

В.А.Шаталов, С.Н.Селетков, Б.С.Скребушевский



ПРИМЕНЕНИЕ ЭВМ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

...1010...010101010...10100
1010...0001010...1010...00

В.А.Шаталов, С.Н.Селетков, Б.С.Скребушевский

**ПРИМЕНЕНИЕ
ЭВМ
В СИСТЕМЕ
УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИМ
АППАРАТОМ**

В.А.Шаталов, С.Н.Селетков, Б.С.Скребушевский

ПРИМЕНЕНИЕ ЭВМ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Под редакцией д-ра техн. наук Г. Г. БЕБЕНИНА



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1974

Шаталов В. А., Селетков С. Н., Скребушевский Б. С. Применение ЭВМ в системе управления космическим аппаратом. М., «Машиностроение», 1974, 208 с.

В книге рассмотрены системы управления космических аппаратов с бортовой электронной вычислительной машиной.

Приведены примеры применения бортовых ЭВМ на космических аппаратах различного назначения.

Изложены методы расчета основных характеристик бортовых вычислительных машин, принципы построения систем управления с БЦВМ.

Показано распределение функций управления между оператором и ЭВМ.

Книга предназначена для инженеров, занимающихся проектированием систем управления с ЭВМ.

Табл. 14, ил. 98, список лит. 94 назв.

Рецензент засл. деят. науки и техники РСФСР,
д-р техн. наук **А. С. Шаталов.**

Развитие ракетной и космической техники и большие достижения в разработке быстродействующих вычислительных устройств привели к созданию нового типа систем управления космических аппаратов (КА), в состав которых входят электронные вычислительные машины (ЭВМ).

Задачи управления, решаемые бортовыми цифровыми вычислительными машинами (БЦВМ), в зависимости от назначения аппарата и программы исследований могут быть различными, но в общем случае они сводятся к навигации, управлению движением центра масс аппарата, и угловой ориентации с заданной точностью.

Вычислительные операции, связанные с оценкой функционирования КА и системы его управления, также могут выполняться БЦВМ.

В контуре управления БЦВМ обеспечивает гибкость в смене программы управления и позволяет полностью автоматизировать вычислительные операции, реализующие требуемые законы управления на основе заложенных в память БЦВМ констант и поступающей текущей информации о положении и скорости КА. Бортовая цифровая вычислительная машина обладает достаточным быстродействием, памятью и используется также для адаптации системы к изменяющимся условиям.

В книге последовательно изложены

пути развития и применения вычислительной техники в космических летательных аппаратах.

Предисловие, введение, гл. 1 и 8 написаны авторами совместно, гл. 2 и 3 — Б. С. Скребушевским, гл. 4 — летчиком-космонавтом СССР В. А. Шаталовым, гл. 5 и 6 — С. Н. Селетковым, гл. 7 написана С. Н. Селетковым и Б. С. Скребушевским.

Авторы благодарят д-ра техн. наук Г. Г. Бебенина за помощь, оказанную им при написании книги, и рецензента засл. деят. науки и техники РСФСР, д-ра техн. наук, проф. А. С. Шаталова за благожелательный отзыв и полезные замечания по рукописи.

Все замечания по книге следует направлять по адресу: Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3, изд-во «Машиностроение».

КЛАССИФИКАЦИЯ И ЗАДАЧИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Задачи управления и функции БЦВМ существенно зависят от области космического пространства, в пределах которой совершается полет аппарата.

Поэтому космические аппараты (КА) можно разделить на три группы:

1) космические аппараты, совершающие полет вблизи Земли. Они движутся по орбитам спутника Земли;

2) космические аппараты, совершающие полет к Луне. Эти аппараты движутся по сложным траекториям, состоящим из нескольких участков;

3) космические аппараты, совершающие полеты к планетам Солнечной системы. Траектории их движения еще более сложны, чем траектории аппаратов предыдущей группы.

Космические аппараты всех трех групп могут быть как пилотируемые, так и беспилотные. Беспилотные космические аппараты, кроме того, классифицируют по целевому назначению. Они могут быть научно-исследовательские, связные, метеорологические, навигационные.

1.1. БЕСПИЛОТНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

Беспилотные космические аппараты применяются в тех случаях, когда выполнение целевых задач возможно осуществить без участия человека. Обычно это аппараты с длительным сроком существования. Несмотря на различное целевое назначение беспилотных КА, каждый из них имеет отдельные общие системы, предназначенные для навигации, управления движением и функционированием КА в целом, и специальную аппаратуру.

Навигационная система предназначена для определения местоположения КА и прогнозирования движения его центра масс. Система, выполняющая эти функции, должна включать измерительные и вычислительные средства. Эти средства могут располагаться как на борту КА, так и на Земле.

Система управления предназначена для управления движением КА, близким к расчетному. Различают систему управления движением КА как материальной точки (движение центра масс) и систему управления угловым движением (система угловой ориентации и стабилизации). Системы управления движением включают в себя чувствительные элементы, преобразующие устройства, блоки формирования управляющих сигналов и исполнительные органы, вырабатывающие управляющие воздействия.

Кроме перечисленных, на борту беспилотных КА имеются системы энергоснабжения, терморегулирования и телеметрическая система.

Система энергоснабжения КА предназначена для снабжения систем аппарата электроэнергией. Она состоит из источника первичной энергии, преобразователя первичной энергии в электрическую и автоматического устройства, формирующего режимы работы системы энергоснабжения в зависимости от условий работы систем КА.

Система терморегулирования осуществляет поддержание внутри КА заданного теплового режима. В состав системы входят чувствительные элементы, измеряющие температуру в контролируемых точках КА, блоки формирования управляющих сигналов на поддержание номинального теплового режима и исполнительные органы, воздействующие непосредственно на тепловые процессы.

Телеметрическая система предназначена для передачи на Землю информации о результатах измерений, характеризующих состояние систем КА и различных технических устройств или происходящие в них процессы. Телеметрическая система делится на бортовую и наземную. В состав бортовой системы входят датчики, формовщики сигналов, устройства обработки данных, шифратор и передатчик.

Для обеспечения выполнения поставленных перед космическим аппаратом задач в каждую из рассмотренных систем в определенное время должны поступать соответствующие команды. Помимо команд управления пространственным движением на борту должно быть своевременно выработано большое число команд, предназначенных для управления функционированием.

Выработка и коммутация команд управления функционированием возлагается на специальное устройство. Такое устройство осуществляет контроль за текущим временем и вырабатывает команды в соответствии с программой полета. Временная диаграмма выработки команд не является постоянной и жесткой. При изменении условий полета отдельные команды или их наборы изменяются. Измененные наборы команд формируются на борту или передаются с Земли.

Искусственные спутники Земли

Исследовательские ИСЗ предназначены для проведения геофизических исследований околоземного космоса и астрономических наблюдений. Целью геофизических исследований является изучение гравитационного и магнитного полей Земли, а также процессов, протекающих в верхних слоях атмосферы Земли. При исследовании геомагнитного поля изучают, например, суточные магнитные вариации, магнитные бури и связь их с изменением солнечной активности. Наряду с отмеченными задачами большое значение придается изучению физики ионосферы, а именно, определению концентрации ионизированных частиц, связи ее с процессами на Солнце, исследованию особенностей распространения радиоволн в ионосфере.

Дополнительно к основным системам на исследовательских ИСЗ могут быть установлены датчики научной информации [8]:

- датчик радиации для изучения электромагнитного излучения и регистрации космических частиц;

- датчик инфракрасного излучения для изучения распределения температуры в ионосфере и на поверхности Земли;

- магнитометры для измерения магнитных полей Земли и изучения вариаций земного магнетизма;

- детекторы метеорных частиц для регистрации столкновений ИСЗ с микрометеорными частицами;

- датчики для исследования верхних слоев атмосферы, измеряющие низкие давления порядка 10^3 — 10^{-2} Па;

- фототелевизионная аппаратура для получения изображения Земли.

Связные ИСЗ применяются для ретрансляции радиосигналов в диапазоне УКВ. Целесообразность такого применения обусловлена возможностью видимости больших районов Земли и длительного времени существования ИСЗ. Радиолинии с космическими ретрансляторами позволяют осуществлять связь между любыми пунктами Земли, исключая влияние нестабильности ионосферы. Так, трех спутников, выведенных на геостационарные орбиты (как бы зависших над поверхностью Земли на высоте около 36 000 км), достаточно, чтобы в зону вещания попало 90 процентов поверхности Земли.

На спутниках связи устанавливается приемо-передающая антенная система с усилительно-преобразующим трактом. Кроме того, устанавливается специальная система для пространственной ориентации и стабилизации антенн. Примером связных ИСЗ может служить советский ИСЗ типа «Молния», излучающий сигналы через направленную параболическую антенну, ширина диаграммы направленности которой охватывает всю видимую с ИСЗ поверхность Земли [3]. Этот спутник используется для передач программ Центрального телевидения. При помощи одного ИСЗ, выведенного на высокоэллиптическую орбиту (апогей

порядка 40 000 км, перигей — порядка 550 км, наклонение орбиты 1,025 рад), достигнуто время непрерывной работы около 7—8 ч в режиме ретрансляции с усилением. Мощность бортового передатчика достигает 40 Вт, что обеспечивает уверенный прием сигналов на Земле.

Длительное время проводятся эксперименты по передаче при помощи спутника связи цветного телевизионного изображения. В 1970 году были организованы передачи цветного телевидения между СССР и Францией. Спутники связи используются также при усовершенствовании линии прямой связи СССР — США. Была достигнута договоренность о проведении технических и организационных мероприятий по вводу в действие и эксплуатации двух спутниковых каналов связи. При этом Советский Союз обеспечивает спутниковый канал через систему «Молния», а Соединенные Штаты Америки через систему «Интелсат».

Метеорологические ИСЗ. Перед службой погоды ставятся все новые задачи. Увеличиваются требования к объему получаемых сведений, их точности. Поэтому при решении задач метеорологии приходится учитывать большое количество факторов, а следовательно, и существенно расширить объем исходной информации, необходимой для решения данных задач. Эта проблема может быть решена при создании непрерывно функционирующей и охватывающей весь земной шар метеорологической службы. Эта задача затрудняется в связи с тем, что 2/3 земной поверхности являются водным пространством, на котором размещение метеопостов крайне затруднено.

При помощи метеорологических спутников эта проблема в настоящее время успешно решается, и не только потому, что увеличился объем информации, но и потому, что некоторые материалы не могут быть получены другими средствами. Так, спутники передают на землю синоптические данные, характеризующие метеобстановку над территорией мировых океанов и труднодоступных районов. Из космоса удастся наблюдать изображения циклонических вихрей. Советские спутники «Метеор», американские «Тирос» и «Нимбус» позволяют получить оперативную информацию об изменении облачности, на основании чего прогнозируют изменение погоды, перемещение вихрей и ураганов. Если при помощи геосинхронных спутников удастся наблюдать общие явления на больших площадях, то для детального изучения синоптических условий используются низкоорбитальные системы метеорологических спутников.

Регистрация картины распределения облачности осуществляется при помощи телевизионных камер. Например, на американских ИСЗ «Тирос» установлены две телевизионные камеры — широкоугольная и узкоугольная, позволяющие получить изображение облачного покрова в двух масштабах [8]. На спутнике осуществлена одноосная ориентация (спутник вращается вокруг оси, параллельно которой ориентированы оптические оси телеви-

зионных камер, направленных на Землю). Для получения изображения облачного покрова Земли в ночное время на спутниках устанавливаются датчики, работающие в ИК-диапазоне.

Навигационные ИСЗ служат для обеспечения навигации кораблей и самолетов. Так, глобальная навигационная система с использованием ИСЗ позволит определить местоположение самолета и корабля в любых метеорологических условиях в любой точке земного шара. Погрешность определения координат при использовании на самолете или корабле простейшего оборудования составляет ± 900 м, а при обработке данных наблюдения за ИСЗ погрешность сокращается до ± 180 м [8].

Координаты объекта, имеющего аппаратуру для связи с навигационным ИСЗ, определяют измерением доплеровского сдвига частоты бортового передатчика ИСЗ во время прохождения его в зоне видимости объекта.

В состав бортовой аппаратуры навигационных ИСЗ, кроме основных систем, входят передатчики, излучающие когерентные колебания, и бортовое запоминающее устройство.

Автоматические станции лунной программы

Автоматические станции лунной программы предназначены для изучения Луны и окололунного пространства.

Изучение Луны и окололунного пространства предусматривает выполнение следующих исследований [4]:

- изучение гравитационного и магнитного полей Луны;
- изучение части лунной поверхности, недоступной для наблюдения с Земли;
- изучение деталей лунной поверхности;
- исследование излучения Луны в тех участках спектра, которые недоступны при наблюдении с Земли из-за поглощения земной атмосферой.

Возможны следующие баллистические траектории, на которых выполняются исследования Луны:

- пролет около Луны;
- облет Луны;
- жесткая посадка с частичным гашением скорости аппарата у поверхности;
- мягкая посадка с гашением скорости до нуля у поверхности Луны;
- выход на селеноцентрическую орбиту;
- облет Луны с возвращением на Землю;
- посадка на Луну и возвращение на Землю.

Первые полеты советских автоматических станций к Луне начались в 1959 году, когда 2 января была запущена станция «Луна-1», которая прошла вблизи Луны на расстоянии 5000—6000 км.

Создание в СССР многоцелевых межпланетных автоматических станций «Зонд» позволило продолжить исследование окололунного пространства и обратной стороны Луны (запуск автоматической станции «Зонд-3» в сторону Луны осуществлен 18 июля 1965 года).

Качественно новый этап в исследовании Луны был достигнут запуском автоматической станции «Луна-9» в 1966 году, когда полет станции был завершен прилунением в районе Океана Бурь. Мягкая посадка на Луну позволила получить панорамное изображение лунного ландшафта с близкого расстояния и первые достоверные данные о рельефе и структуре лунного грунта, а также сведения о интенсивности жесткой радиации на поверхности Луны.

Важным шагом в разработке автоматических станций является также создание станции «Луна-16», которая впервые позволила доставить на Землю образцы лунного грунта.

Триумфом советской науки и техники явился запуск автоматической станции «Луна-17» 10 ноября 1970 года, которая доставила на поверхность Луны луноход, оснащенный комплексом научного оборудования.

В США исследования Луны при помощи автоматических КА начались запуском аппаратов «Пионер» (наиболее близко на расстоянии 60 060 км от Луны прошел аппарат «Пионер-4»). Дальнейшие исследования Луны и окололунного пространства были продолжены автоматическими космическими аппаратами «Рейнджер», «Сервейер» и «Лунар Орбiter».

Рассмотрим состав оборудования советских автоматических станций «Луна-1» и «Луна-16».

На автоматической станции «Луна-1», кроме системы управления полетом на последней ступени космической ракеты, были установлены:

— прибор для измерения интенсивности космического излучения;

- радиосистема для определения траектории полета;
- два радиопередатчика;
- контейнер с научной и радиотехнической аппаратурой;
- вспомогательные устройства.

Автоматическая станция «Луна-16» представляет собой сложный космический аппарат с высокой степенью автоматизации. Станция выполнена из двух самостоятельных блоков — посадочной ступени с грунтозаборным устройством и космической ракеты «Луна — Земля» с возвращаемым аппаратом.

В состав посадочной ступени входили:

- двигательная установка, включающая ЖРД для коррекции и торможения, два двигателя малой тяги, включаемые на заключительном этапе посадки;
- система управления угловым движением;
- передаточная радиоаппаратура;

- программно-временное устройство;
- система терморегулирования;
- оборудование для измерения высоты и скорости при посадке;
- телефотометры, передающие информацию о месте, в котором забирается грунт;
- исследовательские приборы;
- грунтозаборное устройство, состоящее из бурового станка с системой электрических приводов и бурового снаряда, штанги и приводов, перемещающих его в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Космическая ракета «Луна — Земля» имеет в своем составе ЖРД, приборный отсек с прикрепленным к нему возвращаемым аппаратом и четыре штыревые антенны. В приборном отсеке установлены приборы систем управления, радиоприборы, бортовая электронная автоматика и аккумуляторные батареи.

Американский космический аппарат «Сервейер» («Наблюдатель») содержит следующие системы и оборудование:

- систему управления угловым движением, полетом и посадкой;
- систему дальней радиосвязи;
- три верньерных ЖРД;
- тормозной ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ);
- источники электропитания;
- телевизионную камеру;
- систему дальней радиосвязи;
- устройства и приборы для проведения исследований.

В систему управления входят датчики Солнца, датчик звезды Канопус, инерциальный блок, радиовысотомер и доплеровские датчики скорости спуска, блок электронного управления полетом и три пары реактивных сопел, работающих на сжатом газе. На аппарате установлена одна обзорная телевизионная камера для панорамной съемки Луны после посадки КА.

Для проведения научных исследований и экспериментов на аппарате установлены:

- устройство для взятия проб лунного грунта;
- приборы для анализа содержащихся в грунте Луны химических элементов;
- сейсмометр;
- детекторы метеорных частиц;
- акустический датчик;
- приборы для оценки динамики посадки аппаратов на Луну.

Межпланетные автоматические станции

Межпланетные автоматические станции (АМС) предназначены для полета к планетам солнечной системы и для изучения межпланетного космического пространства. В их задачу входит

исследование физико-химических условий на поверхностях планет и в межпланетном пространстве.

В зависимости от задач, решаемых АМС, также как и для станций лунной программы, возможны баллистические траектории на пролете, с облетом и на орбитах спутников исследуемых планет, а также жесткая и мягкая посадки на поверхность планет.

При создании межпланетных АМС возникают сложные научно-технические проблемы ввиду того, что полет станций происходит в тяжелых условиях при большой длительности, что требует высокой автономности и надежности систем управления и функционирования. Так, в месте посадки советской автоматической станции «Венера-8» температура атмосферы составляла $\sim 470^\circ\text{C}$, а давление $\sim 90\text{ кгс/см}^2$. Продолжительность полетов АМС к Марсу и Венере составляет несколько месяцев, а к планетам Юпитеру, Сатурну, Плутону и Нептуну ~ 10 лет.

В СССР регулярные исследования планет и межпланетного пространства при помощи АМС начались с 1961 года, когда в феврале был осуществлен запуск АМС «Венера-1», которая прошла на расстоянии около 100 тыс. км от Венеры и вышла на орбиту спутника Солнца. Последующие исследования были продолжены автоматическими межпланетными станциями «Зонд» и «Марс».

Состав аппаратуры, устанавливаемой на АМС «Венера», можно оценить, рассмотрев устройство АМС «Венера-8», которая 22 июля 1972 года завершила мягкой посадкой на поверхность планеты Венеры свой четырехмесячный полет и передала на Землю уникальные научные данные. Впервые в истории исследования планеты Венера вход в атмосферу и посадка спускаемого аппарата станции «Венера-8» были осуществлены на освещенную Солнцем сторону планеты.

Как и все предыдущие станции этого типа, АМС «Венера-8» выполнена в виде орбитального отсека и спускаемого аппарата [5]. Орбитальный аппарат снабжен системой управления, корректирующей двигательной установкой, датчиками системы астроориентации, остроуправленной параболической и малоуправленной антеннами, панелями солнечных батарей. Спускаемый аппарат состоит из двух отсеков: приборного и парашютного. В парашютном отсеке спускаемого аппарата помещены парашютная система, радиовысотомер, антенна бортового радиоконтакта и датчики научных приборов.

В приборном отсеке спускаемого аппарата установлены радиотехническая и телеметрическая системы, источники электропитания и другие элементы системы терморегулирования, программно-временное устройство, аппаратура автоматики и блоки научных приборов, в том числе фотометр для определения освещенности на поверхности Венеры. Для связи с Землей в спускае-

мом аппарате смонтирована антенная система, состоящая из двух антенн: спиральной, жестко укрепленной в верхней части аппарата, и выносной, выбрасываемой из отсека после посадки. На участке снижения связь ведется через первую антенну, а после посадки по командам программно-временного устройства производится периодическое переключение бортового передатчика с одной антенны на другую.

Американские автоматические межпланетные станции типа «Пионер», «Маринер» также исследуют межпланетное пространство. Кроме того, проводятся исследования по программе «Grand Tour» для изучения отдаленных планет Солнечной системы: Юпитера, Сатурна, Урана, Нептуна и Плутона [6]. Реализация последней программы рассчитана на 1975—80 годы, когда должна возникнуть необычная астрономическая ситуация: внешние планеты солнечной системы займут такое положение относительно Юпитера, которое позволит космическому аппарату после облета этой планеты и исследования ее гравитационного поля достичь Сатурна и Урана, а затем после их облета — Нептуна и Плутона. Аналогичная астрономическая ситуация повторится лишь через 175 лет.

Состав основного оборудования и приборов американских АМС можно рассмотреть на примере космических аппаратов программы «Маринер» [2]. По этой программе осуществляются запуски станций для исследования Венеры и Марса. Все станции создавались в пролетном варианте, за исключением «Маринер-9», которая была выведена на ареоцентрическую орбиту (орбиту вокруг Марса).

В состав аппаратов программы «Маринер» входят следующие основные элементы и агрегаты (на примере «Маринер-9»):

- радиотехническое оборудование;
- энергетическая установка, использующая солнечные элементы и аккумуляторную химическую батарею;
- система стабилизации и ориентации;
- бортовой вычислитель (программно-временное устройство);
- корректирующе-тормозная двигательная установка;
- телевизионные камеры;
- научные приборы.

В состав научных приборов входят:

- ультрафиолетовый спектрометр для определения газового состава ионосферы;
- инфракрасный интерференционный спектрометр для исследования нижних слоев атмосферы;
- инфракрасный радиометр для определения тепловой инерции (скорости остывания и нагревания) и состава поверхности планеты;
- устройство для радиозондирования на различных частотах;

- датчики для регистрации космических лучей;
- детектор рентгеновского излучения и другие приборы.

1.2. ПИЛОТИРУЕМЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ КОРАБЛИ

Пилотируемые космические корабли (КК) предназначены для полетов в космос с участием человека. Наблюдения человека в космосе служат ценным источником дополнительных сведений, которые не могут быть получены только при помощи беспилотных аппаратов. Так, например, только потому, что на борту КК находились космонавты, удалось обнаружить ряд новых явлений, в частности, вертикально-лучевую структуру дневного излучения верхней атмосферы, свечение в районе Южного полюса, эффект «усов» и т. д. [1]. Перечисленное едва ли можно было бы зафиксировать даже при помощи очень сложной аппаратуры. В этом случае проявились преимущества сочетания логического анализа ситуации, выполняемого космонавтом, с высокой чувствительностью и избирательностью зрения человека.

Перспективное изучение космического пространства связано с совместным участием в исследованиях человека и автоматических приборов. Это прежде всего относится к изучению специфических явлений. Также бесспорно то, что и в будущем визуальные наблюдения будут играть важную роль.

В общем случае к задачам, решаемым на борту КК, относятся:

- астрономические наблюдения и геофизические исследования в околоземном пространстве;
- медико-биологические исследования (физико-биологическое состояние космонавтов, оборудование для космонавтов и др.);
- эксплуатационные исследования для изучения возможности создания искусственной силы тяжести, оценки оборудования и систем управления;
- научные и технические эксперименты по технологии материалов, по созданию сборных конструкций в космосе и др.

Кроме перечисленных задач, на борту пилотируемых КК могут осуществляться эксперименты по исследованию Солнца, ресурсов Земли, загрязненности атмосферы и др. В конструктивном отношении отличительной особенностью всех пилотируемых КК является сложная система жизнеобеспечения, представляющая собой сложный комплекс подсистем и агрегатов.

Космические корабли околоземного космоса

Научно-исследовательская деятельность в космосе с участием человека началась с запуском советского космического корабля «Восток», на котором 12 апреля 1961 года летчик-космонавт Ю. А. Гагарин совершил первый в мире пилотируемый космический полет.

Возможности научных исследований в космосе существенно возросли после создания орбитальных космических станций (ОКС). Под орбитальной станцией понимается космический комплекс, находящийся на геоцентрической орбите и обеспечивающий решение широкого круга задач в течение длительного периода. В январе 1969 года в результате стыковки кораблей «Союз-4» и «Союз-5» была создана первая экспериментальная космическая лаборатория, а затем в апреле 1971 года на орбиту была выведена первая долговременная орбитальная станция «Салют».

В США начальный этап работы по созданию орбитальных станций проводился в рамках программы «Apollo-Application». В мае 1973 года в США была запущена долговременная пилотируемая орбитальная станция «Скайлэб».

Конкретные задачи, решаемые на борту пилотируемых КК, состав оборудования, особенности систем управления и функционирования можно рассмотреть на примере орбитальной станции «Скайлэб». При создании экспериментальной орбитальной станции «Скайлэб» максимально использован опыт, накопленный при экспериментах на КК «Аполлон».

На станции «Скайлэб» решаются следующие задачи:

- проводятся исследования Солнца, измерения радиации, наблюдения Земли;
- изучаются возможности человека при обработке данных наблюдений, эксплуатации и ремонте оборудования;
- проводятся медико-биологические эксперименты, связанные с длительным пребыванием человека в условиях невесомости, а также изучение биологических особенностей и приспособляемости человека.

