 1976, 552 с.
37. **Бусленко Н. П.** Моделирование сложных систем. М.: Наука, 1978, 400 с.
38. **Виноградов Б. В.** Космические методы изучения природной среды. М.: Мысль, 1976, 287 с.
39. **Воронков В. Н., Судаченко А. Л.** Совмещение режимов ориентации и коррекции при управлении движением космического аппарата. М.: Труды тринадцатых чтений К. Э. Циолковского. Секция «Механика космического полета», 1979, с. 86—92.
40. **Ганиев Р. Ф., Лапчинский В. Ф.** Проблемы механики в космической технологии. М.: Машиностроение, 1978, 119 с.
41. **Долгинов Ш. Ш., Жузов Л. Н., Селютин В. А.** Магнитометрическая аппаратура третьего советского искусственного спутника Земли. — Искусственные спутники Земли, 1960, вып. 4, с. 135—160.
42. **Дунаев Н. М., Константинова В. В.** Рассеяние света средой, создаваемой космическим кораблем. — Космические исследования, 1973, т. 11, вып. 6, с. 940—943.
43. **Евдокимов В. П., Покрас В. М.** Методы обработки данных в научных космических экспериментах. М.: Наука, 1977, 176 с.

44. **Елисеев А. С., Кравец В. Г.** Управление космическими полетами. — В кн.: «Наука и человечество, 1977». М.: Знание, 1976, с. 247—258.
45. **Зубов В. И.** Лекции по теории управления. М.: Наука, 1975, 496 с.
46. **Ибрагимов И. Х.** Теоретические основы измерения характеристик поля ускорений. Л.: Изд-во ЛГУ, 1979, 168 с.
47. **Инженерный справочник по космической технике.** М.: Воениздат, 1977, 432 с.
48. **Исследования атмосферно-оптических явлений с борта орбитальной научной станции «Салют-4».** Тарту: АН ЭССР, 1979, 208 с.
49. **Исследования природной среды с пилотируемых орбитальных станций.** Л.: Гидрометеоздат, 1972, 400 с.
50. **Итоги науки и техники, сер. «Ракетостроение», т. 5, Использование космической техники в прикладных целях.** М., 1977, 311 с.
51. **Калман Р., Фалб П., Арbib М.** Очерки по математической теории систем. М.: Наука, 1971, 400 с.
52. **Кауров Э. Н., Прохоренко В. И.** Определение углового положения неориентированного астрономического ИСЗ. — Космические исследования, 1972, т. 10, вып. 2, с. 217—222.
53. **Клыков Ю. И.** Ситуационное управление большими системами. М.: Энергия, 1974, 135 с.
54. **Коваленко А. П.** Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975, 248 с.
55. **Космическая стрела.** М.: Наука, 1974, 328 с.
56. **Космические исследования земных ресурсов. Методы и средства измерений и обработки информации.** М.: Наука, 1976, 383 с.
57. **Крамер Г.** Математические методы статистики. М.: Мир, 1975, 648 с.
58. **Крошкин М. Г.** Физико-технические основы космических исследований. М.: Машиностроение, 1969, 288 с.
59. **Лаврентьев М. А., Шабат Б. В.** Методы теории функций комплексного переменного. М.: Физматгиз, 1958, 680 с.
60. **Лавровский Э. К., Трушин С. И.** Методы определения ориентации искусственного спутника Земли по телеметрическим измерениям. — Космические исследования, 1970, т. 8, вып. 2, с. 218—228.
61. **Линник Ю. В.** Метод наименьших квадратов и основы теории обработки наблюдений. М.: Физматгиз, 1962, 300 с.
62. **Максимов Г. Ю.** Теоретические основы разработки космических аппаратов. М.: Наука, 1980, 320 с.
63. **Мановцев А. П.** Основы теории радиотелеметрии. М.: Энергия, 1973, 592 с.
64. **Математическое обеспечение космических экспериментов.** М.: Наука, 1978, 280 с.
65. **Моисеев Н. Н.** Элементы теории оптимальных систем. М.: Наука, 1975, 528 с.
66. **Научное космическое приборостроение.** М.: Наука, 1981, 204 с.
67. **Новикова Г. В. и др.** Наблюдения рентгеновских источников в области галактического центра и в созвездии Лебедь. — Космические исследования, 1977, т. 15, вып. 2, с. 321—323.
68. **Оптические исследования атмосферы, полярных сияний и серебристых облаков с борта орбитальной научной станции «Салют-4».** Тарту: АН ЭССР, 1977, 179 с.
69. **Основы теории полета космических аппаратов.** М.: Машиностроение, 1972, 608 с.
70. **Пугачев А. И. и др.** Техническая эксплуатация летательных аппаратов. М.: Транспорт, 1977, 440 с.
71. **Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н.** Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974, 600 с.
72. **Саломонович А. Е., Хайкин А. С.** Внеатмосферные исследования в субмиллиметровом диапазоне с помощью бортовых телескопов. — Труды ФИАН им. П. Е. Лебедева, т. 77, 1974, с. 33—55.
73. **Саломонович А. Е. и др.** Субмиллиметровый телескоп для орбитальной пилотируемой станции «Салют-6». — Радиотехника, 1979, т. 34, № 5, с. 33—40.