Конструктивно станция выполнена из двух блоков: орбитальной обитаемой лаборатории, представляющей собой модифицированную третью ступень ракеты-носителя «Сатурн-5» с приборным отсеком, и состыкованного с лабораторией астрономического отсека (с блоком телескопов и научных приборов). Доставка экипажа на станцию и обратно на Землю осуществляется при помощи основного блока космической системы «Аполлон» [7].

Высокие требования к точности управления угловым движением станции обусловили применение двух отдельных систем управления. Одна система управляет движением станции в целом, другая — движением блока научных приборов (включая телескоп). В качестве исполнительных органов системы управления всей станции выбраны три трехстепенных силовых гироскопа.

Для исследования Солнца в блоке научных приборов была установлена следующая аппаратура:

- коронограф Лайота для фотографирования солнечной короны в белом свете;

— коротковолновый ультрафиолетовый спектрограф для фотографирования в ультрафиолетовых лучах;

— ультрафиолетовый хромосферный спектрограф, позволяющий получать щелевое изображение Солнца в белом свете и изображение солнечного диска в ультрафиолетовых лучах;

— зеркальный телескоп с детектором солнечных вспышек, дающим изображение Солнца в рентгеновских лучах.

Кроме перечисленных приборов, на орбитальной станции и блоке научных приборов были установлены звездный датчик, датчики системы управления угловым движением, средства контроля системы жизнеобеспечения и функционирования станции в целом и другие приборы и агрегаты.

Все основные вычисления и логические операции, необходимые для управления угловым движением, а также обработка информации от датчиков осуществляются в бортовой вычислительной машине блока научных приборов.

Будущие орбитальные станции околоземного космоса

Существующий в настоящее время уровень космической техники и предпосылки ее развития позволяют считать возможным создание в недалеком будущем обитаемых орбитальных станций с длительным сроком существования — порядка 10 лет.

На таких станциях будут изучаться явления невесомости, глубокого вакуума, наблюдения Земли и Вселенной и проблемы, связанные с астрономией, химией, физикой, биологией и т. д. Такой круг исследований потребует применения большого количества высокоточных приборов и приспособлений. А для исключительно точных экспериментов по астрономии, физике потребуются сверхточная ориентация научных приборов и незагрязненная внешняя среда, для чего будут применяться отсеки, управляемые автономно с борта орбитальной станции и периодически возвращаемые на станцию для обслуживания и смены оборудования.

Пилотируемые космические корабли для полета на Луну и межпланетных полетов

Решение ряда принципиальных научных проблем и экспериментов требует участия человека в межпланетных полетах. К таким проблемам можно отнести следующие.

1. Существует ли жизнь вне Земли? Если существует, то какова ее природа и как она эволюционирует?

2. Как возникла и развивается Вселенная? Подчиняется ли поведение исследуемых пространств Вселенной законам, открытым на Земле?

3. Изучение физических условий на Луне и планетах Солнечной системы.

4. Положение нашего Солнца и Солнечной системы во Вселенной? Как эволюционирует Солнечная система и каковы динамические соотношения между процессами на Солнце и планетах?

Решение этих вопросов только при помощи автоматов невозможно и поэтому понятен тот интерес, который проявляется к разработке и реализации пилотируемых космических кораблей для полетов на Луну и планеты Солнечной системы [2].

Пилотируемые космические корабли программы «Аполлон»

Программа «Аполлон» предусматривала высадку американских космонавтов на Луну с последующим возвращением их на Землю.

Космический корабль «Аполлон» состоит из командного модуля и лунной кабины.

Командный модуль предназначен для доставки экипажа на селеноцентрическую орбиту и возвращения его на Землю. В состав командного модуля входят:

- двигательная установка;
- система жизнеобеспечения;
- система навигации, наведения и управления угловым движением;
- бортовая цифровая вычислительная машина;
- энергетическая установка на водородно-кислородных топливных элементах;
- связанное оборудование.

В свою очередь система навигации, наведения и управления угловым движением включает в себя:

- инерциальный измерительный блок, использующий гиросtabilизированную платформу с тремя степенями свободы;
- оптические средства, включающие широкоугольный сканирующий телескоп и секстант;
- радиодальномер;
- ручку управления;
- комбинированный индикатор углового положения;
- двигатели стабилизации.

Для повышения надежности управления полетом на КК устанавливаются резервные устройства и подсистемы, например, бесплатформенная инерциальная система с датчиками, жестко устанавливаемыми на корпусе корабля, и с дополнительным бортовым вычислителем.

Лунная кабина предназначена для доставки космонавтов с селеноцентрической орбиты на Луну и последующую доставку их с поверхности Луны на селеноцентрическую орбиту. В свою

очередь лунная кабина состоит из посадочной и взлетной ступеней. Посадочная ступень остается на поверхности Луны.

В состав лунной кабины входят следующие основные системы и агрегаты:

- двигательная установка;
- система жизнеобеспечения;
- система навигации, наведения и управления угловым движением;
- бортовая цифровая вычислительная машина;
- радиосистема связи;
- энергетическая установка.

Система навигации, наведения и управления угловым движением включает в себя:

- инерциальный измерительный блок;
- телескоп для установки гиросtabilизированной платформы по азимуту (для чего используются опорные светила);
- радиолокатор для определения скорости и высоты полета лунной кабины у поверхности Луны;
- радиолокатор, обеспечивающий встречу лунной кабины и командного модуля на селеноцентрической орбите;
- двигатели стабилизации.

Пилотируемые космические корабли для будущих межпланетных полетов

Рассматривая возможные варианты пилотируемых межпланетных полетов, можно выделить три основные схемы:

1. Облет планеты назначения без посадки КК на ее поверхность с возможной посылкой автоматического зонда на поверхность планеты и последующим его возвращением на пилотируемый КК.

2. Орбитальный полет КК вокруг планеты назначения с высылкой автоматического зонда на поверхность планеты и его возвращением на пилотируемый КК.

3. Орбитальный полет вокруг планеты назначения и последующая посадка пилотируемого отсека КК на поверхность планеты.

Сложность операций при реализации каждого последующего варианта существенно возрастает, что влечет соответствующее усложнение системы управления и оборудования. Наиболее ценную информацию можно получить при орбитальном полете вокруг планеты или при посадке на нее.

Возможный состав основных датчиков межпланетных КК:

- датчики углового положения в пространстве (астронавигационный блок, локатор, гиросtabilизированная платформа);
- датчик скорости;
- датчик местоположения;
- датчики определения расстояний;

- инерциальные и доплеровские приборы;
- лазеры;
- датчики системы жизнеобеспечения;
- датчики научно-исследовательской аппаратуры.

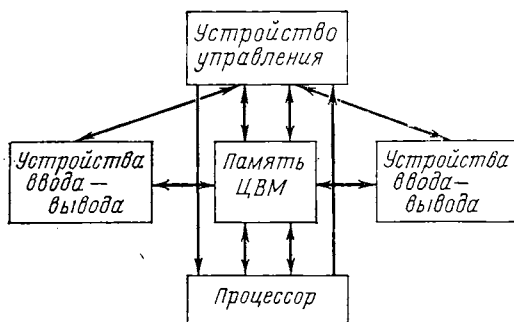
1.3. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЦИФРОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МАШИНЫ НА БОРТУ КАК ОСНОВНОГО СРЕДСТВА ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ

Рассмотренные в предыдущем разделе задачи требуют для своего решения определенных вычислительных средств, размещаемых на борту КА. Первоначально эти средства были организованы таким образом, что в различных системах аппарата имелись свои автономные вычислительные устройства аналоговые или цифровые. Даже качественный анализ позволяет сделать вывод о том, что основным недостатком подобной организации вычислительных средств является ее низкая эффективность. Отдельные задачи, подлежащие решению на борту, должны быть реализованы через большие промежутки времени, например, коррекция траектории, предварительная обработка телеметрической информации и т. д., что снижает коэффициент использования аппаратуры и уменьшает ее полезную массу.

Принципиально новой организацией вычислительных средств на борту, устраняющей указанный недостаток и обеспечивающей высокую производительность, точность и надежность вычислений, является использование в качестве основного звена обработки информации и управления бортовой цифровой вычислительной машины.

Цифровая вычислительная машина (ЦВМ) является наиболее совершенным средством автоматизации процесса вычислений. ЦВМ представляет собой (рис. 1.1) сложный комплекс устройств, состоящий из следующих основных частей: процессора, запоминающего устройства, устройств ввода — вывода, устройств управления. Процессор предназначен для выполнения арифметических или логических операций. Запоминающие устройства (ЗУ) обычно делят на внешнюю, оперативную и сверхбыстродействующую память. ЗУ предназначены для хранения программ, исходных данных для решения различных задач, промежуточных и окончательных результатов решения различных задач. Устройства ввода — вывода предназначены для ввода исходных данных, программ и выдачи результатов решения.

Устройство управления предназначено для координации работы всех устройств ЦВМ при решении различных задач. Основной чертой ЦВМ является автоматическое управление, которое достигается использованием устройства управления и программы вычислений, т. е. принципа программного управления. Одним из наиболее существенных преимуществ ЦВМ является то, что



переход к решению другой задачи требует лишь замены программы и исходных данных, необходимых для ее решения. Эта замена сводится к перемещению определенных массивов данных из внешней памяти в оперативную. В более сложных ЦВМ, когда в оперативной памяти хранится несколько программ, для перехода на решение другой задачи достаточно передать управление новой программе.

Целесообразно выделить две области применения цифровых систем, используемых для решения задач на борту КА:

- обработка получаемых данных;
- управление КА.

Первая область применения характеризуется большим потоком поступающих данных и относительно несложной обработкой. Во втором случае ЦВМ используется в контуре автоматического управления (рис. 1. 2).

При помощи ЦВМ могут быть решены следующие основные задачи:

- управление пространственным положением КА;
- управление функционированием аппарата;
- контроль за состоянием экипажа;
- контроль за состоянием и работой систем КА;
- перестройка программы на борту при выходе отдельных элементов из строя;
- предварительная обработка экспериментальных данных (сокращает объем передаваемой в наземные центры информации).

Эти задачи можно разделить на две группы. Решение одной группы задач обеспечивает управление аппаратом, другой — позволяет оптимизировать процесс сбора и обработки различных экспериментальных данных, получаемых в процессе полета.

При создании БЦВМ необходимо учитывать следующие факторы.

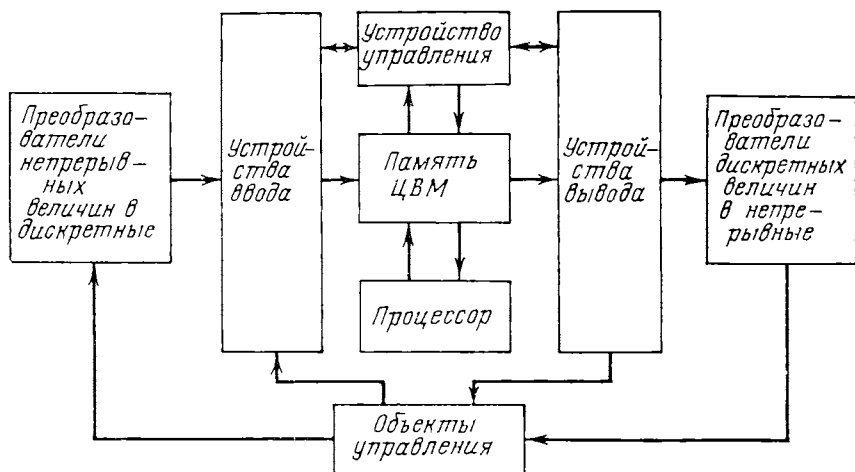
1. Возможность ввода в бортовую ЭВМ сигналов различных типов, как аналоговых так и цифровых.

2. Высокую производительность вычислительных средств.
3. Возможность решения определенных задач в реальном масштабе времени.
4. Гибкость системы математического обеспечения, позволяющую наращивать число решаемых задач, количество каналов ввода и вывода и объемы поступающей на обработку информации.
5. Высокую надежность, малые массы и энергопотребление.
6. Возможность восстановления программы с Земли.
7. Наличие в БЦВМ, устанавливаемых на обитаемых КА, удобных пультов общения операторов с вычислительной машиной, обеспечивающих дублирование при управлении космическим аппаратом.

Многолетний опыт создания цифровых вычислительных машин, используемых в наземных средствах обработки, подготовил ту теоретическую базу, которая послужила основой для создания бортовых ЭВМ. Однако наличие на первых аппаратах автономных средств обработки оправдывается тем, что разработка бортовых вычислительных машин встретила с существенными трудностями: жесткие ограничения по массе при увеличении надежности.

Решение этой задачи представляло собой основную проблему, и она могла быть решена лишь при разработке принципиально новых методов построения элементов. Успехи в микроминиатюризации, достигнутые в 1960—1970 г. позволили сделать качественный скачок в этой области.

Рис. 1. 2. Блок-схема ЦВМ для автоматической обработки данных и управления



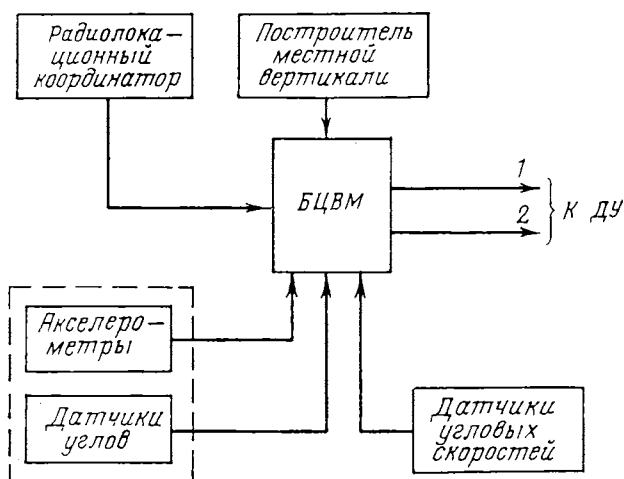
Существенное влияние на задачи, решаемые при помощи БЦВМ, и требования, предъявляемые к машине, оказывают принципы построения системы управления КА.

В автономных системах (рис. 1.3) основные задачи управления: навигация, управление движением, функционированием, оперативный контроль за состоянием аппарата и другие решаются на борту. На Землю периодически передаются результаты эксперимента и телеметрическая информация, характеризующая состояние аппарата. С Земли на борт могут передаваться данные, уточняющие цели исследования или программу полета.

В полуавтономных системах (рис. 1.4) наблюдается более тесная связь корабля с наземным центром обработки. В этом случае на Земле решаются основные наиболее трудоемкие задачи такие, как определение местоположения аппарата, выработка исходных данных, необходимых для управления пространственным положением аппарата, решение задач по анализу состояния аппарата в интересах управления и т. д. На бортовые средства в этом случае возлагаются такие частные задачи, как своевременная выдача (на основании исходных данных, полученных с Земли) и распределение по системам команд управления, сжатие телеметрической информации, передаваемой с борта в наземный центр обработки, и т. д.

Рис. 1.3. Функциональная блок-схема автономного управления КА, осуществляющего сближение с другими КА:

ДУ — двигательная установка; 1 — сигналы на ДУ управления КА как материальной точки; 2 — сигналы на ДУ управления угловым положением КА



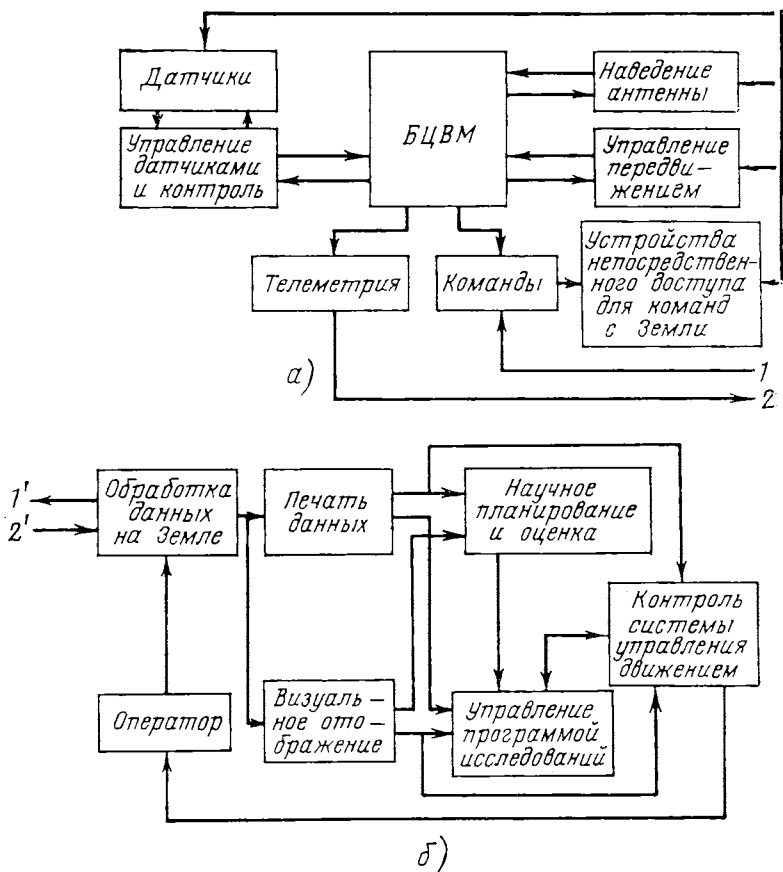


Рис. 1. 4. Функциональная блок-схема полуавтоматической системы управления:

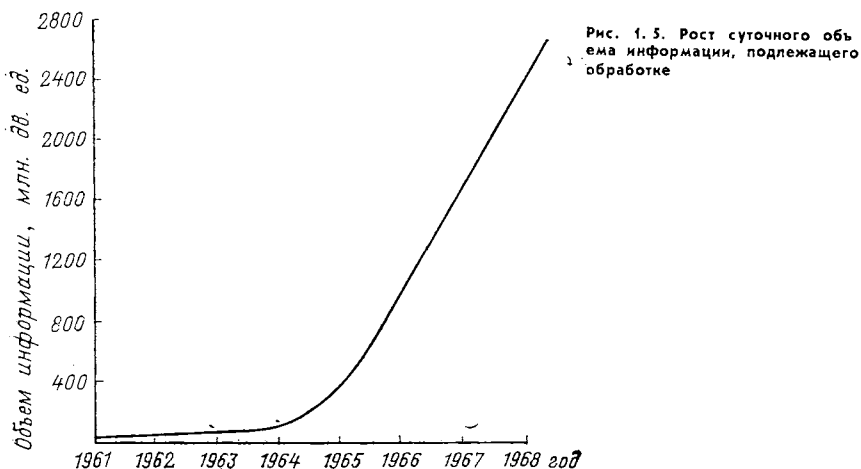
а — бортовая система; б — наземная система; 1 — прием с Земли; 2 — передача на Землю; 1' — передача на КА; 2' — прием с КА

1.4. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Перспективы развития бортовых средств управления и обработки информации определяются следующими четырьмя главными тенденциями, характеризующими развитие космических аппаратов и расширение области их применения:

- увеличением объема оборудования различного назначения, устанавливаемого на КА, и объемов экспериментов, проводящихся в процессе полетов;

- увеличением продолжительности активного существования КА;



- увеличением числа членов экипажа обитаемых КА;
- увеличением степени автономности систем управления при сохранении, если это возможно, способности управлять аппаратом с Земли.

Первая тенденция связана с заметными успехами в области средств вывода на орбиту значительных масс. Масса первого ИСЗ, запущенного в СССР в 1957 году, была 83,6 кг. Уже в 1965 году масса советского космического аппарата «Протон-1» была 12 200 кг. Естественно, что появившаяся возможность расширения объемов экспериментов и все более возрастающий интерес к широкому и детальному исследованию космического пространства требуют расширения состава оборудования, предназначенного для проведения различных экспериментов. Число задач, решаемых при полете данного КА, увеличивается. Все это приводит к постоянному росту объемов информации, подлежащей обработке на бортовых вычислительных средствах (рис. 1.5).

В связи с увеличением объема программ увеличивается объем памяти и все более возрастают требования к производительности вычислительных средств. Кроме того, усложняется организация ввода — вывода данных и организация вычислительного процесса в целом.

Другая тенденция — увеличение продолжительности активного существования КА определяется двумя факторами. Принципиально новые задачи требуют увеличения продолжительности полетов. Так, например, полет межпланетной станции «Пионер-10», запущенной в США 3 марта 1972 года, должен продолжаться до Юпитера 21 месяц, а связь со станцией рассчитывают поддерживать 7—7,5 лет, пока она не окажется между орбитами Сатурна и Урана. Проектирование орбитальной космической

станции предполагает использование ее в течение 10 лет. Второй фактор определяется тем, что увеличение продолжительности эксплуатации ряда спутников существенным образом снижает экономические затраты на решение поставленной задачи. Так, например, в системе метеорологических или связных спутников увеличение продолжительности активного существования КА существенно удешевляет систему.

Увеличение продолжительности существования КА предъявляет одно из самых важных требований к бортовым машинам — постоянное повышение надежности. Надежность — это прежде всего гарантия сохранения жизни экипажа. Поэтому требования к надежности систем космического аппарата различаются в зависимости от степени их влияния на безопасность полета (успешное возвращение экипажа на Землю). К системам, оказывающим непосредственное влияние на безопасность полета, предъявляются более высокие требования по надежности, чем к другим системам, отказ которых может сорвать выполнение поставленной задачи, но не повлиять на возвращение экипажа на Землю.

Поэтому при определении требований к надежности бортовых систем и их элементов исходят из следующих критериев:

- вероятности успешного выполнения задачи;
- вероятности успешного возвращения экипажа на Землю.

В США эти вероятности принимаются соответственно равными 95 и 99,9%. Естественно, что такие высокие требования определяют еще более высокие требования к бортовым вычислителям. Необходимо отметить, что в этой области также достигнут существенный прогресс. Так, например, время безотказной работы БЦВМ возросло с 1000 ч в 1965 году до 9000 ч в 1970 году. Однако потребуются еще более значительные усилия в этой

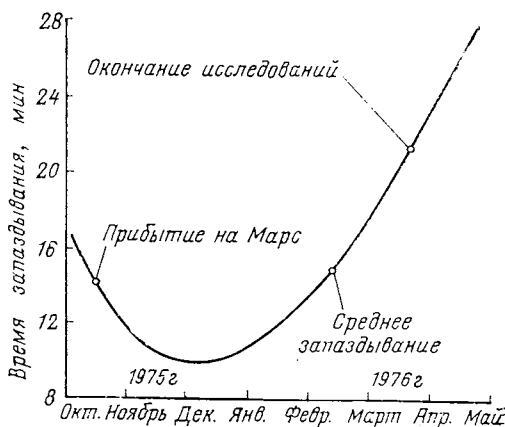


Рис. 1. 6. График запаздывания радиосигнала при радиосвязи между Марсом и Землей

области для того, чтобы выполнить требования, предъявляемые к бортовым ЭВМ, для аппаратов, предназначенных для пилотируемых полетов.

Тенденция увеличения числа членов экипажа также существенно влияет на характеристику БЦВМ. Широкий круг задач, решаемых экипажем космического корабля, потребует большой загрузки вычислителей по обработке данных наблюдения, контроля за окружающей средой, управления сложной системой жизнеобеспечения и координации деятельности членов экипажа. Заметной тенденцией является увеличение степени автономности космических аппаратов. Автономность систем управления с БЦВМ особенно необходима для межпланетного КА из-за значительного запаздывания радиосигналов, а также из-за ограниченности периода существования связи. На рис. 1.6 приведен график запаздывания управляющих сигналов при связи между Марсом и Землей для программы исследования с посадкой КА на Марс 15 октября 1975 года. Среднее время запаздывания сигнала для 6-месячной программы исследований составит 15,2 мин. Время же принятия решения в особо сложных ситуациях может составлять гораздо меньшие интервалы времени. Кроме того, управление с Земли аппаратом, находящимся на Марсе, нежелательно из-за ограниченности времени существования радиосвязи. Земля видна с Марса только часть каждых земных суток, а аппаратом, перемещающимся по поверхности Марса, необходимо управлять непрерывно. Связь же в течение 8—12 ч в сутки возможна только для узкой полосы широт в экваториальной части Марса, и продолжительность периода радиосвязи уменьшается с увеличением широты.

Автономность управления является существенным преимуществом и для КА, совершающих полет вблизи Земли, так как сокращается время реакции системы управления на внешние воздействия из-за исключения из контура управления Земли, а также обеспечивается возможность своевременно принять соответствующие меры при аварийных ситуациях и отсутствии радиовидимости КА с Земли.

Указанные тенденции определяют жесткие требования, предъявляемые к таким характеристикам, как масса оборудования, потребляемая мощность, надежность и продолжительность существования аппарата. Учитывая эти противоречивые требования, необходимо решать на БЦВМ или с использованием БЦВМ в контуре управления принципиально новые задачи:

- минимизации расхода топлива при решении задач коррекции и маневра;
- оптимального перераспределения энергоресурсов в процессе полета;
- учета при управлении в процессе полета изменяющихся статических и динамических характеристик КА;

— прогнозирования поведения систем аппарата.

Указанные тенденции должны учитываться при определении требований к бортовым вычислительным машинам будущего.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. «Известия», 1972, 9 сент., с. 1—3.
2. Кондратьев К., Николаев А., Севастьянов В. Краски космоса. — «Правда», 1973, 21 февр., с. 3.
3. Космонавтика. М., «Советская энциклопедия», 1968, 528 с.
4. Минчин С. Н., Улугбеков А. Т. Земля — космос — Луна. М., «Машиностроение», 1972, 244 с.
5. Сонин Е. К. Радиоэлектронное оборудование космических аппаратов. М., «Энергия», 1972, 96 с.
6. Хауссерман В. Требования к управлению в проектах американских долговременных орбитальных станций. — «Вопросы ракетной техники», 1972, № 4, с. 57—73.
7. Хейнес, Боулмен, О'Нейл. Запуск КА «Маринер-71» на орбиту вокруг Марса. — «Вопросы ракетной техники», 1971, № 5, с. 66—83.
8. Sohn Robert L. Future manned planetary mission J. Astronaut. Sci., 1967, 14, No. 5, pp. 200—211.

Задачи по управлению движением КА могут быть разделены на следующие группы:

- навигации;
- наведения или управления движением КА как материальной точки;
- управления ориентацией КА.

Перечисленные группы задач требуют для своей реализации применения различных систем координат и уравнений движения.

В данной главе будут рассмотрены задачи первой группы, а также основные системы координат и уравнения движения, используемые при вычислениях на БЦВМ.

Анализ возможных методов управления предусматривает следующую схему:

- рассмотрение методов управления, которые могут быть решены на БЦВМ;
- определение области их применения в зависимости от условий полета и задач, стоящих перед КА;
- анализ особенностей задач управления, влияющих на требования к БЦВМ.

На структуру цифровой вычислительной машины, характеристики ее вычислителя и математическое обеспечение существенным образом влияют следующие особенности решения задач:

- класс вычислительных операций;
- методы решения, точности решения;
- ожидаемые объемы исходных данных и программ, реализующих задачи;
- требования к времени решения (задача может решаться заранее или в реальном масштабе времени);
- диапазоны изменения вычисляемых величин, особенности масштабирования;

— ожидаемое соотношение операций, характерное для данного класса задач.

Перечисленные особенности могут быть выяснены только при помощи анализа применяемых методов управления движением КА и его функционирования.

2.1. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

При описании уравнений движения КА применяются различные системы координат. Рассмотрим некоторые из них, используемые при дальнейшем изложении материала.

Началом координат могут быть выбраны центр планеты, центр масс КА и т. д. Если ориентация осей не изменяется во времени — систему координат называют инерциальной. Наиболее часто применяют планетоцентрические системы координат, в частном случае геоцентрические.

Геоцентрическая подвижная система координат

Начало координат в этой системе совпадает с центром Земли (рис. 2.1), ось OZ_r — с осью вращения Земли, ось OX_r направлена на точку пересечения гринвичского меридиана с экватором. Ось OY_r перпендикулярна оси OX_r и лежит в плоскости экватора.

Положение космического аппарата в системе координат $OX_rY_rZ_r$ определяют расстояние r от центра Земли до КА и два угла: λ_r — долгота, угол между плоскостью гринвичского меридиана и плоскостью местного меридиана, проходящей через вектор положения КА, изменяется от 0 до π рад к востоку и к западу (соответственно восточная и западная долгота); φ_r — геоцентрическая широта, угол между вектором положения КА и плоскостью экватора (положительное направление отсчитывается на Север).

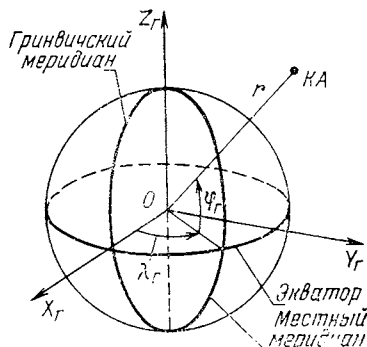


Рис. 2.1. Геоцентрическая подвижная система координат

Геоцентрическая экваториальная инерциальная система координат

Начало координат в данной системе (рис. 2.2) совпадает с центром Земли. Ось OZ совпадает с осью вращения Земли, ось OX направлена в точку весеннего равноденствия*, а ось OY перпендикулярна оси OX и лежит в плоскости экватора. Системе координат $OXYZ$ соответствуют следующие полярные координаты:

α — прямое восхождение, отсчитываемое от оси OX в плоскости экватора в направлении на Восток;

β — склонение, отсчитываемое от плоскости экватора в направлении на Север;

r — расстояние от центра Земли до КА.

При расчете траекторий движения КА применяют следующую систему элементов орбиты: наклонение i , долготу восходящего узла Ω , аргумент перицентра ω_p , большую полуось a , эксцентриситет e , время прохождения КА через перицентр τ . Величины i, Ω (рис. 2.3) определяют положение плоскости орбиты в пространстве, величины a и e характеризуют форму и размер орбиты. Угол u характеризует положение аппарата на орбите.

Параметры движения в системе координат $OXYZ$ могут быть получены по заданным значениям элементов эллиптической орбиты $a, e, i, \Omega, \omega_p, \tau$ и угла u при помощи следующих соотношений [2]:

$$\left. \begin{aligned} X &= r(\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i); \\ Y &= r(\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i); \\ Z &= r \sin u \sin i; \\ \dot{X} &= V_r(\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i) - \\ &\quad - V_u(\cos \Omega \sin u + \sin \Omega \cos u \cos i); \\ \dot{Y} &= V_r(\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i) - \\ &\quad - V_u(\sin \Omega \sin u - \cos \Omega \cos u \cos i); \\ \dot{Z} &= V_r \sin u \sin i + V_u \cos u \sin i, \end{aligned} \right\} \quad (2.1)$$

где $V_r = \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin \vartheta_a$ — радиальная составляющая вектора скорости;

* В действительности оси принятой системы координат медленно перемещаются в пространстве вследствие прецессии и нутации. Точка весеннего равноденствия прецессирует со скоростью $2,424 \cdot 10^{-4}$ рад/год [17].

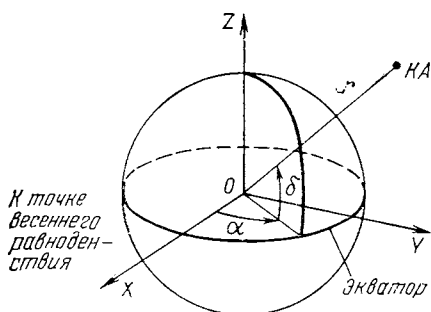


Рис. 2. 2. Геоцентрическая экваториальная инерциальная система координат

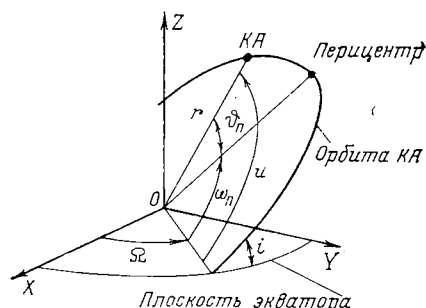


Рис. 2. 3. Система элементов орбиты

$$V_u = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + e \cos \vartheta_a) \quad \text{— трансверсальная составляющая вектора скорости;}$$

$$\vartheta_a = u - \omega_n \quad \text{— истинная аномалия;}$$

$$p = a(1 - e^2) \quad \text{— фокальный параметр;}$$

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta_a} \quad \text{— текущий радиус-вектор КА;}$$

μ — константа, равная произведению гравитационной постоянной на массу Земли.

Выражение для радиуса-вектора r представляет собой уравнение конического сечения (эллипса, гиперболы или параболы) с фокальным параметром p и эксцентриситетом e .

Формулы для вычисления элементов орбиты по заданным значениям соответствующих векторов положения и скорости в системе координат $OXYZ$ могут быть записаны в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} C_1 &= Y\dot{Z} - Z\dot{Y}; \\ C_2 &= Z\dot{X} - X\dot{Z}; \\ C_3 &= X\dot{Y} - Y\dot{X}; \\ C &= \sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}; \\ f_1 &= -\frac{\mu}{r} X + C_3\dot{Y} - C_2\dot{Z}; \\ f_2 &= -\frac{\mu}{r} Y + C_1\dot{Z} - C_3\dot{X}; \\ f_3 &= -\frac{\mu}{r} Z + C_2\dot{X} - C_1\dot{Y}; \\ f &= \sqrt{f_1^2 + f_2^2 + f_3^2}; \end{aligned} \right\} \quad (2.2)$$

$$i^* = \arccos \left| \frac{C_3}{C} \right|; \quad (2.3)$$

$$i = i^*, \text{ если } C_3 > 0;$$

$$i = \pi - i^*, \text{ если } C_3 < 0;$$

$$\sin \Omega = \frac{C_1}{\sqrt{C_1^2 + C_2^2}}; \quad \cos \Omega = \frac{-C_2}{\sqrt{C_1^2 + C_2^2}}; \quad (2.4)$$

$$a = \frac{C^2 \mu}{\mu^2 - f^2}; \quad (2.5)$$

$$e = f/\mu; \quad (2.6)$$

$$\omega_n = \arctg \left| \frac{C f_3}{C_1 f_2 - C_2 f_1} \right|; \quad (2.7)$$

$$u = \arctg \left| \frac{CZ}{C_1 Y - C_2 X} \right|. \quad (2.8)$$

Четверть аргумента перицентра определяют по формулам

$$\sin \omega_n = \frac{-f_1 \sin \Omega + f_2 \sin \Omega}{f \cos i};$$

$$\cos \omega_n = \frac{f_1 \cos \Omega + f_2 \sin \Omega}{f}.$$

Для определения четверти угла u пользуются уравнениями

$$\sin u = \frac{-X \sin \Omega + Y \cos \Omega}{r \cos i};$$

$$\cos u = \frac{X \cos \Omega + Y \sin \Omega}{r}.$$

Геоцентрическая система координат, связанная с плоскостью орбиты космического аппарата

Начало координат этой системы совпадает с центром Земли (рис. 2.4), ось OX_n лежит в плоскости орбиты и направлена на восходящий узел орбиты, ось OY_n перпендикулярна оси OX_n и направлена в сторону движения. Связь между осями систем координат $OXYZ$ и $OX_n Y_n$ можно определить, применяя табл. 2.1.

Таблица 2.1

	X	Y	Z
X_n	$\cos \Omega$	$\sin \Omega$	0
Y_n	$-\sin \Omega \cos i$	$\cos \Omega \cos i$	$\sin i$

Система координат $OX_n Y_n$ удобна для расчета траектории движения центра масс КА при заданных начальном $\vec{r}_0$, t_0 и конечном $\vec{r}_1$, t_1 положениях. Действительно, если известны составляющие векторов r_0 и r_1 , то нетрудно определить такие элементы орбиты КА, как i , Ω и угловую дальность полета КА. Проекция

C_1, C_2, C_3 интеграла площадей C , необходимые для определения углов i и Ω , рассчитывают из соотношений [16]:

$C_1 = X_{n0}Y_{n1} - Y_{n0}X_{n1}$; $C_2 = Y_{n0}Z_{n1} - Z_{n0}Y_{n1}$; $C_3 = X_{n0}Z_{n1} - Z_{n0}X_{n1}$.
Значения f_y (при $f_y \leq 2\pi$) находятся однозначно при помощи выражения

$$f_y = \arctg \frac{X_{n1}Y_{n1} - Y_{n0}X_{n1}}{X_{n0}X_{n1} + Y_{n0}Y_{n1}}. \quad (2.9)$$

В уравнении (2.9) $X_{n0}, Y_{n0}, X_{n1}, Y_{n1}$ — составляющие векторов r_0 и r_1 в системе координат OX_nY_n . Для определения четверти угла f_y можно составить соотношение

$$f_y = \arctg \frac{\alpha'}{\beta'}, \quad (2.10)$$

где $\alpha' = X_{n0}Y_{n1} - Y_{n0}X_{n1}$; $\beta' = X_{n0}X_{n1} + Y_{n0}Y_{n1}$.

Значение f_y определяется однозначно

$$\left. \begin{aligned} 0 < f_y < \frac{\pi}{2}, & \text{ если } \alpha' > 0, \beta' > 0; \\ \frac{\pi}{2} < f_y < \pi, & \text{ если } \alpha' > 0, \beta' < 0; \\ \pi < f_y < \frac{3}{2}\pi, & \text{ если } \alpha' < 0, \beta' < 0; \\ \frac{3}{2}\pi < f_y < 2\pi, & \text{ если } \alpha' < 0, \beta' > 0; \\ f_y = 0 & \text{ при } \alpha' = 0, \beta' > 0; \\ f_y = \frac{\pi}{2} & \text{ при } \alpha' > 0, \beta' = 0; \\ f_y = \pi & \text{ при } \alpha' = 0, \beta' < 0; \\ f_y = \frac{3}{2}\pi & \text{ при } \alpha' < 0, \beta' = 0; \\ f_y = 2\pi & \text{ при } \alpha' = 0, \beta' > 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.11)$$

При анализе и расчетах программ управления межпланетными полетами применяют планетоцентрические системы координат, аналогичные геоцентрическим.

Для расчета траекторий движения к Луне обычно используют геоцентрическую систему координат OX_LY_L , оси OX_L и OY_L , которой лежат в плоскости орбиты Луны и неизменно ориентированы в пространстве [4].

Орбитальная система координат *о'хуз*

Начало этой системы координат совпадает с центром масс сотрудничающего КА2 (рис. 2.5), относительно которого при помощи бортовой вычислительной машины решают задачи маневра, сближения или коррекции траектории движения. Оси

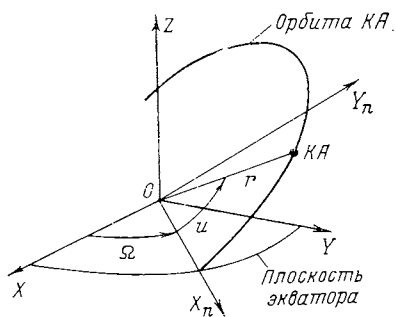


Рис. 2.4. Система координат, связанная с плоскостью орбиты КА

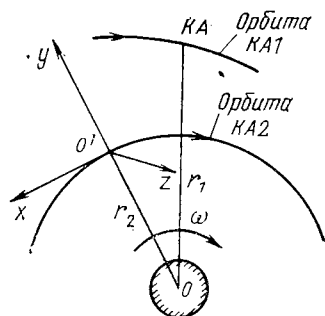


Рис. 2.5. Орбитальная система координат

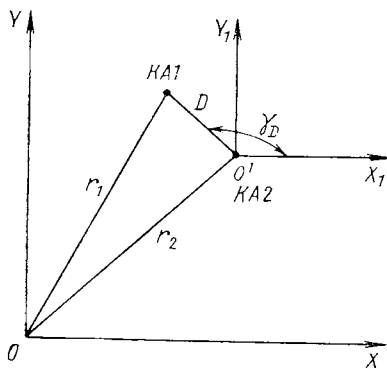


Рис. 2.6. Инерциально-лучевая система координат

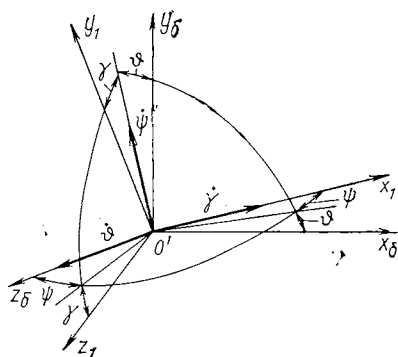


Рис. 2.7. Положение осей КА относительно базовой системы отсчета

данной системы координат имеют следующую ориентацию: ось $o'y$ направлена по радиусу-вектору, $o'z$ — в направлении вектора ω угловой орбитальной скорости вращения КА2, ось $o'x$ лежит в плоскости орбиты и направлена против движения.

Инерциально-лучевая система координат

Эту систему координат применяют для расчетов схем наведения при встрече космических аппаратов, когда в бортовой вычислительной машине используется скорость вращения вектора относительной дальности D . На рис. 2.6 приведена плоская система координат. Вектор дальности образует с фиксированным в инерциальном пространстве направлением оси $o'X_1$ угол γ_D .

Рассмотренные системы координат позволяют описать движение центра масс КА на различных участках его движения.

Для описания управляемого движения КА вокруг центра масс необходимо определить в базовой системе координат, направление осей которой заранее известно, его угловое положение. Оси базовой системы отсчета должны задаваться на борту КА при помощи специальных устройств и могут быть либо неподвижны, либо перемещаться в пространстве. Принципиально возможно применение различных систем координат, но при их выборе и реализации прежде всего следует исходить из того, что выбранная система должна соответствовать задачам, решаемым КА. Обозначим базовую систему координат $o'x_6y_6z_6$ (рис. 2.7). Теперь для определения угловых отклонений КА от базовой системы отсчета необходимо ввести систему координат $o'x_1y_1z_1$, жестко связанную с корпусом КА. Удобно выбрать в качестве такой системы главные оси инерции аппарата, которые часто совпадают со строительными осями.

Угловое положение КА в базовой системе отсчета $o'x_6y_6z_6$ будет определяться положением осей системы координат $o'x_1y_1z_1$, жестко связанной с КА. Положение координатных осей определяется тремя углами Эйлера γ, ϑ, ψ , которые называются соответственно углами крена, тангажа и рыскания [1].

2.2. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Неуправляемое движение центра масс КА в обобщенной системе координат можно записать в следующем виде:

$$m_k \bar{u}_k = \bar{F}_k, \quad (2.12)$$

где m_k — масса КА;

$\bar{u}_k$ — вектор полного ускорения;

$\bar{F}_k$ — главный вектор внешних сил.

Для КА, движущихся по околоземным орбитам, учитывая возмущения от атмосферы $\bar{F}_{атм}$, Луны $\bar{F}_л$ и Солнца $\bar{F}_с$, уравнение главного вектора $\bar{F}_k$ можно представить как

$$\bar{F}_k = \bar{G} + \bar{F}_{\text{атм}} + \bar{F}_\text{л} + \bar{F}_\text{с}, \quad (2.13)$$

где $\bar{G}$ — главный вектор силы притяжения Земли.

Подставив в уравнения (2.12) значение F_k , получим

$$m_k \bar{u}_k = \bar{G} + \bar{F}_{\text{атм}} + \bar{F}_\text{л} + \bar{F}_\text{с} \quad (2.14)$$

или

$$\bar{u}_k = \bar{u}_g + \bar{u}_{\text{атм}} + \bar{u}_\text{л} + \bar{u}_\text{с},$$

где $\bar{u}_g$, $\bar{u}_{\text{атм}}$, $\bar{u}_\text{л}$, $\bar{u}_\text{с}$ — векторы действующих на КА ускорений, возникающих при воздействии Земли, атмосферы, Луны и Солнца.

Известно, что фигура Земли представляет собой сложную поверхность (геоид), которую с достаточной точностью описывают эллипсоидом вращения, центр масс которого совпадает с центром масс Земли, а малая ось — с осью ее вращения [21].

Принято эллипсоид, приближающийся к поверхности реального геоида, называть общим земным эллипсоидом. Поле притяжения, соответствующее общему земному эллипсоиду, называют нормальным, а отклонение фактического поля земного притяжения от нормального — полем аномалий земного притяжения. Для описания потенциала Земли используют разложение его в ряд по сферическим функциям геоцентрической широты φ_r , при этом обычно ограничиваются тремя членами разложения

$$G(r, \varphi_r) = \frac{a_{00}}{r} + \frac{a_{20}}{r^3} P_{20}(\sin \varphi_r) + \frac{a_{40}}{r^5} P_{40}(\sin \varphi_r), \quad (2.16)$$

где a_{00} , a_{20} , a_{40} — константы;

$P_{20}(\sin \varphi_r)$, $P_{40}(\sin \varphi_r)$ — полиномы Лежандра.

Величины $P_{20}(\sin \varphi_r)$ и $P_{40}(\sin \varphi_r)$ определяют при помощи выражений

$$P_{20}(\sin \varphi_r) = \frac{3}{2} \sin^2 \varphi_r - \frac{1}{2}; \quad (2.17)$$

$$P_{40}(\sin \varphi_r) = \frac{35}{8} \sin^4 \varphi_r - \frac{15}{4} \sin^2 \varphi_r + \frac{3}{8}.$$

Константы a_{00} , a_{20} , a_{40} являются сложными функциями вида

$$a_{\kappa 0} = a_{\kappa 0}(a_3, b_3, \varepsilon_3, \omega_3, g_3, M_3, f_r), \quad \kappa = 0, 2, 4, \quad (2.18)$$

где a_3 , b_3 — большая и малая оси общего земного эллипсоида;

ε_3 — коэффициент, учитывающий сжатие Земли;

g_3 — ускорение силы тяжести на экваторе;

M_3 — масса Земли;

f_r — гравитационная постоянная;

ω_3 — угловая скорость вращения Земли.

Несферичность Земли и ее вращение изменяют траектории полета космических аппаратов. Эти изменения вызывают смеще-

ния как в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты, так и вдоль орбиты [15, 21]. Так, для спутников, движущихся на орбитах высотой $h_n \sim 200$ км над поверхностью Земли, смещение узла орбиты за один виток достигает $\delta\Omega \sim 0,6^\circ$, а боковое смещение за виток может достигать величины порядка 30 км. Для спутников Луны $\delta\Omega \sim 0,6$ и боковые смещения $\sim 0,5$ км. Смещения вдоль орбиты для спутника Земли за один виток могут достигать порядка 160 км, а для спутника Луны ~ 3 км.

При расчетах движения КА чаще всего применяют дифференциальные уравнения движения в прямоугольных планетоцентрических системах координат. Так, для описания движения КА в околоземном пространстве в системе координат $OX_r Y_r Z_r$ (не учитывая воздействия Солнца и Луны) можно использовать уравнения

$$\left. \begin{aligned} \ddot{X}_r &= -\frac{\mu}{r^3} X_r + \frac{\varepsilon_3}{r^5} X_r \left(1 - 5 \frac{Z_r^2}{r^2}\right) + X_r \omega_3^2 + 2\omega_3 \dot{Y}_r + (u_{\text{атм}})_X; \\ \ddot{Y}_r &= -\frac{\mu}{r^3} Y_r + \frac{\varepsilon_3}{r^5} Y_r \left(1 - 5 \frac{Z_r^2}{r^2}\right) + Y_r \omega_3^2 - 2\omega_3 \dot{X}_r + (u_{\text{атм}})_Y; \\ \ddot{Z}_r &= -\frac{\mu}{r^3} Z_r + \frac{\varepsilon_3}{r^5} Z_r \left(3 - 5 \frac{Z_r^2}{r^2}\right) + (u_{\text{атм}})_Z, \end{aligned} \right\} (2.19)$$

где ε_3 — константа, входящая в члены уравнения, учитывающие влияние сжатия Земли; $(u_{\text{атм}})_X$, $(u_{\text{атм}})_Y$, $(u_{\text{атм}})_Z$ — возмущающие ускорения от атмосферы. Значение ε_3 определяют зависимость

$$\varepsilon_3 = \mu a_3^2 \left(\alpha_3 - \frac{m_3}{2} \right), \quad (2.20)$$

где $\alpha_3 = \frac{a_3 - b_3}{a_3}$ — степень сжатия Земли.

Величину m_3 можно найти из соотношения

$$m_3 = \frac{\omega_3^2 a_3}{g_3}, \quad (2.21)$$

где $\omega_3^2 a_3$ — центробежная сила на экваторе.

В уравнении (2.19) учитывается потенциал Земли с точностью до гармоник a_{20} . Действительно, $\mu = a_{00}$, $\varepsilon_3 = -\frac{3}{2} a_{20}$.

Составляющие ускорения от торможения атмосферы

$$\left. \begin{aligned} (u_{\text{атм}})_X &= -S_{Qa} V \dot{X}_r; \\ (u_{\text{атм}})_Y &= -S_{Qa} V \dot{Y}_r; \\ (u_{\text{атм}})_Z &= -S_{Qa} V \dot{Z}_r, \end{aligned} \right\} (2.22)$$

где ρ_a — плотность атмосферы на данной высоте;

S — баллистический коэффициент, величина которого определяется геометрическими и аэродинамическими соотношениями.

При расчетах, проводимых на БЦВМ, удобнее применять уравнения движения в геоцентрической невращающейся системе координат. Это объясняется еще и тем, что в полете КА очень часто необходимо контролировать основные элементы орбиты ($T, a, i, e, \Omega, \omega_p$), которые удобно определить при помощи компонент положения и скорости КА в геоцентрической системе координат (2.1) — (2.8). Так, например, при полете КК «Аполлон» в программе БЦВМ предусмотрены алгоритмы, позволяющие определить апогей и перигей орбиты, долготу, широту и высоту полета.