74. Саломонович А. Е. и др. Автоматический трехкаскадный гелиевый рефрижератор для охлаждения приемников излучения субмиллиметрового телескопа БСТ-1М орбитальной пилотируемой станции «Салют-6». — Космические исследования, 1981, т. 19, вып. 1, с. 154—159.
75. «Салют» на орбите. М.: Машиностроение, 1973. 160 с.
76. Сафронов Ю. П., Андрианов Ю. Г. Инфракрасная техника и космос. М.: Советское радио, 1978. 248 с.
77. Сейдж Э. П., Мелса Дж. Л. Идентификация систем управления. М.: Наука, 1974. 246 с.
78. Семенко В. П. О движении спутника в неинерциальной системе координат. М.: Труды вторых чтений Ф. А. Цандера. Секция «Астродинамика», 1973, с. 97—108.
79. Семенко В. П. Анализ движения спутника сфероидальной планеты во вращающейся системе координат. — Космические исследования, 1974, т. 12, вып. 4, с. 508—511.
80. Смирнов Г. Д. Управление космическими аппаратами. М.: Наука, 1978. 190 с.
81. «Союз-22» исследует Землю. М.: Наука, 1980. 232 с.
82. Титов А. М. Применение метода нелинейной динамической фильтрации для определения ориентации ИСЗ. Космические исследования, 1974, т. 12, вып. 2, с. 197—205.
83. Турин Дж. Введение в теорию цифровых согласованных фильтров. — ТИИЭР, 1976, т. 64, № 7, с. 85—109.
84. Улицкий М. Б. Методы и алгоритмы обработки результатов автоматизированного физического эксперимента. — Измерения, контроль, автоматизация, 1981, № 3, с. 64—73.
85. Физика космоса. М.: Советская энциклопедия, 1976. 656 с.
86. Шиголов Б. М. Математическая обработка наблюдений. М.: Физматгиз, 1960. 344 с.
87. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 494 с.
88. Эльясберг П. Е. Определение движения по результатам измерений. М.: Наука, 1976. 416 с.
89. Юдин Д. Б., Гольштейн Е. Г. Задачи и методы линейного программирования. М.: Советское радио, 1964. 736 с.
90. Craft H. G., Lester R. C. Approach to: Spacelab payload mission management. — AIAA Paper, 1978, N 181, p. 7.
91. Giacconi R., Murray S., Gursky H. et al. The Uhury catalog of X-ray sources. — The Astrophysical Journal, 1972, 178, December, pp. 281—308.
92. Lampton M., Margon B., Bowyer S. Parameter estimation in X-ray astronomy. — The Astrophysical Journal, 1976, 208, August, pp. 177—190.
93. Metz W. D. X-ray astronomy: HEAO looks further and sees more. — Science, 1978, 199, N 4338, pp. 869—870.
94. Nikolskiy G. M., Simonov A. I., Kim I. S., Ginli R. T., Jenness M. D. and Lunde A. N. Artificial Solar Eclipse (Experiment MA-148 (AS-4)). — Apollo—Soyuz Test Project Summary Science Report, NASA SP-412, 1977, vol. 1, pp. 85—99.
95. Nordberg W. The first Earth Resources Technology Satellite (ERTS-1). — COSPAR Approaches to earth survey problems through use of Space techniques. Berlin: Akademik-Verlag, 1974, 259—273.
96. Parker Robert A. R., Sevier John R. Planning and management of science programs on Skylab. — AIAA Paper, 1974, N 1215, 5 p.
97. Rantanen R. N., Bareiss L. E., Ress E. B. Evaluation of Spase Environments on Materials. — I Intern. Conf. Materials Processing in Space. Tuluza, 1974; Spacecraft Contamination Modeling, AIAA Paper 77—739.
98. Schroeder M. Remote Sensing — eine interdisziplinäre Wissenschaft. «DOLR—Mitt.» 1973, 6, N 3, 7—9.
99. Stuhlinger E. Skylab results. Review and outlook. — COSPAR Space Res. 16, Berlin, 1976, 849—872 p.
100. Winer N. Extrapolation, interpolation and smoothing of stationary time series. — N.-Y.: John Wiley, 1949, 235 pp.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Введение	5
Глава 1. Основные направления научных исследований в космосе и условия их проведения на космическом аппарате	7
1.1. Физические характеристики околоземного космического пространства и их влияние на методы исследований	7
1.2. Астрономические внеатмосферные исследования	12
1.3. Геофизические исследования	17
1.4. Медико-биологические эксперименты	23
1.5. Технологические эксперименты	25
1.6. Технические эксперименты	26
Глава 2. Космические аппараты для научных исследований и экспериментов	29
2.1. Научная аппаратура космических аппаратов	29
2.2. Служебные системы научно-исследовательских аппаратов	35
2.3. Типы космических аппаратов и некоторые особенности орбитальных станций	46
2.4. Влияние бортовых систем и элементов конструкции космического аппарата на методики и результаты экспериментов	52
Глава 3. Задачи и методологические основы проведения научных исследований на космических кораблях и орбитальных станциях	62
3.1. Основные задачи управления научным экспериментом в условиях космоса	62
3.2. Основные задачи и принципы построения наземно-бортового комплекса управления экспериментами	75
3.3. Разработка основных положений теории управления экспериментами, выполняемыми на космических аппаратах	90
Глава 4. Баллистическое обеспечение полета при выполнении программы научных исследований	101
4.1. Краткое описание технических средств и принципов организации баллистического обеспечения	101
4.2. Основные задачи и особенности организации баллистического обеспечения при проведении экспериментов	104
4.3. Используемые системы координат и методы описания возмущенного движения космических аппаратов	108
4.4. Влияние выбора способа описания движения космических аппаратов на точность прогнозирования	110
Глава 5. Методы планирования и управления при проведении программы экспериментов	116
5.1. Общий подход к оперативному управлению и планированию научных исследований на космических аппаратах	116
5.2. Стратегии оперативного планирования и управления экспериментами	120
5.3. Учет факторов космического полета, влияющих на эксперименты, при оперативном управлении и планировании	128
5.4. Вывод основных соотношений для планирования программы экспериментов	132
5.5. Управление полетом космического аппарата при выполнении программы экспериментов	136
Глава 6. Построение системы автоматизированного оперативного анализа научной информации при проведении исследований на космических аппаратах	145
6.1. Структура информационно-измерительных систем, используемых при выполнении космических экспериментов	145
6.2. Источники и основные характеристики информации, используемой при оперативном анализе в ЦУПЕ	148