Уравнения движения для невращающейся системы координат можно получить из соотношений (2.19), приняв $\omega_3 = 0$. В этом случае центробежные и кориолисовы силы в уравнениях движения будут отсутствовать.

При подготовке программ для расчета траекторий полета к планетам Солнечной системы следует выделить три участка полета: геоцентрический, гелиоцентрический и планетоцентрический. Соответственно выбираются системы координат.

На геоцентрических участках траектории движения с удаленностью от Земли порядка до $6 \cdot 10^4$ — $7 \cdot 10^4$ км необходимо учитывать возмущения, возникающие из-за нецентральности поля тяготения Земли ($\bar{u}_{сж}$), а также влияния Луны ($\bar{u}_L$) и Солнца ($\bar{u}_C$).

Тогда уравнения движения (2.19) в геоцентрической инерциальной системе координат (в этом случае следует принять $\omega_3 = 0$) и при $\bar{F}_{атм} = 0$ примут вид

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} \bar{r} + \bar{u}_{сж} + \bar{u}_L + \bar{u}_C. \quad (2.23)$$

Возмущающие ускорения, возникающие под действием гравитирующей точки в геоцентрической системе координат могут быть вычислены по формулам

$$\left. \begin{aligned} u_{Xk} &= \mu_k \left\{ \frac{X_k - X}{(r_k - r)^3} - \frac{X_k}{r_k^3} \right\}; \\ u_{Yk} &= \mu_k \left\{ \frac{Y_k - Y}{(r_k - r)^3} - \frac{Y_k}{r_k^3} \right\}; \\ u_{Zk} &= \mu_k \left\{ \frac{Z_k - Z}{(r_k - r)^3} - \frac{Z_k}{r_k^3} \right\}, \end{aligned} \right\} \quad (2.24)$$

где

k — индекс, соответствующий k -му возмущающему телу;

μ_k — коэффициент, равный произведению гравитационной постоянной на массу возмущающего тела;

$r_k = r_k(X_k, Y_k, Z_k)$ — радиус-вектор возмущающего тела.

Часто при решении задач навигации в околоземном пространстве для временных интервалов движения $\Delta t_{и.д.}$, меньших периода обращения КА, можно воспользоваться уравнениями движения, в которых не учитываются возмущающие ускорения. Тогда векторное дифференциальное уравнение движения примет вид

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} \bar{r}. \quad (2.25)$$

При расчете гелиоцентрических участков полета КА иногда необходимо учитывать возмущающие ускорения от воздействий Луны, планет и светового давления. Следует учесть, что возмущающее действие Земли и Луны при удалении КА от Земли на расстояние 2—3 млн. км может быть заменено с несущественной погрешностью возмущением $\bar{u}_{в.з-л}$ со стороны центра инерции системы Земля — Луна. Этой системе может быть приписана масса, равная сумме масс Земли и Луны. Центр инерции системы Земля — Луна и планета назначения являются основными возмущающими телами, действующими на траекторию КА в условиях полета его на гелиоцентрических участках.

Выше были рассмотрены возможные способы представления уравнений движения в планетоцентрических системах координат без управляющего ускорения, сообщаемого космическому аппарату двигательной установкой. Учитывая управляющие ускорения $\bar{u}_y$, уравнение (2.23) можно записать следующим образом:

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} \bar{r} + \bar{u}_{сж} + \bar{u}_л + \bar{u}_с + \bar{u}_y. \quad (2.26)$$

Для анализа управляемого движения удобно последнее выражение представить в виде

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} \bar{r} + \bar{u}_в + \bar{u}_y, \quad (2.27)$$

где u_v — возмущающее ускорение, равное сумме возмущающих ускорений, возникающих в результате несферичности Земли и влияния Луны и Солнца.

На участках коррекции траектории движения КА, а также при его сближении с сотрудничающим аппаратом обычно применяют уравнения движения в орбитальной системе координат $o'xyz$. При движении сотрудничающего КА по эллиптической орбите эти уравнения с учетом управляющего ускорения имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} - 2\dot{y}\omega + \omega^2 \left(\frac{r}{p} - 1 \right) x - \dot{\omega}y &= u_x; \\ \ddot{y} + 2\dot{x}\omega - \omega^2 \left(2 \frac{r}{p} + 1 \right) y + \dot{\omega}x &= u_y; \\ \ddot{z} + \omega^2 \frac{r}{p} z &= u_z, \end{aligned} \right\} \quad (2.28)$$

где ω — угловая скорость движения сотрудничающего КА, с центром масс которого совпадает начало координат системы $o'xyz$; u_x , u_y , u_z — проекции вектора управляющего ускорения на оси орбитальной системы координат.

Если начало системы координат совпадает с центром масс КА, движущегося по круговой орбите, уравнения (2.28) принимают вид

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} - 2\dot{y}\omega &= u_x; \\ \ddot{y} + 2\dot{x}\omega - 3\omega^2 y &= u_y; \\ \ddot{z} + \omega^2 z &= u_z. \end{aligned} \right\} \quad (2.29)$$

В инерциально-лучевой системе координат (см. рис. 2.6) при движении сотрудничающего аппарата по эллиптической орбите уравнения движения можно записать как [7]:

$$\begin{aligned} \ddot{D} - D\omega_{л.в}^2 &= -\frac{\mu}{r_{ц}^2} D [1 - 3 \cos^2(\gamma_D - \theta_{ц})] + u_D, \\ \dot{D}\omega_{л.в} + 2\dot{D}\omega_{л.в} &= -\frac{3\mu}{r_{ц}^3} D \sin(\gamma_D - \theta_{ц}) \cos(\gamma_D - \theta_{ц}) + u_n, \end{aligned} \quad (2.30)$$

где $\omega_{л.в} = \dot{\gamma}_D$ — угловая скорость линии визирования;
 u_D — составляющая управляющего ускорения в направлении вектора относительной дальности D ;
 u_n — составляющая управляющего ускорения, нормальная к вектору относительной дальности в сторону возрастания угла γ_D ;
 $r_{ц}$ — радиус-вектор КА, с которым управляемый космический аппарат осуществляет встречу. При движении сотрудничающего КА по круговой орбите (при $\mu/r_{ц}^3 = \omega^2$) уравнения (2.30) примут вид

$$\left. \begin{aligned} \ddot{D} - D\omega_{л.в}^2 &= -\omega^2 D [1 - 3 \cos^2(\gamma_D - \theta_{ц})] + u_D; \\ \dot{D}\omega_{л.в} + 2\dot{D}\omega_{л.в} &= -3\omega^2 D \sin(\gamma_D - \theta_{ц}) \cos(\gamma_D - \theta_{ц}) + u_n. \end{aligned} \right\} \quad (2.31)$$

Для удобства решения уравнений движения на БЦВМ можно перейти к уравнениям с постоянной относительной скоростью между космическими аппаратами. В этом случае можно не учи-

тивать члены, содержащие ω^2 , которые стремятся к нулю по мере увеличения расстояния от космических аппаратов до Земли ($\omega \rightarrow 0$). В этом случае движение КА в бессилом пространстве описывают следующей системой уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{D} - D\omega_{л.в}^2 &= u_D; \\ D\dot{\omega}_{л.в} + 2\dot{D}\omega_{л.в} &= u_n. \end{aligned} \right\} \quad (2.32)$$

Термин «бессилое пространство» применяют в случаях, когда на КА не действуют никакие силы, кроме тяги двигателя.

Были рассмотрены уравнения движения КА в основных системах координат, применяемых для расчетов траекторий движения космических аппаратов на различных участках движения. Степень учета влияния возмущающих факторов на траекторию движения определяется двумя основными факторами:

- требуемой точностью описания движения КА;
- возможностями бортовой цифровой вычислительной машины.

Эти требования противоречивы. Действительно, чем точнее учитывать факторы, влияющие на движение КА, тем сложнее уравнения движения, а следовательно, к характеристикам БЦВМ необходимо предъявить более жесткие требования. Так, в работах [6, 23] показано, что для расчета межпланетных траекторий движения необходимо учитывать с высокой точностью влияние возмущающих факторов на движение КА. Это объясняется большой длительностью полета и вследствие этого — отклонение фактических траекторий движения от расчетных под влиянием различного рода возмущающих воздействий.

В свою очередь, для участков коррекций или сближения двух космических аппаратов можно использовать уравнения относительного движения (2.28) или (2.29). Уравнения движения (2.29) удобны для решения на БЦВМ, но вместе с тем следует учитывать, что их погрешность составляет для орбит средней высоты около 5% при относительной дальности ~ 100 км.

Угловое движение неуправляемого КА вокруг центра масс описывают уравнениями Эйлера

$$\left. \begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z &= M_x; \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z &= M_y; \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y &= M_z, \end{aligned} \right\} \quad (2.33)$$

где I_x, I_y, I_z — главные моменты инерции тела;
 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — проекции вектора угловой скорости вращения тела на координатные оси;

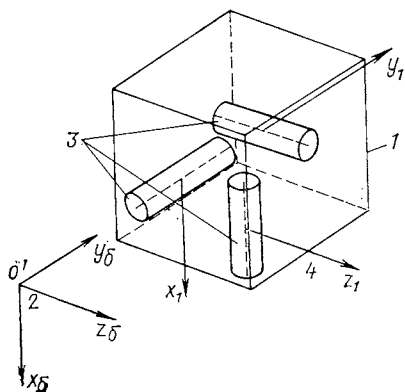


Рис. 2.8. Ориентация измерительных осей акселерометров:

1 — стабилизированное основание; 2 — оси базовой системы; 3 — акселерометры; 4 — измерительные оси акселерометров, ориентированные стабилизированной платформой

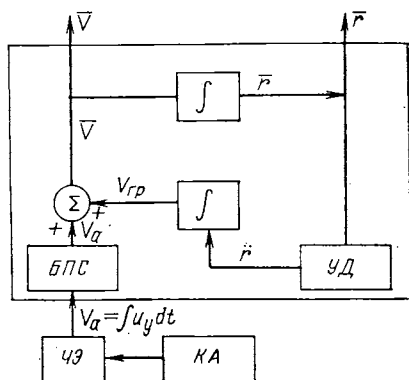


Рис. 2.9. Функциональная схема навигации на активных участках движения КА:

ЧЭ — чувствительные элементы; БПС — блок преобразования систем координат; УД — уравнения движения

M_x, M_y, M_z — проекции вектора возмущающего момента на координатные оси.

Уравнения Эйлера интегрируются в квадратурах только при отсутствии внешнего момента, т. е. при

$$M_x = M_y = M_z = 0,$$

но и в этом случае они позволяют определить вектор угловой скорости $\vec{\omega}_1$ только в системе координат, жестко связанной с телом.

2.3. ЗАДАЧИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Для любой инерциальной системы навигации требуются приборы, реализующие базовую систему координат, и акселерометры, неподвижно установленные на стабилизированном относительно базовой системы координат основании. На рис. 2.8 показана ориентация измерительных осей акселерометров, которые являются в настоящее время единственным автономным средством измерения приращения «кажущегося» ускорения.

Следует учесть, что задачи инерциальной навигации, т. е. определение параметров движения КА при работающей двигательной установке, решаются на коротком временном интервале. Длительность $\Delta t_{ин}$ этого интервала легко может быть рассчитана по формуле

$$\Delta t_{ин} = \frac{m_K}{\dot{m}_K} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{c}} \right), \quad (2.34)$$

где m_K — масса КА;

$\dot{m}_K$ — скорость изменения массы КА;

ΔV — приращение скорости КА, реализуемое его двигательной установкой;

c — скорость истечения продуктов сгорания.

Для современных ЖРД в зависимости от задач, выполняемых КА, значение $\Delta t_{\text{ин}}$ лежит в пределах от долей секунды до сотен секунд [6, 22]. На коротких по времени участках движения вполне допустимо применять уравнения движения КА в центральном поле притяжения и не учитывать возмущающие воздействия. Тогда уравнения движения (2.34) могут быть записаны в виде

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} + \vec{u}_y, \quad (2.35)$$

где $\vec{u}_y$ — вектор «кажущегося» ускорения.

Однако при реализации задачи инерциальной навигации на БЦВМ будут поступать не составляющие вектора ускорения, а интеграл от проекций ускорения на оси базовой системы координат. Функциональная схема вычислений положения и скорости КА на участках движения с работающей двигательной установкой приведена на рис. 2.9. Выходные величины интеграторов кажущихся ускорений $V_a = \int u_y dt$ после преобразования системы координат суммируются с интегралами компонент гравитационного ускорения $V_{rp} = \int \ddot{r} dt$. В результате получается вектор скорости $\vec{V}$, а последующим интегрированием — вектор положения $\vec{r}$.

Решение системы дифференциальных уравнений (2.35) можно получить численным способом. Исключения составляют уравнения движения КА (2.29), полученные для частных случаев представления правых частей, например, при постоянных проекциях ускорения на орбитальные оси [20], решение которых имеет вид

$$\left. \begin{aligned} x(t) &= x_0 + 2 \left(2 \frac{\dot{x}_0}{\omega} - \frac{u_x}{\omega^2} - 3y_0 \right) \sin \omega t - 2 \left(\frac{\dot{y}_0}{\omega} + 2 \frac{u_x}{\omega^2} \right) (\cos \omega t - 1) + \left(-3\dot{x}_0 + 6\omega y_0 + 2 \frac{u_z}{\omega} \right) - \frac{3}{2} u_x t^2; \\ y(t) &= y_0 + \left(\frac{\dot{y}_0}{\omega} + 2 \frac{u_x}{\omega^2} \right) \sin \omega t - 2 \frac{u_x}{\omega} t + \left(2 \frac{\dot{x}_0}{\omega} - \frac{u_y}{\omega^2} - 3y_0 \right) (\cos \omega t - 1); \\ z(t) &= \left(z_0 - \frac{u_z}{\omega^2} \right) \cos \omega t + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin \omega t + \frac{u_z}{\omega^2}, \end{aligned} \right\} \quad (2.36)$$

где $x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0$ — компоненты векторов положения и скорости КА в начальный момент времени t_0 .

Решение системы дифференциальных уравнений вида (2.35) численным способом можно получить, например, при помощи метода Рунге—Кутты [12]. Рассмотрим четырехточечную схему

Анализ приведенной схемы вычислений при использовании информации от инерциальных датчиков показывает, что для ее реализации требуются значительные затраты вычислительного времени и объема памяти. Повышенные требования к БЦВМ, реализующей эту схему решения дифференциальных уравнений движения, усугубляются следующими основными факторами:

— необходимостью определения параметров движения КА в реальном масштабе времени при получении исходной информации, поступающей от инерциальных датчиков;

— необходимостью использования малого шага интегрирования, соизмеримого с частотой съема информации от датчиков и с длительностью активного участка движения КА (участка движения КА с включенной двигательной установкой).

Однако следует отметить, что численное интегрирование уравнений движения методом Рунге — Кутты позволяет добиться высокой точности определения текущих параметров движения КА.

Существенное сокращение вычислений можно получить, если использовать для определения местоположения и скорости КА системы разностных уравнений [6]:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \bar{V}_{ak} &= \bar{V}_{ak} - \bar{V}_{a(k-1)}; \\ \bar{r}_k &= \bar{r}_{k-1} + \bar{V}_{k-1} \Delta t_n + \frac{1}{2} (\bar{u}_g)_{k-1} \Delta t_n^2 + \\ &\quad + \frac{1}{2} \Delta \bar{V}_{ak} \Delta t_n; \\ \bar{V}_k &= \bar{V}_{k-1} + \Delta \bar{V}_{ak} + \frac{1}{2} \{ (\bar{u}_g)_k + (\bar{u}_g)_{k-1} \} \Delta t_n, \end{aligned} \right\} \quad (2.41)$$

где $\bar{V}_{ak}$ — интеграл по времени кажущегося ускорения для момента времени t_k ;

$(\bar{u}_g)_k$ — вектор гравитационного ускорения, являющийся функцией местоположения КА в момент времени t_k .

Этот метод получил название — метод «среднего $\bar{u}_g$ », так как скорость КА вычисляется осреднением вектора $\bar{u}_g$ за интервал одного шага интегрирования.

Метод «среднего $\bar{u}_g$ » удобно применять как в реальном масштабе времени на активных участках движения КА, так и при выключенной двигательной установке ($\bar{V}_{ak}=0$) для экстраполяции местоположения и скорости КА на сравнительно небольшие временные интервалы (порядка 1 ч). Так при движении КА на околоземной орбите по истечении 35 мин после начала вычислений ошибки этого метода составляют величины порядка 30 м и 6 см/с при шаге интегрирования 2 с и округлении чисел суммирования до восьмого десятичного знака [6].

В вычислительном процессе при реализации приведенного метода преобладают операции сложения и умножения.

Диапазон изменения вычислительных величин достаточно велик. Так, изменение кажущегося ускорения для различного уровня тяг ЖРД может находиться в диапазоне величин $1 \cdot 10^{-4}$ — $1 \cdot 10^{-2}$ км/с² [6, 10]. В то же время определение составляющих вектора гравитационного ускорения $\bar{u}_g$ связано с вычислением величин, соизмеримых с текущим расстоянием КА от центра притяжения.

В настоящее время большое внимание уделяют инерциальным методам навигации без применения гиросtabilизированной платформы. Системы, реализующие такие методы, называют «бескардановыми». В этих системах чувствительные элементы устанавливаются непосредственно на борту космического аппарата [6]. Нагрузка на БЦВМ в этом случае значительно возрастает, так как ориентацию космического аппарата определяют интегрированием дополнительной системы дифференциальных уравнений, переменными которой являются измеренные угловые скорости аппарата.

Одним из возможных способов такого типа является способ, в котором выходные величины с установленных непосредственно на борту КА акселерометров преобразуются в проекции кажущегося ускорения на оси инерциальной системы. Проекции вектора кажущегося ускорения в системе, неподвижной относительно аппарата, $\bar{u}_T'$ и в инерциальной системе $\bar{u}_T$ связаны преобразованием $\bar{u}_T = M_c \bar{u}_T'$, определенным матрицей направляющих косинусов M_c . Дополнительные вычисления, которые должна выполнять БЦВМ, сводятся к вычислению текущих значений матрицы направляющих косинусов для преобразования вектора ускорения из одной системы координат в другую.

Обычно бесплатформенные навигационные системы находят применение как аварийные. На рис. 2.10 приведена функциональная схема такой системы, основными узлами которой являются блок чувствительных элементов, состоящий из жестко установленных на борту трех гироскопов и трех акселерометров с усилителями их сигналов, аналого-цифровой преобразователь и вычислительная машина.

Этот способ, реализуемый в реальном масштабе времени на участках движения КА с включенной двигательной установкой, требует больших объемов памяти для хранения результатов вычислений, связанных с пересчетами матриц направляющих косинусов.

Наиболее часто применяются матричные преобразования и вычисления тригонометрических функций. К инерциальной навигации примыкают задачи определения параметров движения КА на участках полета после выключения двигательной установки (т. е. при $\bar{u}_y = 0$). Указанные задачи, как правило, решают численным интегрированием уравнений движения (2.25) или (2.27).

Вместе с тем следует отметить, что в работах [9, 10] получено

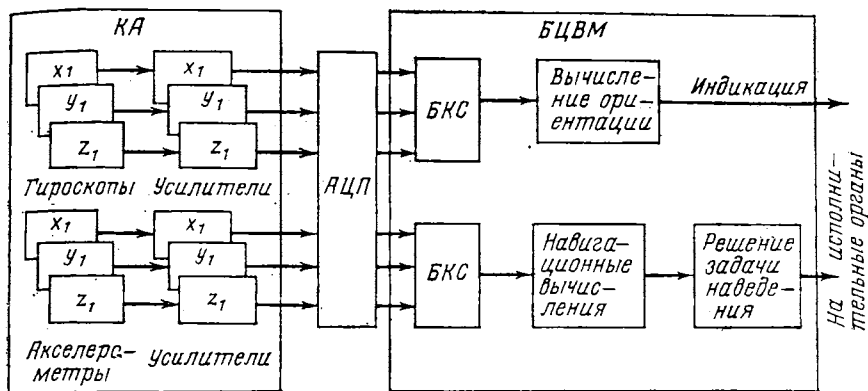


Рис. 2.10. Функциональная связь бесплатформенной инерциальной системы с БСВМ:

АЦП — аналого-цифровой преобразователь; БКС — блок коррекции системы

замкнутое решение дифференциальных уравнений движения КА в поле Земли, потенциал которого с точностью до квадрата сжатия аппроксимирует потенциал земного тяготения.

Общее решение задачи определения параметров движения КА с учетом приведенных допущений имеет вид

$$\left. \begin{aligned} X &= d_3 \sqrt{(1 + \xi_3^2)(1 - \eta_3^2)} \cos \omega_3; \\ Y &= d_3 \sqrt{(1 + \xi_3^2)(1 - \eta_3^2)} \sin \omega_3; \\ Z &= d_3 \xi_3 \eta_3, \end{aligned} \right\} \quad (2.42)$$

где

$$\begin{aligned} d_3 &= d_3(r_3, a_{20}, \mu); \\ \mu &= 3,986 \cdot 10^5 \text{ [км}^3/\text{с}^2\text{]}; \end{aligned}$$

ξ_3, η_3, ω_3 — эллипсоидальные координаты.

Значения координат ξ_3, η_3, ω_3 определяют из соотношений

$$\int_{\xi_{30}}^{\xi_3} \frac{d\xi_3}{\sqrt{Q(\xi_3)}} = \int_{\eta_{30}}^{\eta_3} \frac{d\eta_3}{\sqrt{P(\eta_3)}}; \quad (2.43)$$

$$\omega_3 = \omega_{30} + \frac{D_2}{\gamma'^{1/2}} \left[\int_{\eta_{30}}^{\eta_3} \frac{d\eta_3}{(1 - \eta_3^2) \sqrt{P(\eta_3)}} - \int_{\xi_{30}}^{\xi_3} \frac{d\xi_3}{(1 + \xi_3^2) \sqrt{Q(\xi_3)}} \right]; \quad (2.44)$$

$$t = \sqrt{\frac{d_3^3}{2\mu}} \left[\int_{\xi_{30}}^{\xi_3} \frac{\xi_3^2 d\xi_3}{\sqrt{Q(\xi_3)}} + \int_{\eta_{30}}^{\eta_3} \frac{\eta_3^2 d\eta_3}{\sqrt{P(\eta_3)}} \right], \quad (2.45)$$

где

$$Q(\xi_3) = m_d \xi_3^4 + \xi_3^3 + \eta_3 \xi_3^2 + \xi_3 + s_d;$$

$$p(\eta_3) = -m_d \eta_3^4 + n_d \eta_3^2 - s_d.$$

Коэффициенты m_d , n_d , s_d находят при помощи постоянных интегрирования C_{d1} , C_{d2} , C_{d3} по формулам

$$m_d = C_{d1}, \quad n_d = C_{d1} + 2C_{d3}, \quad s_d = \frac{i}{2} C_{d2}^2 + 2C_{d3}. \quad (2.46)$$

Величины C_{d1} , C_{d2} , C_{d3} являются функциями начальных условий.

Решение однородных уравнений (2.29) также известно в явном виде и может применяться для определения параметров движения при решении задач коррекции или сближения. Решение системы (2.29) в относительной системе координат имеет вид

$$\begin{aligned} x(t) &= 2 \left(2 \frac{\dot{x}_0}{\omega} - 3y_0 \right) \sin \omega t - 2 \frac{\dot{y}_0}{\omega} \cos \omega t + \\ &+ \left(6y_0 - 3 \frac{\dot{x}_0}{\omega} \right) \omega t + x_0 + 2 \frac{\dot{y}_0}{\omega}; \\ y(t) &= \left(2 \frac{\dot{x}_0}{\omega} - 3y_0 \right) \cos \omega t + \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin \omega t + 4y_0 - 2 \frac{\dot{x}_0}{\omega}; \quad (2.47) \\ z(t) &= z_0 \cos \omega t + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin \omega t. \end{aligned}$$

Выбор метода для определения параметров движения КА при помощи БЦВМ зависит от нескольких факторов:

- требуемой точности определения параметров движения КА;
- времени, отводимого для решения задачи на БЦВМ;
- величины временного интервала, на котором определяют координаты и скорость КА.

Численное решение дифференциальных уравнений движения КА (2.27) можно применять для точной экстраполяции параметров движения на сравнительно длительные временные интервалы Δt_3 . Время счета на БЦВМ существенным образом зависит от величины Δt_3 .

Уравнения (2.25) удобно решать численным методом при полетах КА в окрестностях планет назначения или Земли на коротких временных интервалах, длительность которых меньше периода обращения $\Delta t_3 < T_{KA}$. Время счета на БЦВМ существенным образом зависит от величины Δt_3 .

Решение уравнения движения с достаточной для практических целей точностью, полученное в виде (2.42) — (2.46), можно применять при полетах КА в окрестности Земли. Время счета на БЦВМ не зависит от длительности временного интервала, на который экстраполируются параметры движения. Этот метод

решения влечет за собой необходимость вычисления интегральных функций [см. выражения (2.44) — (2.46)].

Решение уравнений движения в орбитальной системе координат не представляет большой сложности для реализации на БЦВМ. Однако точность решения сравнительно невысока и зависит от расстояния КА от начала системы координат.

2.4. НАВИГАЦИЯ НА СВОБОДНЫХ УЧАСТКАХ ПОЛЕТА

На участках свободного полета уточняется положение космического аппарата, полученное численным интегрированием уравнений движения. Уточнение осуществляется по данным измерений при помощи астросистем. Схема навигации для участков свободного полета приведена на рис. 2.11, где $\bar{r}_a$, $\bar{V}_a$ — векторы положения и скорости КА, соответствующие концу активного участка движения в момент времени t_a ; $\bar{E}$ — вектор измерений, например, угловые координаты астроориентиров с шумами измерений; $\bar{r}$, $\bar{V}$ — оценки векторов положения и скорости КА, полученные по данным статистической обработки результатов измерений; (K) — ковариационная матрица параметров движения; $\bar{h}_n$ — вектор шумов измерений.

Можно измерять следующие параметры [6, 5, 8]:

— углы между линиями визирования известных небесных светил;

— момент покрытия звезды;

— видимый диаметр планеты.

В общем случае задачу определения (оценки) параметров движения космического аппарата можно представить в виде схемы, приведенной на рис. 2.12. На рисунке $\bar{P}(t)$ — вектор параметров движения; $\bar{h}_n(t)$ — вектор шумов измерений; $\bar{E}(t)$ — вектор измерения; $\bar{P}(t)$ — оценка параметров движения КА.

Задача оценки вектора параметров движения может быть рассмотрена в следующей последовательности.

Имеется ξ -мерная статистическая выборка измерений $\bar{E}(t_k)$, используемая в дискретные моменты времени t_k ($k=1, 2, \dots, n$). Измерения $\bar{E}(t_k) = \bar{E}_k$ связаны с вектором состояния $\bar{P}(t_k) = \bar{P}_k$ функциональной зависимостью

$$\bar{E}_k = \varphi_c(\bar{P}_k) + \bar{h}_n(t_k). \quad (2.48)$$

Таким образом, измеряются не сами параметры, а некоторые функции параметров. На последние в процессе измерений накладываются случайные шумы с известным или неизвестным распределением.

Рассмотрим теперь возможные способы обработки стохастической выборки измерений $\bar{E}_k$, связанной с параметрами $\bar{P}_k$ зависимостью (2.48). Любая оценка параметров движения, полученная по информации, носящей случайный характер, будет иметь

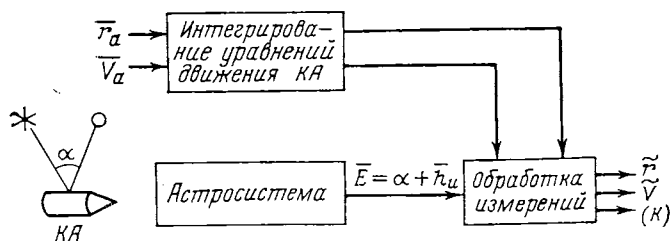


Рис. 2. 11. Схема навигации на пассивных участках полета КА

отличную от нуля вероятность получения вектора ошибки $\tilde{\delta}_b = \tilde{\Pi}_k - \bar{\Pi}_k$. Поэтому вводится критерий, учитывающий значение этих ошибок.

Общим критерием при оценке параметров в математической статистике является критерий минимального риска

$$R = \int_{\Omega_{\Pi}} P(\Pi) \left[\int_{\Omega_E} l(\bar{\Pi}, \tilde{\Pi}) P(E/\Pi) dE \right] d\Pi, \quad (2.49)$$

где $P(\Pi)$ — априорная плотность распределения вероятностей вектора Π ;

$P(E/\Pi) = L_{\Pi}$ — функция правдоподобия;

$l(\bar{\Pi}, \tilde{\Pi})$ — функция потерь;

Ω_{Π} — пространство состояний, определяемых всеми возможными векторами $\bar{\Pi}_k$ в ξ -мерном пространстве;

Ω_E — пространство измерений;

Π — оценка вектора $\bar{\Pi}_k$.

Выбор критерия оптимальности зависит от априорного знания исходной информации. Критерий (2.49) применяется, когда имеется информация о функции правдоподобия, функции потерь и априорном распределении вектора оцениваемых параметров.

В других случаях используются приближенные критерии. Так, если нет сведений о $P(\Pi)$, то возможна минимальная оценка; если известно $P(\Pi)$, но не ясны характеристики $l(\bar{\Pi}, \tilde{\Pi})$, то применяют критерий максимума апостериорной вероятности $P(\Pi/E)$. Если нет сведений о $P(\Pi)$ и $l(\bar{\Pi}, \tilde{\Pi})$, то может быть использован критерий максимального правдоподобия, согласно которому оптимальной является та оценка, которая доставляет максимум функции правдоподобия. Традиционные методы обработки стохастической выборки измерений предусматривают накопление данных, полученных в результате наблюдений на некоторой дуге траектории, а затем совместную обработку этой совокупности данных [11, 12].

Рассмотрим метод максимального правдоподобия — эффективный метод оценки неизвестных параметров. Суть его заключается в определении функции правдоподобия или условной плотности вероятности $P(E/\Pi)$, связывающей вектор оцениваемых параметров с вектором измерения.

Считаем полученными измерения $E_1, E_2, \dots, E_k$. Полный вектор измерений размерности $k \times 1$ при линейном соотношении между измеряемыми функциями и оцениваемыми параметрами выражается следующим соотношением

$$\bar{E} = \bar{\mathbf{H}}_{\Pi} \bar{\Pi}_k + \bar{h}_{\Pi}, \quad (2.50)$$

где $\bar{\Pi}_k$ — неизвестный вектор оцениваемых параметров размерности $m \times 1$;

$\bar{h}_{\Pi}$ — вектор шума измерений размерности $k \times 1$;

$\mathbf{H}_{\Pi}$ — прямоугольная матрица размерности $k \times m$.

Требуется определить значение вектора $\bar{\Pi}$, для которого вектор $\bar{E}$ может появиться с наибольшей вероятностью, если статистические характеристики шума известны. Для случая нормального распределения ошибок измерения функция правдоподобия

$$L_{\Pi} = (2\pi)^{-\frac{k}{2}} (\det \mathbf{R}_h)^{-\frac{1}{2}} \exp \left\{ -\frac{1}{2} (\bar{E} - \mathbf{H}_{\Pi} \tilde{\Pi})^T \mathbf{R}_h^{-1} (\bar{E} - \mathbf{H}_{\Pi} \tilde{\Pi}) \right\}, \quad (2.51)$$

где $\tilde{\Pi}$ — оценка вектора $\bar{\Pi}$ на основании вектора измерений $\bar{E}$,

$\mathbf{R}_h$ — ковариационная матрица вектора h_{Π} .

Максимизация функции L_{Π} эквивалентна минимизации показателя экспоненты. Минимизируемый функционал равен

$$I = (\bar{E} - \mathbf{H}_{\Pi} \tilde{\Pi})^T \mathbf{R}_h^{-1} (\bar{E} - \mathbf{H}_{\Pi} \tilde{\Pi}). \quad (2.52)$$

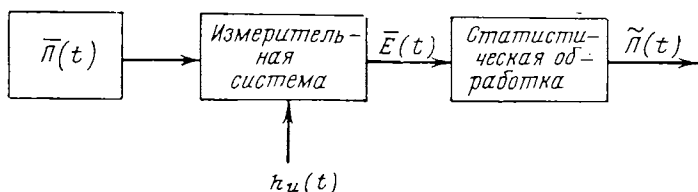
Решение (2.52) относительно $\tilde{\Pi}$ должно удовлетворять условиям [18]:

$$\frac{\partial I}{\partial \tilde{\Pi}} = 0, \quad \frac{\partial^2 I}{\partial \tilde{\Pi}^2} < 0. \quad (2.53)$$

Соответствующая система нормальных уравнений имеет вид

$$\mathbf{H}_{\Pi}^T \mathbf{R}_h^{-1} (\bar{E} - \mathbf{H}_{\Pi} \tilde{\Pi}) = \left(\frac{\partial I}{\partial \tilde{\Pi}} \right)^T. \quad (2.54)$$

Рис. 2.12. Схема обработки измерений



Тогда

$$\tilde{\Pi} = (\mathbf{H}_n^T \mathbf{R}_h^{-1} \mathbf{H}_n)^{-1} \mathbf{H}_n^T \mathbf{R}_h^{-1} \bar{\mathbf{E}}. \quad (2.55)$$

Оценка $\tilde{\Pi}$ является несмещенной и состоятельной. Ковариационная матрица погрешности оценки $\mathbf{K}$ определяется выражением

$$\mathbf{K} = (\mathbf{H}_n^T \mathbf{R}_h^{-1} \mathbf{H}_n)^{-1}. \quad (2.56)$$

Применению методов совместной обработки выборки измерений присущи следующие недостатки:

— повышенные требования к ЗУ БЦВМ из-за необходимости запоминания большого количества измерений для сохранения избыточности информации;

— задача оценки должна решаться каждый раз заново с учетом старых измерений и поступивших новых, что приводит к большим затратам вычислительного времени.

Для БЦВМ более удобными являются методы последовательной обработки информации. Наиболее перспективен и удобен метод оценки состояния линейной стохастической системы, предложенный Калманом [2, 3]. Дискретный вариант фильтра Калмана был получен при следующих условиях.

Дана линейная стохастическая система

$$\bar{\Pi}_{k+1} = \Phi_{\Pi}(k+1, k) \bar{\Pi}_k + \Gamma_{\Pi}(k+1, k) \bar{\Pi}_k, \quad (2.57)$$

где $\Phi_{\Pi}(k+1, k)$, $\Gamma_{\Pi}(k+1, k)$ — матрицы связи состояния системы и ее шумов;

$\bar{\Pi}_k$ — вектор шумов системы.

Измерения связаны с вектором состояния линейным соотношением

$$\bar{\mathbf{E}}_{k+1} = (\mathbf{H}_n)_{k+1,k} \bar{\Pi}_{k+1} + (\bar{h}_n)_{k+1}, \quad (2.58)$$

где Π_{k+1} — нормальный случайный вектор размерности $m \times 1$;

$\bar{\mathbf{E}}_{k+1}$ — вектор измерений размерности $k \times 1$;

$(\mathbf{H}_n)_{k+1}$ — матрица частных производных $\frac{\partial E_{k+1}}{\partial \Pi_{k+1}}$ размерности $k \times m$.

В выражениях (2.57) и (2.58) шум системы $\bar{\Pi}_k$ — нормальный случайный вектор с характеристиками

$$\mathbf{M}(\bar{\Pi}_k) = 0, \quad \mathbf{M}(\bar{\Pi}_k \bar{\Pi}_k^T) = \mathbf{Q} \delta_{kj}, \quad (2.59)$$

$(\bar{h}_n)_{k+1}$ — нормальный случайный вектор (измерительный шум) с характеристиками

$$\mathbf{M}(\bar{h}_{nk}) = 0, \quad \mathbf{M}(\bar{h}_{nk} \bar{h}_{nj}^T) = \mathbf{R}_{nk} \delta_{kj}. \quad (2.60)$$

В формулах (2.59), (2.60) δ_{kj} — символ Кронекера; $\mathbf{Q}_k$ — ковариационная матрица вектора шумов системы $\bar{\Pi}_k$; $\mathbf{R}_{nk}$ — ковариационная матрица вектора шумов измерений $\bar{\mathbf{E}}_{k+1}$.

ционная матрица вектора шумов измерений h_{ik} . Шум системы не коррелирован с измерительным шумом

$$M(\bar{\Pi}_k h_k^T) = 0. \quad (2.61)$$

При этих допущениях Калманом были получены уравнения последовательной оценки вектора состояния $\tilde{\Pi}_{k+1/k+1}$ и ковариационной матрицы $K_{k+1/k+1}$ с учетом измерений в t_{k+1} момент времени:

$$\begin{aligned} \tilde{\Pi}_{k+1/k+1} = & \Phi_{\Pi}(k+1, k) \tilde{\Pi}_{k/k} + W_{k+1} [\bar{E}_{k+1} - \\ & - (H_n)_{k+1} \Phi_{\Pi}(k+1, k) \tilde{\Pi}_{k/k}]; \end{aligned} \quad (2.62)$$

$$K_{k+1/k+1} = K_{k+1/k} - W_{k+1} H_n (k+1) K_{k+1/k}; \quad (2.63)$$

$$K_{k+1,k} = \Phi_{\Pi}(k+1, k) K_{k/k} \Phi_{\Pi}^T(k+1, k) + \Gamma_{\Pi}(k+1, k), \quad (2.64)$$

где

$$W_{k+1} = K_{k+1/k} H_n^T(k+1) [H_n(k+1) K_{k+1/k} H_n^T(k+1) + R_{k+1}]^{-1}.$$

В уравнениях (2.62), (2.63), (2.64) $\tilde{\Pi}_{k+1/k+1}$ — оценки состояния, полученные на основе априорной информации по оценке $\tilde{\Pi}_{k/k}$ для момента времени t_k и $k+1$ -го измерения; $K_{k+1/k}$ — экстраполированное значение ковариационной матрицы (от момента времени t_k до момента t_{k+1}).

Уравнения (2.62), (2.63), (2.64) позволяют последовательно определять по измерениям $E_1, E_2, \dots, E_N$ оптимальные в некотором смысле оценки $\tilde{\Pi}_{1/1}, \tilde{\Pi}_{2/2}, \dots, \tilde{\Pi}_{N/N}$, если заданы априорные сведения $\tilde{\Pi}_{0/0}$ и $K_{0/0}$. Оценка, полученная из соотношения (2.62), является условным математическим ожиданием вектора состояния и, следовательно, минимизирует обширный класс функции потерь [13]. При $K_{k/k} = 0$ оценка эквивалентна оценке по критерию максимального правдоподобия.

Измерениями $\bar{E}$, как уже отмечалось, могут являться различные угловые параметры.

Рассмотрим в качестве примера определение местоположения КА по измерениям углов между центрами трех небесных тел, расстояния между которыми известны. Измеряются углы $\alpha_{1k}, \alpha_{2k}, \alpha_{3k}$ ($k=1, 2, \dots, n$) между центрами трех небесных тел O_1, O_2 и O_3 (рис. 2.13), при помощи астроориентатора в моменты времени t_k (рис. 2.14). Обработка измерений одним из изложенных выше способов позволяет получить для момента времени t оценки углов $\tilde{\alpha}_1, \tilde{\alpha}_2, \tilde{\alpha}_3$, при помощи которых можно записать три поверхности положения, описываемые уравнениями [8, 14]:

$$\left. \begin{aligned} l_{12}^2 &= L_1^2 + L_2^2 - 2L_1 L_2 \cos \tilde{\alpha}_1; \\ l_{23}^2 &= L_2^2 + L_3^2 - 2L_2 L_3 \cos \tilde{\alpha}_2; \\ l_{31}^2 &= L_1^2 + L_3^2 - 2L_1 L_3 \cos \tilde{\alpha}_3, \end{aligned} \right\} \quad (2.65)$$

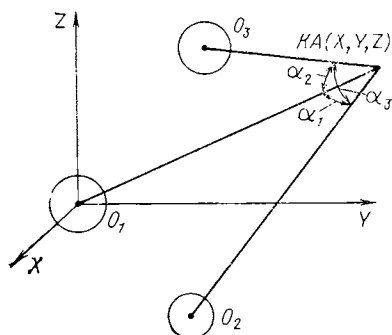


Рис. 2.13. Определение координат КА по измерениям углов между направлениями на центры трех небесных светил

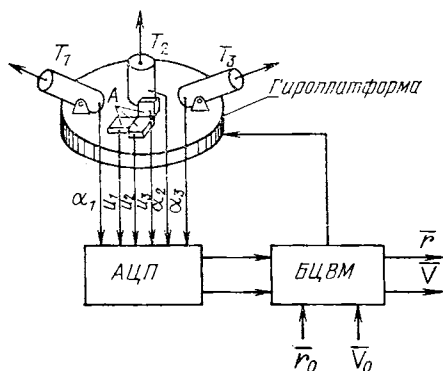


Рис. 2.14. Функциональная схема определения параметров движения КА с помощью астросистемы:

T_1, T_2, T_3 — устройства, следящие за светилами; A — акселерометры; АЦП — аналого-цифровой преобразователь; u_1, u_2, u_3 — ускорения КА, измеряемые на активных участках движения КА; $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ — измеряемые углы

где l_{12}, l_{23}, l_{31} — расстояния между центрами небесных тел;
 L_1, L_2, L_3 — расстояния от КА до соответствующих небесных тел.

Система уравнений (2.65) позволяет определить значения L_1, L_2, L_3 , которые связаны с координатами КА соотношением

$$(X - X_\zeta)^2 + (Y - Y_\zeta)^2 + (Z - Z_\zeta)^2 = L_\zeta^2, \quad \zeta = 1, 2, 3, \quad (2.66)$$

где $X_\zeta, Y_\zeta, Z_\zeta$ — координаты небесных тел в выбранной опорной системе координат;

X, Y, Z — искомые координаты КА в этой же системе координат.

Определив координаты КА в двух последовательных положениях, можно найти вектор скорости его движения

$$V = \frac{S}{\Delta t} = \frac{\sqrt{\Delta X^2 + \Delta Y^2 + \Delta Z^2}}{\Delta t}, \quad (2.67)$$

$$\cos \alpha_{\Delta V \chi} = \frac{\Delta \chi}{S}, \quad \Delta \chi = \Delta X, \Delta Y, \Delta Z.$$

Здесь S — путь, пройденный КА на временном интервале Δt ;

$\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ — приращения координат;

$\cos \alpha_{\Delta V \chi}$ — направляющие косинусы вектора скорости.

Следует отметить, что приведенный метод позволяет определить среднее значение вектора скорости V на участках орбиты, близ-

ких к прямолинейным и поэтому пригоден на больших удалениях космического аппарата от центра притяжения.

Задачи навигации на пассивных участках полета решают в реальном масштабе времени по мере поступления информации от измерительных средств.

Для хранения данных промежуточных результатов вычислений требуется большой объем памяти.

Вычислительный процесс характеризуется вычислениями матриц, их обращением и транспонированием.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическим летательным аппаратом. М., «Машиностроение», 1964, 402 с.
2. Аоки М. Оптимизация стохастических систем. М., «Наука», 1971, 424 с.
3. Беттин Р. Наведение в космосе. (Пер. с англ.). М., «Машиностроение», 1966, 448 с.
4. Березин И. С., Жидков Н. П. Методы вычислений. М., «Наука», 1960, т. II, 620 с.
5. Воробьев Л. М. Астрономическая навигация летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1968, 280 с.
6. Дрейпер Ч., Ригли У. и др. Навигация, наведение и стабилизация в космосе. (Пер. с англ.). М., «Машиностроение», 1970, 363 с.
7. Егоров В. А. Пространственная задача достижения Луны. М., «Наука», 1965, 224 с.
8. Ивандиков Я. М. Оптико-электронные приборы для ориентации и навигации космических аппаратов. М., «Машиностроение», 1971, 199 с.
9. Кислик М. Д. Движение искусственного спутника в нормальном гравитационном поле Земли. — «Искусственные спутники Земли», 1960, вып. 4, с. 3—17.
10. Кислик М. Д. Анализ интегралов уравнений движения искусственного спутника в нормальном гравитационном поле Земли. — «Искусственные спутники Земли», 1962, вып. 13, с. 23—52.
11. Крамер Г. Математические методы статистики. М., ИЛ, 1948, 631 с.
12. Линник Ю. В. Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений. М., Физматгиз, 1962, 352 с.
13. Медич Дж. Статистически оптимальные линейные оценки и управление. М., «Энергия», 1973, 440 с.
14. Селезнев В. П., Кирст М. А. Системы навигации космических летательных аппаратов. М., Воениздат, 1965, 208 с.
15. Тихонравов М. К., Яцунский И. М. и др. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли. М., «Машиностроение», 1967, 296 с.
16. Токмалаева С. С. О расчете перелетов в поле одного притягивающего центра. — «Искусственные спутники Земли», 1963, вып. 16, с. 198—210.
17. Тросс К. Определение орбиты для полета к Луне. — «Ракетная техника», 1962, № 4, с. 82—88.
18. Уайлд Д. Дж. Методы поиска экстремума. М., «Наука», 1967, 268 с.
19. Управление космическими летательными аппаратами. Под ред. Т. Леондеса. (Пер. с англ.). М., «Машиностроение», 1967, 324 с.
20. Хенгвельд, Шульман. Конечный участок встречи для спутника с непрерывной тягой, завершающийся мгновенным импульсом. — «Ракетная техника», 1962, № 11, с. 120—122.
21. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М., «Наука», 1965, 540 с.
22. Drenning Charles K., Stechman R. Carl. Determination of tailoff impulse and tailoff repeatability for small rocket engines. AIAA Paper, 1970, No. 674, pp. 1—6.

Во второй главе отмечалось, что управление движением КА включает управление его движением как материальной точки и управление угловым положением КА. При дальнейшем рассмотрении предполагаем, что космический аппарат выведен с Земли или другой планеты на орбиту ожидания или опорную траекторию. Движение КА как материальной точки может включать следующие основные виды управляемого движения:

- орбитальные маневры;
- орбитальные траектории встречи;
- коррекцию траектории движения;
- сближение сотрудничающих космических аппаратов.

Под орбитальным маневром будем понимать управляемое движение, в результате которого КА изменяет свою орбиту. Как правило, на выполнение орбитальных маневров не накладывают временных ограничений. Орбитальные траектории встречи рассчитывают для осуществления сближения с сотрудничающим КА, движущимся по известной траектории. В большинстве случаев на выполнение встречи накладываются временные ограничения. В общем случае траектории орбитальных маневров и встречи аналогичны. Однако наличие временных ограничений существенно влияет на характер решения задач и их реализацию в полете. Коррекция предназначена для исправления траектории движения КА.

Сближение космических аппаратов осуществляют на конечных участках их траекторий движения для непосредственной стыковки или близкого совместного полета.

Управление угловым положением состоит из ориентации КА и его стабилизации.

Ориентация КА предполагает совмещение его осей (или одной оси) с осями (или осью) базовой системы координат или желаемую ориентацию КА относительно базовой системы координат. Стабилизация КА состоит в устранении отклонений КА от заданной ориентации его осей в пространстве.

3.1. МАНЕВР КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Как уже отмечалось выше, обычно на выполнение орбитальных маневров не накладываются временные ограничения. В первой части раздела рассмотрены маневры без указанных ограничений. Однако в некоторых случаях на выполнение маневра накладывается временное ограничение. Указанные случаи существенно отличаются подходом к выбору схемы маневра. Поэтому необходимо рассмотреть оба случая.

Предполагается, что элементы исходной (начальной) орбиты известны. В зависимости от расположения начальной и конечной орбит маневры можно разделить на следующие виды:

- маневр в плоскости орбиты (компланарный маневр);
- изменение плоскости орбиты и пространственный маневр.

Маневр в плоскости орбиты

Переход между компланарными круговыми орбитами без ограничений на время маневра был рассмотрен Хоманом, предложившим использовать двухимпульсную программу управления переходом КА по эллипсу, касающемуся обеих круговых орбит в своих апсидальных точках (рис. 3.1). Для перевода с внутренней круговой орбиты с радиусом r_0 на внешнюю с радиусом r_1 первый разгонный импульс ΔV_1 переводит КА на эллиптическую орбиту с апогеем, совпадающим по высоте с конечной орбитой. В точке совпадения орбит прикладывается второй разгонный импульс ΔV_2 . Величины импульсов определяются из зависимостей

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left(\sqrt{\frac{2r_1}{r_0 + r_1}} - 1 \right); \quad (3.1)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_0}{r_0 + r_1}} \right). \quad (3.2)$$

В работах [25, 26, 28] показано, что среди всех двухимпульсных переходов между круговыми компланарными орбитами с незакрепленным временем перехода при соотношении $r_1/r_0 < 15,56$ хомановский переход представляет собой глобально оптимальную схему. На рис. 3.2 приведены зависимости импульсов скорости для отношений радиусов от 0,01 до 100. Из графиков видно, что переход с орбиты радиуса r_0 на орбиту в k раз большего радиуса ($k > 1$) всегда требует меньших затрат топлива, чем переход на орбиту в соответствующее число раз меньшего радиуса.