6.3. Математические методы и технические средства, используемые при обработке научной информации	150
6.4. Контроль работоспособности научной аппаратуры	156
6.5. Общая схема экспресс-анализа и расчет дополнительной информации в Центре управления полетом	162
6.6. Обработка научной информации при оперативном анализе в процессе космического полета	167
Глава 7. Определение ориентации космических аппаратов по телеметрическим измерениям	174
7.1. Основные задачи, методы и принципы построения систем контроля углового положения космических аппаратов	174
7.2. Локальные алгоритмы контроля углового положения космических аппаратов	181
7.3. Интегральные методы определения углового положения космических аппаратов	187
7.4. Определение ориентации космических аппаратов с помощью привлечения дополнительной измерительной информации	204
7.5. Планирование экспериментов, использующих информацию от систем контроля ориентации	212
Глава 8. Проведение научных исследований на современных космических кораблях и орбитальных станциях	217
8.1. Основные направления исследований, выполняемых с помощью орбитальных станций «Салют» и космических кораблей «Союз», и особенности их обеспечения в полете	217
8.2. Управление и обеспечение астрономических экспериментов	222
8.3. Геофизические исследования	232
8.4. Применение экономичных методов управления при проведении экспериментов	238
8.5. Использование графо-аналитических методов при решении задач оперативного планирования научных экспериментов	247
Заключение	258
Основные сокращения	258
Список литературы	259

Михаил Юрьевич Беляев

ИБ 3872

**НАУЧНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ
НА КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЯХ
И ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЯХ**

Сдано в набор 15.02.84. Подписано в печать 21.05.84. Т-12406. Формат 60×90^{1/16}. Бумага типографская № 1. Гарнитура литературная. Печать высокая. Усл. печ. л. 16,5. Усл. кр.-отт. 16,5. Уч.-изд. л. 18,5. Тираж 724 экз. Заказ 232. Цена 1 р. 40 к.

Редактор *Г. П. Филипповская*

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение», 107076, Москва, Стромьинский пер., д. 4.

Художественный редактор
В. В. Лебедев

Переплет художника *Е. Н. Волкова*

Московская типография № 8
Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР
по делам издательств, полиграфии
и книжной торговли.
101898, Москва, Центр, Хохловский
пер., 7.

Технический редактор *Т. С. Старых*

Корректор *А. А. Снастина*