В случае хомановских переходов на внешние орбиты ($k > 1$) суммарная характеристическая скорость ΔV_2 при значениях k , близких к 10, достигает максимума, а затем с возрастанием k уменьшается. При соотношении $r_1/r_0 > 15,56$ суммарная харак-

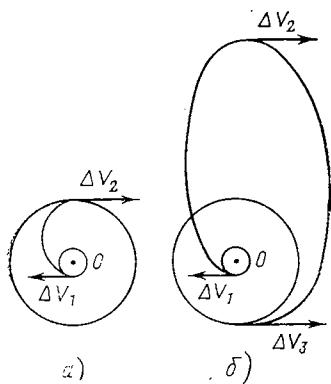


Рис. 3.1. Перелеты между круговыми орбитами:

а — хомановский; б — биэллиптический

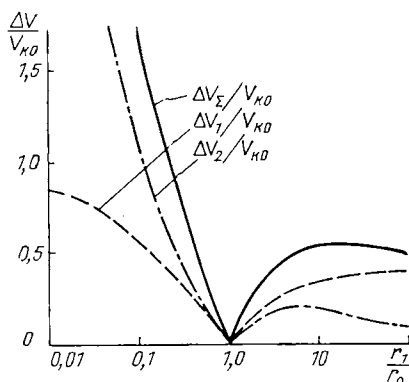


Рис. 3.2. Энергетические характеристики хомановских переходов:

V_{K0} — круговая скорость на орбите с радиусом r_0

теристическая скорость уменьшается (по сравнению с хомановским переходом) при любом биэллиптическом переходе (см. рис. 3.1, б). Первый импульс ΔV_1 переводит космический аппарат на полуэллипс с апогейным расстоянием, большим радиуса конечной орбиты. Второй импульс ΔV_2 из апогея первого полуэллипса переводит КА на полуэллипс с перигейным расстоянием, равным радиусу конечной орбиты. Третий импульс ΔV_3 подается в момент выхода на конечную орбиту.

В случае трехимпульсного биэллиптического перелета величину суммарной характеристической скорости определяют выражением

$$\Delta V_{\Sigma} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_0 + r_1}} + \sqrt{\frac{2r_0 r_1}{r_a(r_a - r_1)}} - \sqrt{\frac{2r_0^2}{r_a(r_a + r_0)}} + \sqrt{\frac{2r_a r_0}{r_1(r_a + r_1)}} - \sqrt{\frac{r_0}{r_1} - 1} \right], \quad (3.3)$$

где r_a — расстояние от центра притяжения до апогея переходной орбиты. Однако следует заметить, что такие биэллиптические перелеты занимают много времени, а экономия в затратах энергии невелика.

При переходе с круговой орбиты на внешнюю эллиптическую также оптимальным является переход хомановского типа [26].

В общем случае при переходах между непересекающимися начальными круговыми (эллиптическими) и конечными эллиптическими (круговыми) орбитами можно сформулировать общее правило выбора двухимпульсной оптимальной траектории перехода (рис. 3.3).

Оптимальная по расходу характеристической скорости траектория соединяет круговую орбиту с апоцентром большей высоты или с перигентром меньшей высоты.

При переходах между пересекающимися круговой и эллиптической орбитами исследование оптимальной схемы перелета сводится к отысканию двухимпульсной схемы и заключается в следующем: определяется переход на круговую орбиту из произвольной начальной точки на эллиптической орбите, а затем варьируется положение этой точки на орбите для достижения абсолютного минимума.

В этом случае суммарная характеристическая скорость для двухимпульсного перехода из произвольной, но фиксированной точки с радиусом-вектором r_0 на эллиптической орбите в фиксированную точку на круговой орбите радиусом r_1 определяется следующим соотношением [12, 22]:

$$\Delta V_{\Sigma} = \sqrt{\left[V_{u0} - \sqrt{\frac{2\mu}{r_0 + r_1} \frac{r_0}{r_1}} \right]^2 + V_{r0}^2} - \left(V_{u1} - \sqrt{\frac{2\mu}{r_0 + r_1} \frac{r_1}{r_0}} \right), \quad (3.4)$$

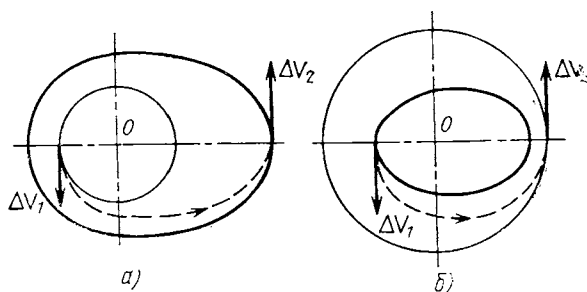
где V_{u0} , V_{u1} — тангенциальные составляющие векторов скорости исходной и конечной орбит (здесь $V_{u1} = V_{кр1}$);

V_{r0} — радиальная составляющая вектора скорости исходной эллиптической орбиты.

Наиболее выгодным в классе двухимпульсных переходов при пересекающихся орбитах является случай, когда переходная траектория связывает апоцентр с круговой орбитой радиуса $r_{кр1}$. Полный потребный импульс в этом случае равен [26, 27]:

$$(\Delta V_{\Sigma})_a = \sqrt{\frac{\mu}{r_a + r_{кр1}} \frac{r_a}{r_{кр1}}} - V_{ua} + \sqrt{\frac{\mu}{r_a + r_{кр1}} \frac{r_{кр1}}{r_a}} - V_{кр1}. \quad (3.5)$$

Рис. 3.3. Межорбитальные переходы:
а — с круговой орбиты на внешнюю эллиптическую; б — с эллиптической на внешнюю круговую



Вариант, когда переходная траектория связывает перицентр с круговой орбитой, является менее выгодным. Суммарную характеристическую скорость в этом случае можно записать как

$$(\Delta V_{\Sigma})_p = V_{up} - \sqrt{\frac{\mu}{r_p + r_{kpl}} \frac{r_p}{r_{kpl}}} + V_{kpl} - \sqrt{\frac{\mu}{r_p + r_{kpl}} \frac{r_{kpl}}{r_p}}. \quad (3.6)$$

Учитывая, что $V_{kp} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{kp}}}$, $V_{up} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_a + r_p} \frac{r_a}{r_p}}$, $V_{ua} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_a + r_p} \frac{r_p}{r_a}}$, выражения для суммарной характеристической скорости (3.5), (3.6) могут быть записаны как

$$(\Delta V_{\Sigma})_a = \sqrt{\frac{\mu}{r_{kpl}}} \left[\sqrt{\frac{r_{kpl}}{r_a}} \left(\sqrt{\frac{r_{kpl}}{r_a + r_{kpl}}} - \sqrt{\frac{2r_p}{r_a + r_p}} \right) + \sqrt{\frac{r_a}{r_a + r_{kpl}}} - 1 \right]; \quad (3.7)$$

$$(\Delta V_{\Sigma})_p = \sqrt{\frac{\mu}{r_{kpl}}} \left[\sqrt{\frac{r_{kpl}}{r_p}} \left(\sqrt{\frac{2r_a}{r_a + r_p}} - \sqrt{\frac{r_{kpl}}{r_p + r_{kpl}}} \right) - \sqrt{\frac{r_p}{r_p + r_{kpl}}} + 1 \right]. \quad (3.8)$$

Однако наиболее выгодной является траектория, связывающая апоцентр с круговой орбитой.

Изменение плоскости орбиты

Наиболее простой способ поворота плоскости орбиты КА состоит в приложении одного импульса скорости в узле * начальной и конечной орбит (рис. 3.4). Ввиду того, что начальная скорость V_0 , конечная — V_1 и импульс — ΔV расположены (общий случай) в точке приложения импульса (см. рис. 3.4, а), то требуемые соотношения можно получить, рассмотрев треугольник скоростей (см. рис. 3.4, б):

$$\Delta V^2 = V_0^2 + V_1^2 - 2V_0V_1 \cos \Delta i. \quad (3.9)$$

* Точке, лежащей на линии пересечения плоскостей орбит.

При круговых орбитах $V_0 = V_1 = V_{кр}$, поэтому

$$\Delta V^2 = 2(1 - \cos \Delta i) V_{кр}^2$$

или окончательно

$$\Delta V = 2 \sin \frac{\Delta i}{2} V_{кр}. \quad (3.10)$$

Из формулы (3.10) видно, что при $\Delta i = 1,047$ рад (60°) импульс скорости достигает местной круговой скорости.

Анализ некомпланарных переходов показал, что уже при $\Delta i \geq 0,68$ рад ($38^\circ 94'$) маневр изменения плоскости орбиты выгодно, с точки зрения затрат характеристической скорости, осуществлять при помощи нескольких импульсов [12, 22, 27]. Экономичной является трехимпульсная программа с двумя поворотами плоскости орбиты (рис. 3.5). Первый поворот на угол Δi_1 происходит в момент приложения первого импульса ΔV_1 , второй — в момент приложения второго импульса ΔV_2 , импульс ΔV_3 корректирует элементы орбиты в соответствии с конечными требованиями. Суммарные затраты характеристической скорости на изменение плоскости орбиты в этом случае определяют выражением

$$\Delta V_{\Sigma} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left\{ \left[\frac{r_0 + 3r_1}{r_0 + r_1} - 2 \cos \Delta i_1 \sqrt{\frac{2r_1}{r_0 + r_1}} \right]^{1/2} + \left[\frac{r_0}{r_1} \frac{3r_0 + r_1}{r_0 + r_1} - 2 \frac{r_0}{r_1} \cos (\Delta i - \Delta i_1) \sqrt{\frac{2r_0}{r_0 + r_1}} \right]^{1/2} \right\}. \quad (3.11)$$

Оптимизируемыми параметрами здесь являются углы поворота плоскости орбиты, обеспечиваемые каждым из двух импуль-

Рис. 3.4. Поворот плоскости орбиты при приложении импульса скорости в узле начальной и конечной орбит

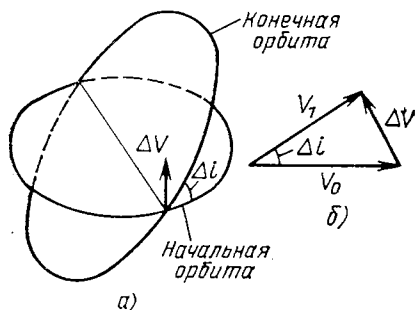
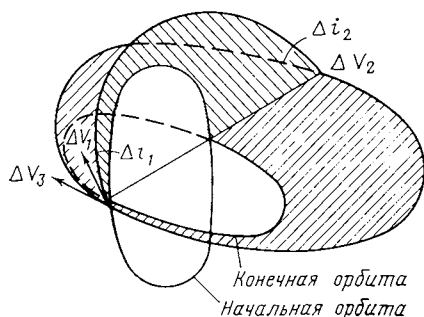


Рис. 3.5. Пространственный маневр с двумя поворотами плоскости орбиты



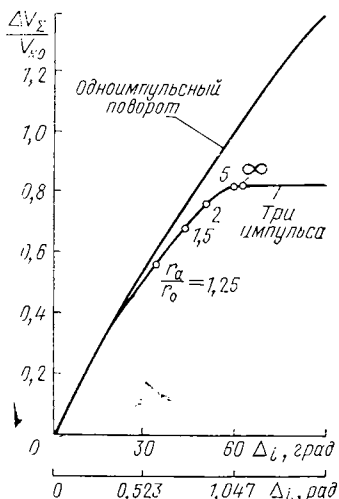


Рис. 3.6. Поворот плоскости круговой орбиты

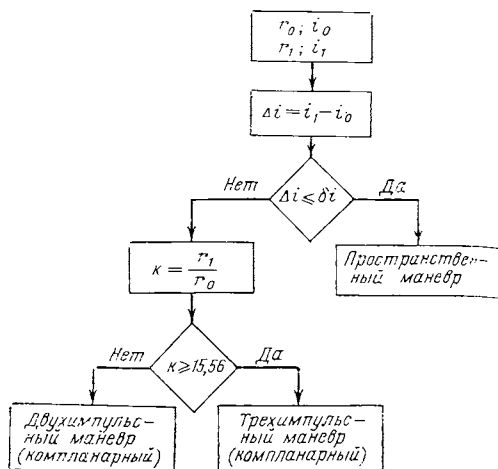


Рис. 3.7. Блок-схема алгоритма выбора схемы маневра

сов. Для минимизации величины ΔV_x угол поворота плоскости орбиты Δi_1 должен удовлетворять условию [12]:

$$\begin{aligned} & \frac{8r_0(3r_0+r_1)}{(r_0+r_1)^2} \sin^2 \Delta i_1 - \frac{8r_1(r_0+3r_1)}{(r_0+r_1)^2} \left(\frac{r_0}{r_1}\right)^3 \sin^2(\Delta i - \Delta i_1) + \\ & + \frac{8r_1}{r_0+r_1} \left(\frac{r_0}{r_1}\right)^3 \sqrt{\frac{8r_1}{r_0+r_1}} \sin^2(\Delta i - \Delta i_1) \cos \Delta i_1 - \\ & - \frac{8r_0}{r_0+r_1} \sqrt{\frac{8r_0}{r_0+r_1}} \sin^2 \Delta i_1 \cos(\Delta i - \Delta i_1) = 0. \quad (3.12) \end{aligned}$$

В работе [26] отмечается, что большая часть поворота плоскости орбиты должна приходиться на импульс, прикладываемый на внешнем радиусе. Угол же поворота Δi_1 , обеспечиваемый первым импульсом, обычно не должен превышать 0,104 рад (6°). Разбиение полного угла поворота между двумя импульсами дает не слишком существенное преимущество (не более 3% от круговой скорости внутренней орбиты) по сравнению со схемой, в которой полный поворот реализуется приложением ΔV_2 на внешнем радиусе.

Трехимпульсный переход между некомпланарными круговыми орбитами одинакового радиуса представляет собой естественное распространение биэллиптического маневра на некомпланарный случай. На рис. 3.6 приведены изменения характеристической скорости при трехимпульсном пространственном маневре между некомпланарными круговыми орбитами с радиусами $r_0=r_1=r$, когда изменение угла наклона распределено между

тремя импульсами. Там же приведены для сравнения изменения характеристической скорости для одноимпульсных маневров (импульс прикладывается на линии узлов).

Особо интересен вариант, когда заданный угол поворота равен $1,049$ рад (60° , 158). В этой ситуации возможны два вида маневра, которые приводят к одинаковому суммарному расходу энергии: трехимпульсная схема с конечным радиусом и схема перелета через «бесконечность». При $\Delta i > 1,049$ рад (60° , 158) поворот плоскости орбиты (с теоретической точки зрения) выгодно совершать в бесконечности при помощи бесконечно малого импульса. Поэтому в этой области ΔV_Σ не зависит от угла наклона между плоскостями. Необходимо отметить, что схема перелета через «бесконечность» не может быть реализована. Следовательно, в отмеченной ситуации необходимо реализовать трехимпульсную схему с конечным радиусом переходных орбит.

В общем случае при разделении заданного угла поворота на несколько частей и осуществлении поворота при помощи последовательных импульсов можно записать [9]:

$$\Delta i = \sum_l \Delta i_l, \quad \Delta V_\Sigma = \sum_l \Delta V_l. \quad (3.13)$$

Для минимизации ΔV_Σ необходимо обеспечить минимум функции H :

$$H = \sum_l \Delta V_l + \lambda_L \left(\Delta i - \sum_l \Delta i_l \right), \quad (3.14)$$

где λ_L — постоянный множитель Лагранжа.

Отсюда следует условие оптимальности распределения импульсов

$$\frac{\partial H}{\partial \Delta i_l} = \frac{\partial \Delta V_l}{\partial \Delta i_l} - \lambda_L = 0. \quad (3.15)$$

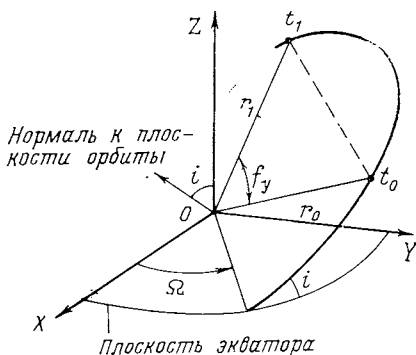
Далее возможно провести оптимизацию по высоте апогея переходного эллипса, при которой величина ΔV_Σ принимает наименьшее значение при оптимальном распределении углов поворота.

Выбор рассмотренных схем маневра при отсутствии временных ограничений не представляет большой сложности для реализации на БЦВМ. На рис. 3.7 приведена блок-схема алгоритма выбора схемы маневра КА при помощи БЦВМ. Начальная и конечная орбиты взяты круговыми, δi — минимально допустимое различие в углах наклона плоскостей орбит, при котором маневр можно считать практически компланарным.

Расчеты при выборе схемы маневра осуществляют заранее и результаты расчетов хранят до реализации приращений скорости в выбранных точках орбиты.

Переходы между некомпланарными круговой и эллиптической орбитами аналитически до конца не исследованы, определение

Рис. 3. 8. К решению краевой задачи по двум радиусам-векторам и времени перехода



характеристик перехода является очень сложной задачей, решаемой приближенно. Исследования, проведенные в ряде работ, позволяют считать, что большинство оптимальных переходов — двухимпульсные, хотя и существуют некоторые оптимальные трехимпульсные схемы маневра. Расчеты по выбору схемы в этом случае рационально проводить на наземном вычислительном комплексе, и результаты по радиоканалам передавать на борт КА для их реализации.

Компланарный маневр КА при ограничениях на время его выполнения

Временные ограничения на выполнение маневра могут существенно изменить порядок проведения расчетов и схему маневра. В этом случае задача определения траектории маневра сводится к решению краевой задачи по двум радиусам-векторам (рис. 3.8). Указанную задачу решают при помощи методов Гаусса, Эйлера — Ламберта, либо их модификаций. Эти методы выбраны в предположении, что КА движется в поле центральной силы, а дифференциальные уравнения движения имеют вид (2.25).

Рассмотрим модифицированный метод Гаусса [19], который может быть применен для расчета траекторий маневра с угловой дальностью полета $f_y < 2\pi$. При этом методе определяют численным способом величину η , представляющую собой отношение площади сектора $O t_0 t_1$ к площади треугольника $O t_0 t_1$ (см. рис. 3.8) при граничных условиях для решения системы уравнений

$$t_0, X_0, Y_0, Z_0; \quad t_1, X_1, Y_1, Z_1. \quad (3.16)$$

Величина η должна удовлетворять системе уравнений

$$\left. \begin{aligned} \eta^3 - \eta^2 - \frac{2g - \sin 2g}{\sin^3 g} m; \\ \sin^2 \frac{g}{2} = \frac{m}{\eta^2} + \gamma_f, \end{aligned} \right\} \quad (3.17)$$

где

$$\gamma_f = \frac{1}{2} - \frac{r_0 + r_1}{4 \sqrt{r_0 r_1} \cos \frac{f_y}{2}}, \quad m = \frac{u(t_1 - t_0)^2}{\left(2 \sqrt{r_0 r_1} \cos \frac{f_y}{2}\right)^3}.$$

Величина f_y — угловая дальность полета (разность истинных аномалий конечной и начальной точек орбиты маневра, отсчитывается в сторону движения).

Для определения корня уравнений (3.17) используется итерационный процесс. Значение η находится методом последовательных приближений из уравнений

$$\eta = \sqrt[3]{q + \sqrt{D_r}} + \sqrt[3]{q - \sqrt{D_r}} + \frac{1}{3}; \quad (3.18)$$

$$\left. \begin{aligned} D_r &= A \left(\frac{A}{4} + \frac{1}{27} \right); \\ q &= \frac{A}{2} + \frac{1}{27}; \\ A &= \frac{2g - \sin 2g}{\sin^3 g} m, \end{aligned} \right\} \quad (3.19)$$

которые решаются относительно η , являющимся корнем уравнения (3.17).

При нахождении η для значений $f_y \leq 1,047$ рад (60°) в качестве начального приближения можно задавать $\eta_0^* = 1$. При значениях $f_y > 1,047$ рад (60°) рекомендуется пользоваться зависимостью

$$\eta_0^* = \sqrt{\frac{m}{\sin^2 \frac{f_y}{4} - \gamma_f}}. \quad (3.20)$$

После определения η с заданной точностью вычисляют параметр орбиты p из соотношения

$$\sqrt{p} = \frac{1}{\sqrt{\mu}} \frac{\eta r_0 r_1 \sin f_y}{(t_1 - t_0)}, \quad (3.21)$$

что позволит в свою очередь найти составляющие вектора скорости орбиты маневра в точках t_0 и t_1 (в системе координат $OX_n Y_n$):

$$\dot{X}_{n0} = -\frac{\sqrt{\mu p} Y_{n0} + B X_{n0}}{r_0^2}, \quad \dot{Y}_{n0} = \frac{\sqrt{\mu p} X_{n0} + B Y_{n0}}{r_0^2}; \quad (3.22)$$

$$\dot{X}_{n1} = -\frac{\sqrt{\mu p} Y_{n1} + \varepsilon X_{n1}}{r_1^2}, \quad \dot{Y}_{n1} = \frac{\sqrt{\mu p} X_{n1} + \varepsilon Y_{n1}}{r_1^2}, \quad (3.23)$$

где

$$B = \sqrt{\frac{\mu}{p}} r_0 \frac{\left(\frac{p}{r_0} - 1\right) \cos f_y - \left(\frac{p}{r_1} - 1\right)}{\sin f_y};$$

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{\mu}{p}} r_1 \frac{\left(\frac{p}{r_0} - 1\right) - \left(\frac{p}{r_1} - 1\right) \cos f_y}{\sin f_y}.$$

Для пересчета составляющих вектора скорости в систему координат $OXYZ$ можно использовать табл. 2.1. При пересчете необходимо определить значения углов i , Ω . Для этого могут быть использованы соотношения

$$\left. \begin{aligned} i &= \arccos \frac{\pm C_1}{C}; \\ \Omega &= \arctg \frac{C_2}{C_3}, \quad (0 \leq \Omega \leq 2\pi). \end{aligned} \right\} \quad (3.24)$$

В системе уравнений (3.24) параметры C_1 , C_2 , C_3 определяют как

$$\left. \begin{aligned} C_1 &= X_0 Y_1 - Y_0 X_1; \\ C_2 &= Y_0 Z_1 - Z_0 Y_1; \\ C_3 &= X_0 Z_1 - Z_0 X_1; \\ C &= \sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}. \end{aligned} \right\} \quad (3.25)$$

Знак «+» в соотношении (3.24) принимается при прямом движении, а «—» при обратном.

Процесс вычислений носит итерационный характер. В расчетах необходимо определить тригонометрические функции (косинус, синус, арктангенс). Диапазон изменения рассчитываемых величин достаточно широк: от абсолютных значений тригонометрических функций до значений текущего радиуса-вектора r КА.

3.2. ОРБИТАЛЬНЫЕ ТРАЕКТОРИИ ВСТРЕЧИ

Траектории встречи выбирают такими, чтобы они обеспечивали выполнение условий встречи с учетом жестких временных ограничений на их реализацию. При выборе таких траекторий предварительно рассчитывают схему встречи и в последующем уточняют ее, учитывая реальные возмущения, действующие на КА, и возможности его двигательной установки.

Задача выбора общей схемы встречи чрезвычайно сложна и к настоящему времени полностью не решена. Поэтому часто применяют упрощенные способы выбора схем.

Одним из возможных для реализации на БЦВМ способе выбора схемы встречи является способ с «переменной точкой при-

целивания», который позволяет обеспечить встречу с сотрудничающим КА, обращающимся по произвольной орбите [23]. Схема полета в данном случае выбирается из множества возможных траекторий, включающих активную траекторию подъема (при старте с Земли) или вывод с опорной орбиты, орбиты перехода, маневры изменения плоскости орбиты, коррекцию траектории и выход на орбиту КА, встреча с которым осуществляется.

Выбор траектории встречи основан на следующих положениях.

1. В случае старта с Земли КА, осуществляющего встречу, начальная линия узлов, т. е. линия пересечения плоскости траектории подъема и плоскости орбиты космического аппарата, с которым осуществляется встреча, устанавливается на угловом расстоянии $\pi/2$ от точки старта по направлению движения КА. Это достигается соответствующим выбором азимута восходящего участка траектории.

2. КА входит в плоскость орбиты сотрудничающего КА при первом пересечении линии узлов, после чего траектории космических аппаратов остаются компланарными.

3. Импульс тяги, изменяющий плоскость орбиты КА, векторно суммируется и реализуется одновременно с импульсом для маневра в плоскости орбиты.

4. Предварительное управление фазированием* осуществляется при помощи орбит малой высоты, точное — биеллиптическими орбитами перехода. Фазирование ведется на высотах, меньших орбиты КА, с которым происходит встреча. Это повышает эффективность схемы встречи.

5. Все активные участки траектории подчинены ограничению, согласно которому в момент прихода КА в j -ю точку прицеливания и в момент ухода из нее углы наклона остаются постоянными.

6. Главные импульсы тяги после разгона КА прикладываются в точках, разделенных в направлении движения КА угловыми интервалами $\pi/2$, $3/2\pi$, $5/2\pi$ и т. д. Встреча происходит в одной из этих точек. Вспомогательные импульсы тяги для коррекции траектории встречи прикладываются в точках, соответствующих углам π , 2π и т. д. в направлении движения.

Метод наведения с «переменной точкой прицеливания» является итерационным и позволяет последовательно уточнять траекторию встречи.

Точки прицеливания при известных положениях КА1 $\vec{r}_k(t_0)$, осуществляющего встречу, и сотрудничающего КА2 $\vec{r}_k(t_0)$ и его скорости $\vec{V}_k(t_0)$ рассчитываются следующим образом.

* Фазирование — сведение к нулю или требуемой величине фазового угла f_y (угловой дальности) между космическими аппаратами.

За начальный момент t_0 принимается время прохождения сотрудничающего КА на минимальном расстоянии от точки старта.

Кинетический момент КА2 равен

$$\bar{K}_u = \frac{\bar{r}_u(t_0) \bar{V}_u(t_0)}{|\bar{r}_u(t_0) \bar{V}_u(t_0)|}. \quad (3.26)$$

Единичные векторы направления на опорные точки $1, 2, \dots, n$ определяют соотношениями

$$\bar{l}_1 = \frac{\bar{K}_u \bar{j}_u}{|\bar{K}_u \bar{j}_u|}; \quad (3.27)$$

$$\bar{l}_2 = \bar{K}_u \bar{l}_1; \quad (3.28)$$

$$\bar{l}_3 = -\bar{l}_1; \quad (3.29)$$

$$\bar{l}_4 = -\bar{l}_2 = \bar{l}_0. \quad (3.30)$$

Единичный вектор направления на точку старта КА можно записать как

$$j_u = \bar{r}_k / |\bar{r}_k|, \quad (3.31)$$

где $\bar{r}_k$ — радиус-вектор КА в момент старта. Фокальный параметр орбиты сотрудничающего КА и большую полуось находим из соотношений

$$p_u = \frac{1}{\mu} \left[\frac{|\bar{r}_u(t_0) \bar{V}_u(t_0)|}{r_u(t_0)} \right]^2; \quad (3.32)$$

$$a_u = \mu \left[\frac{2\mu}{r_u(t_0)} - V_u^2(t_0) \right]^{-1}. \quad (3.33)$$

Далее определяют основные параметры n -й точки прицеливания.

Радиус-вектор

$$r_{u,n} = p_u \left[1 - \cos \vartheta_{n-1,n} + \frac{p_u}{r_{u,n-1}} (\cos \vartheta_{n-1,n} - \sin \vartheta_{n-1,n} \operatorname{tg} \theta_{u,n-1}) \right]^{-1},$$

$$(1 \leq n \leq N_{p+2}), \quad (3.34)$$

где

$$r_{u0} = r_u(t_0);$$

$$\cos \vartheta_{n-1,n} = \begin{cases} \bar{l}_u(t_0) \bar{l}_1 & \text{при } n=1 \\ 0 & \text{при } 1 < n \leq N_{p+2}; \end{cases}$$

$$\sin \vartheta_{n-1,n} = \begin{cases} [\bar{l}_u(t_0) \bar{l}_1] \bar{K}_u & \text{при } n=1 \\ 1 & \text{при } 1 < n \leq N_{p+2}; \end{cases}$$

$$\bar{l}_u(t_0) = \bar{r}_u(t_0) / |\bar{r}_u(t_0)|;$$

$\vartheta_{n-1, n}$ — приращение истинной аномалии между точками прицеливания;

N_p — номер точки прицеливания, в которой предполагается встреча.

Угол наклона траектории

$$\operatorname{tg} \theta_{u, n} = \frac{\sin \vartheta_{n-1, n}}{1 - \cos \vartheta_{n-1, n}} \left(\frac{r_{u, n}}{r_{u, n-1}} - 1 \right) - \frac{r_{u, n}}{r_{u, n-1}} \operatorname{tg} \theta_{u, n-1}; \quad (3.35)$$

$$\operatorname{tg} \theta_{u0} = \bar{r}_u(t_0) \bar{V}_u(t_0) / |\bar{r}_u(t_0) \bar{V}_u(t_0)|. \quad (3.36)$$

Эксцентрисическая аномалия

$$E_{n-1, n}^* = \pi - 2 \operatorname{arctg} \left[\left(\frac{b_u}{a_u} \right) \left(\frac{a_u}{r_{u, n-1}} \right) \left(\frac{\sin \vartheta_{n-1, n}}{1 - \cos \vartheta_{n-1, n}} - \operatorname{tg} \theta_{u, n-1} \right) \right]. \quad (3.37)$$

Время прихода КА2 в n -ю точку прицеливания

$$t_{u, n} = (a_u)^{3/2} \mu^{-1/2} \left[E_{n, n-1}^* - \left(\frac{b_u}{a_u} \right) (\operatorname{tg} \theta_{u, n} - \operatorname{tg} \theta_{u, n-1}) \right] + t_{u, n-1}. \quad (3.38)$$

При выборе схемы встречи сначала определяют точку прицеливания, т. е. опорную точку с наибольшим номером, и далее идут в порядке убывания до первой точки. Синтез траектории состоит в определении отрезков траектории, приводящих КА1 в заданную точку прицеливания. Расчет ведут по зависимостям

$$\operatorname{tg} \theta_j = \sin \vartheta_{jk} (1 - \cos \vartheta_{jk})^{-1} (1 - r_j/r_k) - \frac{r_j}{r_k} \operatorname{tg} \theta_k; \quad (3.39)$$

$$p_{jk}/r_j = (1 - \cos \vartheta_{jk}) (r_j/r_k - \cos \vartheta_{jk} + \sin \vartheta_{jk} \operatorname{tg} \theta_j)^{-1}; \quad (3.40)$$

$$\bar{h}_j = \bar{K}_u \times \bar{l}_j;$$

$$V_{uj} = [(P_{jk}/r_j) (\mu/r_j)]^{1/2}; \quad (3.41)$$

$$V_{rj} = V_{uj} \operatorname{tg} \theta_j; \quad (3.42)$$

$$\bar{V}_j = \bar{V}_{uj} h_j + \bar{V}_{rj} l_j; \quad (3.43)$$

$$\Delta \bar{V}_j = \bar{V}_j - \bar{V}_{j-1}, \quad (3.44)$$

где j, k — номер точек прицеливания;

h_j — единичный вектор в плоскости орбиты КА2, нормальный к радиусу-вектору в j -й точке прицеливания;

p_{jk} — параметр отрезка конического сечения между j и k -й точками прицеливания;

V_u, V_r — горизонтальная и радиальная составляющие скорости;

V_j — вектор скорости в j -й точке, полученный из расчета предыдущего отрезка траектории;

ΔV_j — вектор приращения скорости в j -й точке.

Протяженность полета КА1 по отрезкам траектории от j -й до k -й точки прицеливания вычисляют из зависимостей

$$r_j/a_{jk} = 2 - (p_{jk}/r_j) (1 + \operatorname{tg}^2 \theta_j); \quad (3.45)$$

$$b_{jk}/a_{jk} = [(p_{jk}/r_j)(r_j/a_{jk})]^{1/2};$$

$$\Delta E_{jk}^* = \pi - 2 \operatorname{arctg} \left(\frac{b_{jk}}{a_{jk}} \right) \frac{a_{jk}}{r_j} \left[\frac{\sin \vartheta_{jk}}{1 - \cos \vartheta_{jk}} - \operatorname{tg} \theta_j \right]; \quad (3.46)$$

$$t_{jk} = (\mu)^{-1/2} \left[\Delta E_{jk}^* - \frac{b_{jk}}{a_{jk}} (\operatorname{tg} \theta_j - \operatorname{tg} \theta_k) \right] a_{jk}^{3/2}. \quad (3.47)$$

Разность во времени прибытия космических аппаратов в точку встречи равна

$$\Delta t = t_{\text{цн}} - \sum t_{jk} - t_0. \quad (3.48)$$

При невыполнении временного баланса, т. е. при $\Delta t > \Delta t_{\text{ном}}$ ($\Delta t_{\text{ном}}$ — время, отводимое на встречу космических аппаратов), изменяют высоту одной или нескольких точек прицеливания для достижения условия

$$\Delta t \leq \Delta t_{\text{ном}}. \quad (3.49)$$

Изменение высоты определяют по формуле

$$\Delta h = k_h (\mu/a_{\text{цн}})^{1/2} \Delta t, \quad (3.50)$$

где k_h — постоянный коэффициент.

После указанных изменений цикл повторяется. Во избежание аэродинамического нагрева и перегрузки в программе вычислений предусматривают ограничения на минимальную высоту точки прицеливания.

Блок-схема приведенного алгоритма для БЦВМ показана на рис. 3.9.

Диапазон изменения величин, обрабатываемых БЦВМ, достаточно широк. Так, в вычислениях участвуют текущие векторы положения КА (значения порядка 10^3 — 10^5 км) и аргументы тригонометрических функций, которые могут достигать величин, близких к нулю.

Схема управляемого движения обычно определяется заранее, величины составляющих вектора приращения скорости и моментов времени их исполнения хранятся в ЗУ БЦВМ до уточнения и реализации.

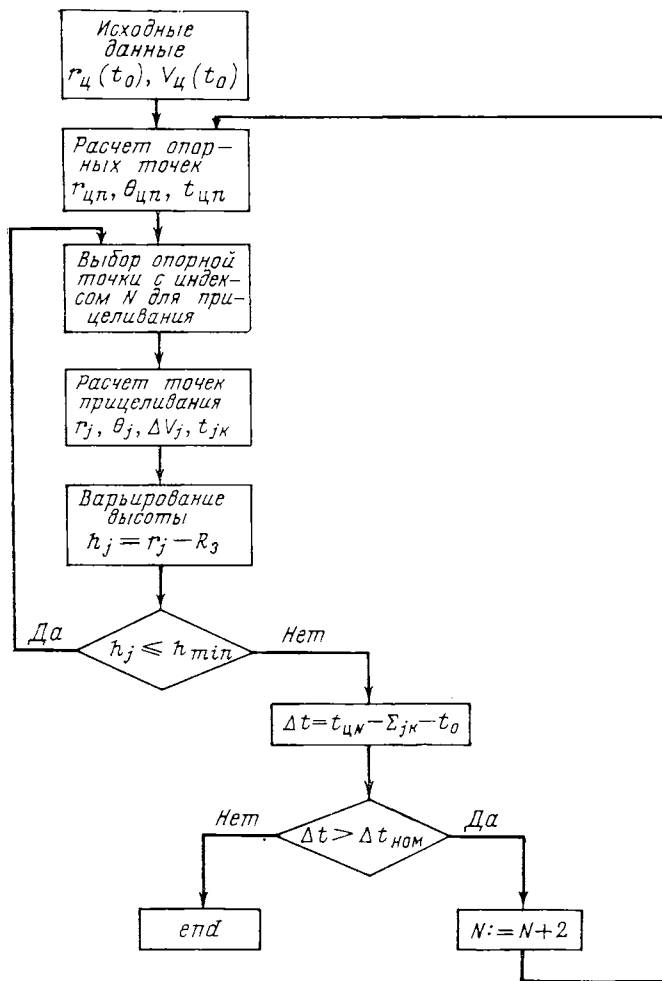


Рис. 3. 9. Блок-схема алгоритма выбора траектории встречи методом опорных точек

Особенности реализации орбитальных траекторий встречи КА

Схемы маневра и орбитальных траекторий встречи КА выбирают, исходя из предположения о движении космического аппарата в центральном поле притягивающего центра и мгновенной реализации приращений скорости. Но реальное движение КА происходит в поле несферичных планет, и отработка расчетных приращений скорости осуществляется за конечный временной интервал. Если не учитывать эти факты, то параметры движения КА будут значительно отличаться от их расчетных значений в конце траектории встречи.

Примерные значения отклонений, вызываемые нецентральностью поля притяжения Земли и Луны, приведены в разд. 2.2. Отклонения параметров движения КА от расчетных значений под влиянием протяженности времени отработки расчетных приращений векторов скорости могут также существенно повлиять на точность выполнения встречи. Различные уровни тяги n_T (уровень тяги определяют отношением тяги двигательной установки P_T к весу аппарата $G_{КА}$, т. е. $n_T = \frac{P_T}{G_{КА}}$) дают различные по протяженности активные участки движения для отработки одного и того же приращения скорости, а следовательно, и отличающиеся друг от друга участки конических сечений. О количественных и качественных изменениях орбит перелета КА можно получить представление из следующего примера [23]. Космический аппарат переводится с круговой орбиты высотой $h_0 = 550$ км на компланарную круговую орбиту спутника Земли высотой $h = 3700$ км. Схема перехода двухимпульсная — хомановского типа. Анализируется влияние первого активного участка на изменение различных участков конического сечения при значении скорости истечения продуктов сгорания $c = 3048$ м/с. По формулам хомановского перехода получены первый переходный импульс $\Delta V_1 = 673$ м/с и параметры переходной орбиты $e = 0,1853191$, $p = 8212,013$ км. На рис. 3.10 приведены значения относительного радиального смещения ($q - 1$) КА в конце активного участка в зависимости от уровня тяги. Величина q определяется зависимостью

$$q = \frac{r_{КА}}{r_0}, \quad (3.51)$$

где $r_{КА}$ — радиус-вектор КА в конце активного участка движения;

r_0 — начальный радиус-вектор КА.

На рис. 3.11 приведен график зависимости радиальной составляющей скорости в конце активного участка от уровня тяги (при импульсной интерпретации в апсидальных точках в случае хомановского перехода составляющая V_r равна нулю, имеется только

нормальная к $\bar{r}_0$ составляющая). На рис. 3. 12 дан график отклонения фокального параметра и эксцентриситета участков полета по кривым конических сечений, следующих за активным участком, от уровня тяги. Из рис. 3. 10—3. 12 видно, что протяженность исполнения импульсов ΔV влияет на параметры, и если это не учитывать, то фактические величины будут значительно отличаться от расчетных.

Влияние нецентрального поля притяжения на точность наведения устраняют решением задачи аналогичной одноимпульсной коррекции траектории движения КА [16]. Отклонения параметров движения КА от расчетного значения r_{11} в заданный момент времени t_1 равны

$$\Delta \bar{r} = \bar{r} - \bar{r}_n, \quad (3.52)$$

где r — радиус-вектор положения КА в момент времени t_1 , полученный решением уравнений (2. 23) с учетом мгновенной реализации приращения скорости (при $\bar{u}_c = \bar{u}_d = 0$).

Задача сведения величины $\Delta \bar{r}$ к допустимому значению заключается в определении поправки ΔV_h к требуемому для перелета в заданную точку приращению импульса скорости ΔV , рассчитанному в предположении движения КА в центральном поле притяжения. Поправка $\Delta \bar{V}_h$ должна приводить к условию

$$\begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{pmatrix} = 0 \quad (3.53)$$

с заданной точностью до величины высшего порядка малости. В условии (3. 53) $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ — составляющие вектора $\Delta \bar{r}$ в пла-

Рис. 3. 10. График зависимости между радиальным смещением и уровнем тяги КА

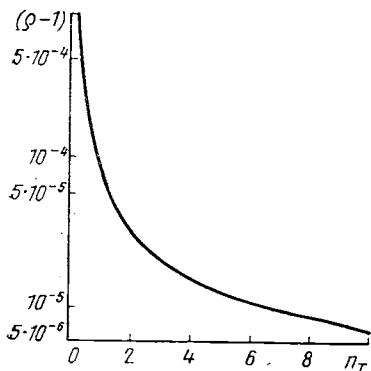
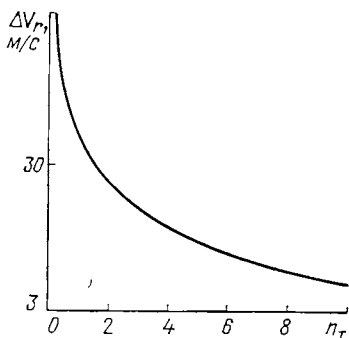


Рис. 3. 11. График зависимости между отклонением радиальной скорости и уровнем тяги



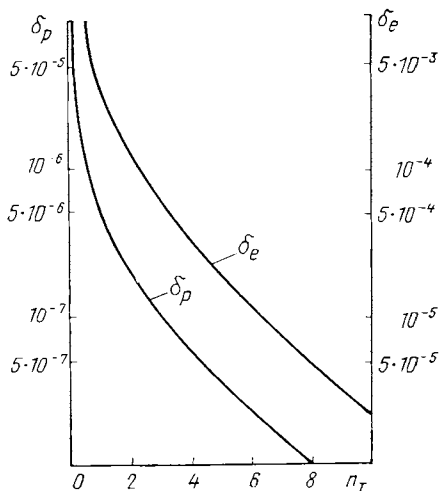


Рис. 3.12. График изменения фокального параметра и эксцентриситета участка полета в зависимости от уровня тяги

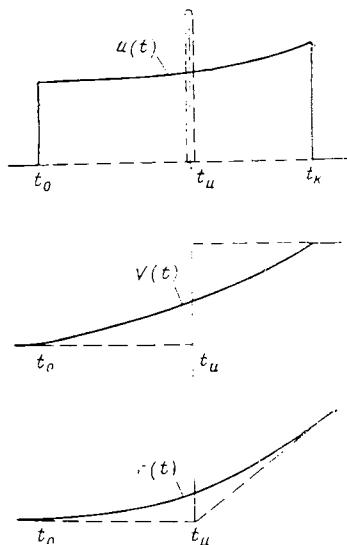


Рис. 3.13. К определению величины сдвига точки включения двигательной установки

нитоцентрической системе координат. Связь между составляющими вектора $\Delta \bar{V}_k (\Delta \dot{X}_k, \Delta \dot{Y}_k, \Delta \dot{Z}_k)$ и отклонениями $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ запишется в виде

$$\begin{pmatrix} -\Delta X \\ -\Delta Y \\ -\Delta Z \end{pmatrix} = \mathbf{B} \begin{pmatrix} \Delta \dot{X}_k \\ \Delta \dot{Y}_k \\ \Delta \dot{Z}_k \end{pmatrix}, \quad (3.54)$$

где $\mathbf{B}$ — матрица частных производных, связывающая текущее положение с исходным.

Из соотношения (3.54) определяют значения составляющих вектора $\Delta \bar{V}_k$, которые позволяют устранить с заданной точностью отклонения, порождаемые отличием поля притяжения от центрального. Элементы матрицы $\mathbf{B}$ могут быть определены численным или аналитическим способом. При определении элементов матрицы используют предположение о независимости малых возмущений в плоскости орбиты от возмущений, направленных по нормали к этой плоскости.

Для устранения влияния работы двигательной установки на точность наведения применяют программы управления с переменной ориентацией вектора тяги на активных участках движения. Однако зачастую выбор закона изменения ориентации связан с большими вычислительными работами [6, 14]. Для

реализации на БЦВМ можно рекомендовать более простой способ учета влияния протяженности времени исполнения приращений скорости КА. При этом способе двигательную установку КА включают с опережением [13]. Время опережения включения $\Delta t_{\text{ц}} = t_{\text{ц}} - t_0$ (рис. 3.13) определяется из уравнения

$$0 = \int_{t_0}^{t_k} (t - t_{\text{ц}}) u(t) dt. \quad (3.55)$$

В выражении (3.55) ускорение $u(t)$ определяется для тела переменной массы из соотношения

$$u(t) = \frac{P_{\text{т}}}{m_0 - \dot{m}t}, \quad t_0 < t < t_k, \quad (3.56)$$

где m_0 — начальная масса КА;

$\dot{m}$ — скорость изменения массы КА;

t_k — расчетное время отсечки двигательной установки.

Рассмотренные способы устранения влияния возмущающих факторов на точность наведения КА предъявляют к БЦВМ дополнительные требования. Так, устранение влияния нецентральности поля притяжения влечет за собой значительное усложнение программы вычислений и увеличение объема ЗУ для хранения промежуточных результатов и конечных результатов расчета. При подготовке математического обеспечения для БЦВМ в этом случае необходимо учесть большой объем вычислений, связанных с расчетом определителей и тригонометрических функций.

Определение величины $t_{\text{ц}}$ при устранении влияния протяженности исполнения приращений скорости не вызывает существенных усложнений реализации схемы счета на БЦВМ. Однако при разработке программного обеспечения следует учесть возможность расчета логарифмических и экспоненциальных зависимостей.

Указанные расчеты можно проводить после выбора общей схемы траектории встречи.

3.3. КОРРЕКЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

При реализации схемы наведения КА возникает задача исправления (коррекции) фактической траектории в соответствии с заданной программой полета. Коррекция может быть одноимпульсной, двухимпульсной и многоимпульсной.

В общем случае при малых отклонениях фактической траектории от номинальной применяется метод малых коррекций, при котором определяется приращение скорости КА, необходимое для исправления орбиты.

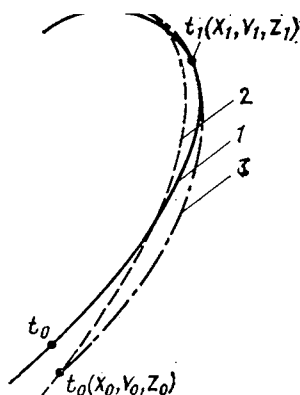


Рис. 3. 14. Одноимпульсная коррекция траекторий:

1 — расчетная; 2 — до коррекции; 3 — после коррекции

В обобщенной прямоугольной системе координат для эллиптической орбиты в произвольной точке координаты равны

$$\left. \begin{aligned} X &= \Phi_1(t, c_1, c_2, \dots, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}); \\ Y &= \Phi_2(t, c_1, c_2, \dots, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}); \\ Z &= \Phi_3(t, c_1, c_2, \dots, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}), \end{aligned} \right\} \quad (3.57)$$

где c_1, c_2, c_3 — постоянные интегрирования.

Изменяя величины составляющих скорости КА, получим траекторию, обеспечивающую выход аппарата в заданное время t_1 в точку X_1, Y_1, Z_1 (рис. 3. 14). При малых отклонениях от расчетной орбиты можно считать, что в выбранной начальной точке (X_0, Y_0, Z_0) в момент t_0 справедливо соотношение

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_0^* &= \dot{X}_0 + \delta\dot{X}_0; \\ \dot{Y}_0^* &= \dot{Y}_0 + \delta\dot{Y}_0; \\ \dot{Z}_0^* &= \dot{Z}_0 + \delta\dot{Z}_0, \end{aligned} \right\} \quad (3.58)$$

где $\dot{X}_0, \dot{Y}_0, \dot{Z}_0$ — составляющие скорости в точке коррекции; $\delta\dot{X}_0, \delta\dot{Y}_0, \delta\dot{Z}_0$ — требуемые приращения составляющих скорости КА для выхода на заданную орбиту. Подставив значения составляющих скорости КА в уравнение траектории и вычислив координаты для точки в момент t_1 , получим

$$\left. \begin{aligned} X_1^* - X_1 &= \frac{\partial X_1}{\partial \dot{X}_0} \delta\dot{X}_0 + \frac{\partial X_1}{\partial \dot{Y}_0} \delta\dot{Y}_0 + \frac{\partial X_1}{\partial \dot{Z}_0} \delta\dot{Z}_0; \\ Y_1^* - Y_1 &= \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{X}_0} \delta\dot{X}_0 + \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{Y}_0} \delta\dot{Y}_0 + \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{Z}_0} \delta\dot{Z}_0; \\ Z_1^* - Z_1 &= \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{X}_0} \delta\dot{X}_0 + \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{Y}_0} \delta\dot{Y}_0 + \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{Z}_0} \delta\dot{Z}_0, \end{aligned} \right\} \quad (3.59)$$

где X_1, Y_1, Z_1 — координаты точки, в которую прибудет КА в момент t_1 без коррекции; X_1^*, Y_1^*, Z_1^* — заданные координаты КА для момента t_1 .

Решая систему уравнений (3.59) относительно потребных приращений скорости в точке t_0 , получим

$$\delta \dot{X}_0 = \frac{\Delta X}{\Delta}; \quad \delta \dot{Y}_0 = \frac{\Delta Y}{\Delta}; \quad \delta \dot{Z}_0 = \frac{\Delta Z}{\Delta}, \quad (3.60)$$

где

$$\Delta = \begin{vmatrix} \frac{\partial X_1}{\partial \dot{X}_0} & \frac{\partial X_1}{\partial \dot{Y}_0} & \frac{\partial X_1}{\partial \dot{Z}_0} \\ \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{X}_0} & \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{Y}_0} & \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{Z}_0} \\ \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{X}_0} & \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{Y}_0} & \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{Z}_0} \end{vmatrix}; \quad \Delta_X = \begin{vmatrix} \Delta X & \frac{\partial X_1}{\partial \dot{Y}_0} & \frac{\partial X_1}{\partial \dot{Z}_0} \\ \Delta Y & \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{Y}_0} & \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{Z}_0} \\ \Delta Z & \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{Y}_0} & \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{Z}_0} \end{vmatrix};$$

$$\Delta_Y = \begin{vmatrix} \frac{\partial X_1}{\partial \dot{X}_0} & \Delta X & \frac{\partial X_1}{\partial \dot{Z}_0} \\ \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{X}_0} & \Delta Y & \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{Z}_0} \\ \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{X}_0} & \Delta Z & \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{Z}_0} \end{vmatrix}; \quad \Delta_Z = \begin{vmatrix} \frac{\partial X_1}{\partial \dot{X}_0} & \frac{\partial X_1}{\partial \dot{Y}_0} & \Delta X \\ \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{X}_0} & \frac{\partial Y_1}{\partial \dot{Y}_0} & \Delta Y \\ \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{X}_0} & \frac{\partial Z_1}{\partial \dot{Y}_0} & \Delta Z \end{vmatrix};$$

$$\Delta X = X_1^* - X_1, \quad \Delta Y = Y_1^* - Y_1, \quad \Delta Z = Z_1^* - Z_1. \quad (3.61)$$

В общем случае для вычисления координат X_1^*, Y_1^*, Z_1^* необходимо интегрировать дифференциальные уравнения движения вида (2.25) или (2.26), (2.27).

Наиболее удобны методы одноимпульсной коррекции, основанные на аналитическом решении уравнений движения (2.29) и последующем вычислении приращений составляющих вектора скорости.

Составляющие приращения вектора относительной скорости в момент t_0 определяются решением системы однородных уравнений (2.29) для граничных условий:

в момент $t_0 = 0$

$$x_0, y_0, z_0; \quad (3.62)$$

в момент t_1

$$x' = y' = z' = 0. \quad (3.63)$$

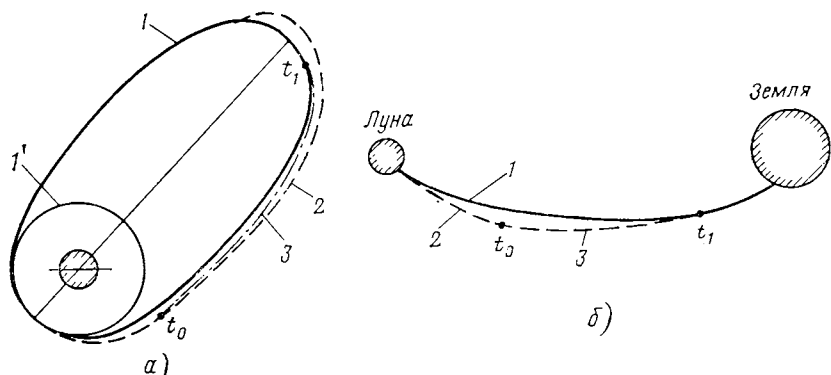


Рис. 3. 15. Двухимпульсная коррекция:

1 — расчетная траектория движения КА; 2 — траектория движения КА до коррекции, 3 — траектория движения КА с учетом коррекции
 а — околоземной траектории движения КА; б — траектории КА, возвращающегося с Луны

Для этих условий решения однородных уравнений (2.29) запишутся в виде

$$\left. \begin{aligned} &2 \left(2 \frac{\dot{x}_0^*}{\omega} - 3y_0 \right) \sin \omega t_1 - 2 \frac{\dot{y}_0^*}{\omega} \cos \omega t_1 + \\ &+ \left(6y_0 - 3 \frac{\dot{x}_0^*}{\omega} \right) \omega t_1 + \dot{x}_0 + 2 \frac{\dot{y}_0^*}{\omega} = 0; \\ &\left(2 \frac{\dot{x}_0^*}{\omega} - 3y_0 \right) \cos \omega t_1 + \frac{\dot{y}_0^*}{\omega} \sin \omega t_1 + 4y_0 - 2 \frac{\dot{x}_0^*}{\omega} = 0; \\ &\omega z_0 \cos \omega t_1 + z_0^* \sin \omega t_1 = 0, \end{aligned} \right\} \quad (3.64)$$

где $\dot{x}_0^*$, $\dot{y}_0^*$, z_0^* — составляющие вектора относительной скорости в момент t_0 , удовлетворяющие условиям (3.62) и (3.63). Их значения определяют из системы уравнений (3.64):

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_0^* &= \frac{14y_0(1 - \cos \omega t_1) - (6\omega t_1 + x_0) \sin \omega t_1}{(8/\omega)(1 - \cos \omega t_1) - 3t_1 \sin \omega t_1}; \\ \dot{y}_0^* &= \frac{y_0(3\omega t_1 \cos \omega t_1 - 4 \sin \omega t_1) - 2x_0(1 - \cos \omega t_1)}{(8/\omega)(1 - \cos \omega t_1) - 3t_1 \sin \omega t_1}; \\ \dot{z}_0^* &= -z_0^{(0)} \operatorname{ctg} \omega t_1. \end{aligned} \right\} \quad (3.65)$$

Составляющие приращения вектора скорости и их ориентация в относительной системе координат для момента t_0 определяют как

$$\left. \begin{aligned} \delta \dot{x}_0 &= \dot{x}_0^* - \dot{x}_0, \quad \delta \dot{y}_0 = \dot{y}_0^* - \dot{y}_0, \quad \delta \dot{z}_0 = \dot{z}_0^* - \dot{z}_0; \\ \cos \alpha_x &= \frac{\delta \dot{x}_0}{\delta V_0}, \quad \cos \alpha_y = \frac{\delta \dot{y}_0}{\delta V_0}, \quad \cos \alpha_z = \frac{\delta \dot{z}_0}{\delta V_0}, \end{aligned} \right\} \quad (3.66)$$

где

$$V_0 = \sqrt{(\delta \dot{x}_0)^2 + (\delta \dot{y}_0)^2 + (\delta \dot{z}_0)^2};$$

$\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0$ — составляющие вектора скорости КА в момент t_0 до проведения коррекции.

Приведенную логику для одной коррекции на среднем участке траектории применяют для регулирования трехмерного вектора отклонения. Можно применять и более сложные схемы с многократным приложением коррекций. В частности — двух коррекций для устранения шестимерного вектора отклонений в момент t_1 , либо множество последовательных коррекций для точного устранения трехмерного промаха в требуемый момент времени.

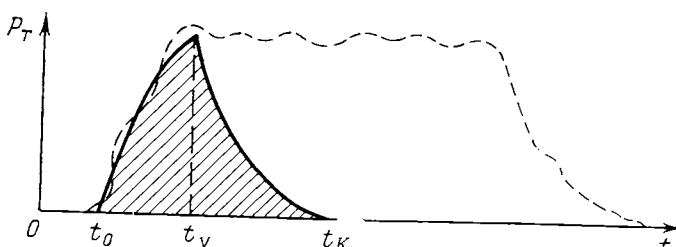
Рассмотрим вначале двухимпульсную коррекцию (рис. 3.15). Для совпадения шестимерного вектора фактической и номинальной траекторий в момент времени t_1 необходимо устранить относительную скорость приложением второго импульса скорости. В орбитальной системе координат для граничных условий в точке t_0, x_0, y_0, z_0 составляющие вектора относительной скорости для момента t_1

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t_1) &= (6\omega y_0 - 3\dot{x}_0^*) + 2\dot{y}_0^* \sin \omega t_1 + (4\dot{x}_0^* - 6\omega y_0) \cos \omega t_1; \\ \dot{y}(t_1) &= (3\omega y_0 - 2\dot{x}_0^*) \sin \omega t_1 + \dot{y}_0^* \cos \omega t_1; \\ \dot{z}(t_1) &= \dot{z}_0^* \cos \omega t_1 - \omega z_0 \sin \omega t_1. \end{aligned} \right\} \quad (3.67)$$

Следовательно, в момент времени t_1 необходимо устранить составляющие $\dot{x}(t_1), \dot{y}(t_1), \dot{z}(t_1)$.

Выбор момента для приложения первого корректирующего импульса довольно сложная задача. Как правило, этот момент в процессе полета уточняют на основании данных предварительного предполетного моделирования в предположении, что известны матрица ошибок определения параметров движения КА на любой момент времени и матрица ошибок обработки импульсов наведения. Основным условием выбора момента приложения корректирующего импульса является выполнение условий пона-

Рис. 3.16. Минимальный импульс тяги двигательной установки:
 t_0, t_y, t_K — соответственно время включения, время установившегося режима, время конца последствия



дания в момент t_1 в район точки $x_1=y_1=z_1=0$ с заданной точностью. Кроме того, одним из условий, определяющих возможность исполнения импульса, является его сравнение с минимальным импульсом двигательной установки, соответствующим нарастанию и спаду тяги (рис. 3.16). Время, соответствующее нарастанию и спаду тяги, может находиться в интервале от нескольких миллисекунд до нескольких секунд в зависимости от размеров и конструкции двигательной установки [25].

Ускорение на интервале времени $[t_0, t_y]$ для КА постоянной массы можно записать как

$$u_n = u_0 \left(1 - e^{-\frac{t}{T_n}} \right), \quad (3.68)$$

а на интервале спада $[t_y, t_k]$

$$u_c = u_0 e^{-\frac{t}{T_c}}. \quad (3.69)$$

Приращения скорости КА для этих же интервалов равны

$$\left. \begin{aligned} \Delta V_n &= u_0 \int_{t_0}^{t_y} \left(1 - e^{-\frac{t}{T_n}} \right) dt; \\ \Delta V_c &= u_0 \int_{t_y}^{t_k} e^{-\frac{t}{T_c}} dt, \end{aligned} \right\} \quad (3.70)$$

где T_n и T_c — соответственно постоянные времени нарастания и спада тяги.

Проинтегрировав уравнения (3.70), получим окончательно

$$\left. \begin{aligned} \Delta V_n &= u_0 \left[\Delta t_n - T_n \left(1 - e^{-\frac{\Delta t_n}{T_n}} \right) \right]; \\ \Delta V_c &= u_0 T_c \left(1 - e^{-\frac{\Delta t_c}{T_c}} \right). \end{aligned} \right\} \quad (3.71)$$

В уравнениях (3.71) $\Delta t_n = t_y - t_0$, $\Delta t_c = t_k - t_y$ — интервалы времени, для которых вычисляются соответствующие приращения скорости КА. Достаточно принять $\Delta t_n = 3T_n$, $\Delta t_c = 3T_c$, что соответствует оценке времени установления номинального режима двигательной установки с точностью до 5% (справедливо только для принятой аппроксимации переходных процессов).

Для достижения высокой точности наведения применяют несколько коррекций. В этом случае необходимо строить схему наведения такой, чтобы минимизировался конечный промах при ограничениях на расход топлива. Во многих вариантах простую схему наведения построить не удается. Имеются факторы, застав-

ляющие выполнять коррекцию как можно раньше (требование сокращения расхода топлива), или факторы, заставляющие выполнять маневр как можно позже (необходимость обработки большего количества данных для получения лучшей оценки орбиты).

В целом задача выбора величины корректирующих импульсов и моментов их исполнения сложна, поскольку при выполнении одной коррекции необходимо принимать в расчет всю будущую схему наведения и наблюдения. Для облегчения условий работы бортовой ЦВМ предварительно в наземных условиях статистическим моделированием определяют приближенно схему коррекции, которую затем при помощи БЦВМ уточняют в процессе полета на основании реальных данных о параметрах движения и располагаемого запаса характеристической скорости КА. Однако при аварийных ситуациях, вызывающих изменение общей схемы полета, может возникнуть и задача выбора схемы коррекций только на бортовой ЦВМ. Поэтому необходимо на борту иметь программу выбора схемы коррекции.

Рассмотрим кратко задачу многоимпульсной коррекции в предположении, что измерения, накапливаемые на всем протяжении полета, и точность определения параметров движения КА известны и не зависят от схемы наведения. Статистические характеристики ошибок исполнения коррекций также считаются известными. За показатель качества Π_j , подлежащий минимизации в любой момент времени t_j , можно принять ожидаемое значение суммы неопределенности N_e оценки траектории наведения непосредственно после последней коррекции (выполняемой в предварительно заданное конечное время t_k) и квадрата ошибки, оставшейся нескорректированной вследствие истощения запаса топлива к моменту t_k , т. е.

$$\Pi_j = N_e [D_k + \Delta r_k^2], \quad (3.72)$$

где D_k — дисперсия конечной ошибки в определении траектории после коррекции в моменты времени t_j и t_k ;

Δr_k — оценка промаха непосредственно после выполнения коррекции в момент времени t_k .

Неравенство $\Delta r_k \neq 0$ имеет место, когда в момент времени t_k запас ΔV является недостаточным для выполнения полной коррекции ошибок наведения. Устанавливается последовательность моментов принятия решений t_j , когда должна проверяться возможность выполнения коррекции.

Считается, что состояние системы в любой момент времени определяется:

— оценкой нескорректированной ошибки попадания в заданную точку;

— дисперсией ошибки в этой оценке;

— количеством топлива (выраженным через запас характеристической скорости ΔV), которое предназначено для корректирования траектории на оставшемся участке полета.

Программу наведения можно построить, пользуясь методами динамического программирования по следующей схеме.

1. Вычисляют показатель качества, соответствующий полным коррекциям только в моменты времени t_j и t_k , т. е.

$$\Pi_{jk} = N_c [D_{jk} + \Delta r_{jk}^2], \quad (3.73)$$

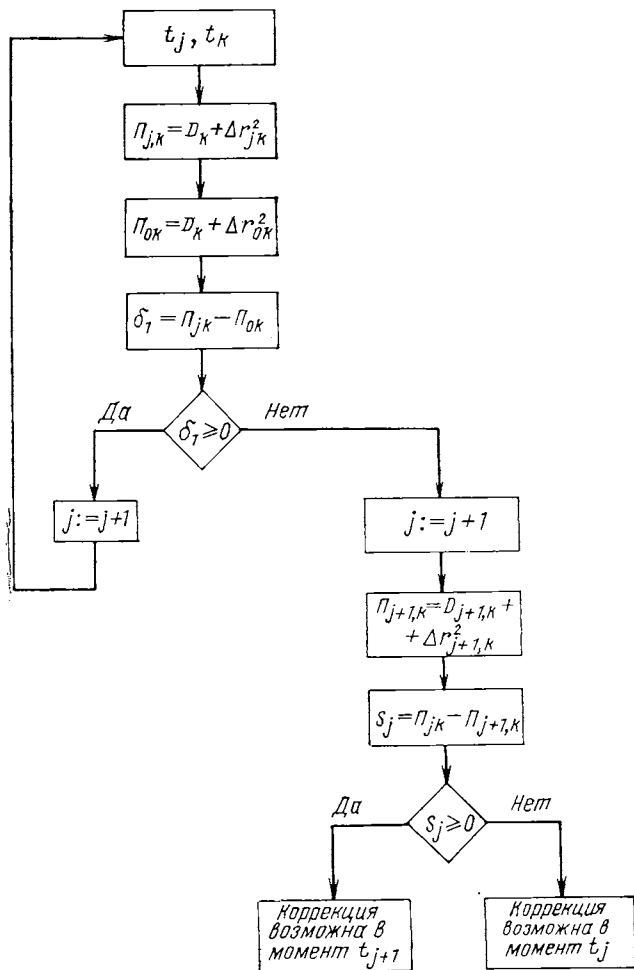


Рис. 3. 17. Блок-схема алгоритма выбора схемы коррекции

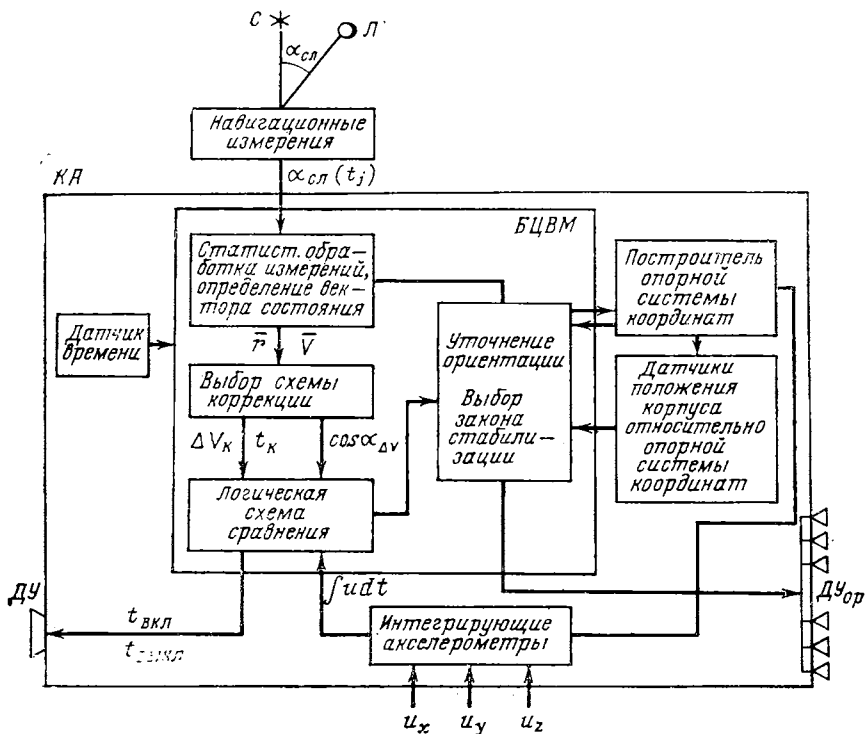


Рис. 3. 18. Функциональная схема коррекции траектории движения КА с включением в контур управления БЦВМ:
 ДУ — двигательная установка для управления движением центра масс КА; ДУ_{ор} — двигательная установка для ориентации КА в пространстве

где Δr_{jk} — оценка промаха в точке t_k после выполнения коррекций только в момент t_j и t_k .

2. Вычисляют показатель качества, соответствующий одной полной коррекции только в момент времени t_k :

$$\Pi_{0k} = N_e [D_{kk} + \Delta r_{0k}^2], \quad (3.74)$$

где Δr_{0k} — оценка промаха непосредственно после исполнения только одной коррекции в момент t_k .

3. Если выполняется соотношение $\Pi_{jk} - \Pi_{0k} \geq 0$, то в момент времени t_j осуществляется переход к следующему моменту принятия решения t_{j+1} без коррекции.

Если же это неравенство не выполняется, то переходят к пункту 4.

4. Вычисляют показатель качества, соответствующий полным коррекциям только в момент времени t_{j+1} и t_k , т. е.

$$\Pi_{j+1,k} = N_e [D_{j+1,k} + \Delta r_{j+1,k}^2]. \quad (3.75)$$

5. Составляют функцию переключения

$$S_j = \Pi_{j,k} - \Pi_{j+1,k}. \quad (3.76)$$

Если величина S_j положительна, то возможна коррекция в точке t_{j+1} .

Если же $S_j \leq 0$, то коррекция возможна в момент t_j .

6. В следующий момент принятия решения процесс повторяется, но уже с новой оценкой в точке t_k , полученной на основе действий, совершенных в момент t_j , и данных измерений, проведенных в интервале времени $[t_j, t_{j+1}]$.

На рис. 3.17 приведена блок-схема алгоритма многоимпульсной коррекции, а на рис. 3.18 — функциональная схема коррекции траектории КА.

Определение корректирующих импульсов при одно- и двухимпульсных схемах требует расчета частных производных и тригонометрических функций. Для хранения промежуточных результатов и массивов определителей соотношений (3.61) необходимы значительные объемы ЗУ. Диапазон изменения рассчитываемых величин достаточно широк. Текущие параметры КА обычно характеризуются большими величинами, а аргументы тригонометрических функций и рассчитываемые приращения скорости — величинами на несколько порядков меньшими.

Выбор схемы многоимпульсной коррекции предъявляет к БЦВМ повышенные требования как по быстродействию, так и по объему ЗУ. В указанном варианте выбор схемы коррекции представляет собой задачу динамического программирования. Реализация такой задачи требует многократных повторений решения задачи с учетом поступления новой информации и хранения большого количества промежуточных данных для дальнейшего их анализа в выборе схемы коррекции.

3.4. СБЛИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Управление сближением необходимо как при полетах в околоземном космосе, так и при межпланетных полетах. Необходимость сближения космических аппаратов может быть вызвана:

- проведением спасательных работ в космосе;
- созданием исследовательских орбитальных станций и поддержанием их функционирования;
- ремонтом и заменой спутников;
- обеспечением межпланетных полетов.

По мере освоения космического пространства появляются все новые задачи, решение которых требует сближения космических аппаратов.

В настоящее время имеется значительное число работ, в которых изложены методы управления на участке сближения космических аппаратов. Однако осветим характерные методы сближения, которые могут быть реализованы в бортовой ЦВМ.

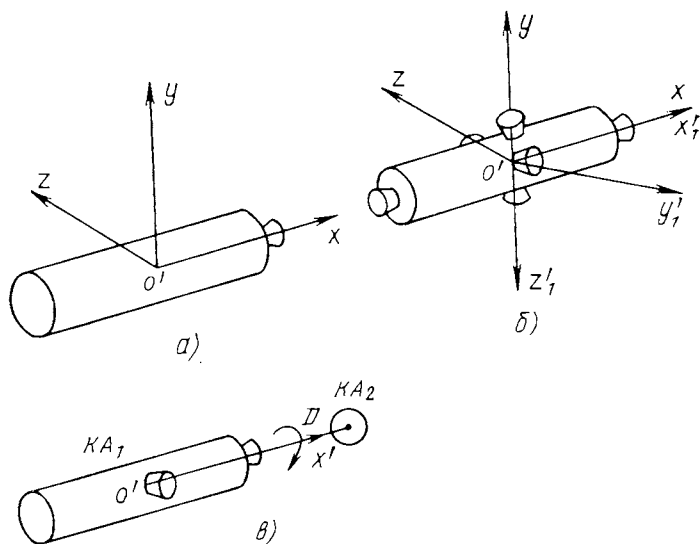


Рис. 3. 19. Схемы формирования управляющих ускорений

Можно отметить два основных способа создания управляющих ускорений: декартовый и полярный [4, 6]. Полярное управление предполагает произвольную ориентацию продольной оси КА. При этом управляющие двигатели создают силу тяги вдоль продольной оси (рис. 3. 19, а). Управление вектором тяги осуществляется поворотом всего КА в требуемом направлении. Декартовое управление предполагает фиксированную ориентацию всех трех связанных осей КА, а двигатели создают силы тяги вдоль этих осей (см. рис. 3. 19, б).

Полярное управление более выгодно в энергетическом отношении, чем декартовое [4, 9]. Однако полярное управление обладает целым рядом недостатков, основным из которых является необходимость разворота корпуса КА для изменения ориентации тяги, что влечет к временным задержкам в системе управления.

Применяют также промежуточные между полярным и декартовым способы управления вектором тяги. Так, при схеме расположения двигательной установки, приведенной на рис. 3. 19, в, используют лучевую систему координат. Продольная ось в этом случае непрерывно ориентируется вдоль лучевой оси $o'x'$, а направление двух связанных осей $o'y'$ и $o'z'$ фиксируется относительно инерциального пространства и оси $o'x'$.

Известные методы наведения на участке сближения можно разделить на две группы [4, 24]:

- методы, использующие уравнения орбитального движения;
- методы, основанные на измерениях параметров относи-

тельного движения, без учета характеристик орбитального движения.

Для каждой из групп в свою очередь может применяться управление с обратной связью и без обратной связи. При управлении с обратной связью на всем интервале сближения осуществляется уточнение параметров относительного сближения и формирование соответствующих управляющих воздействий. При управлении без обратной связи управление осуществляется в начальный и конечный моменты.

Рассмотрим характерные примеры реализации указанных методов.

Методы, использующие орбитальные уравнения движения

Двухимпульсный метод предусматривает расчет составляющих скорости в точке t_0 , при которых КА, двигаясь с выключенными двигателями, в расчетный момент времени t будет находиться в точке встречи. Приращения вектора скорости находятся так же, как в задаче двухимпульсной коррекции траектории движения КА в системе координат $o'xyz$, начало которой совпадает с центром масс КА, с которым осуществляется встреча, и который перемещается в пространстве с орбитальной угловой скоростью ω . Приращения скорости вычисляются из соотношений (3.66) и (3.67). В отмеченном случае расход топлива будет минимальный по сравнению с другими методами, однако отсутствие управлений между первым и вторым импульсами может привести к большому промаху КА относительно точки встречи из-за неточности отработки импульсов скорости, методических ошибок, погрешности измерений.

Отклонения могут быть уменьшены введением промежуточных включений двигательной установки или переходом к непрерывному управлению. Наиболее удобным в этом случае является способ «затухающего сближения» [24]. Этот способ позволяет существенно уменьшить величину импульса скорости в конце сближения и компенсировать ошибки, накапливаемые от измерений и отработки импульсов скорости. При этом временной интервал между последующими включениями должен быть не меньше промежутка времени, необходимого для накопления информации об относительном движении космических аппаратов. Общий же временной интервал встречи удлиняется. Требуемые значения составляющих приращений скорости определяются выражениями (3.66). Однако решение задачи осуществляется каждый раз не для временного интервала

$$\Delta t_j = t_{1j} - t_{0j},$$

а для интервала

$$\Delta t_j^* = t_{1j} - k_3 t_{0j}, \quad (3.77)$$

где k_3 — коэффициент затухания лежит в интервале $0 < k_3 < 1$.

Значение k_3 подбирают эмпирически, однако БЦВМ позволяет упорядочить этот процесс и построить схему сближения, соответствующую минимальным энергетическим затратам. Зависимость затрат суммарной характеристической скорости $\sum_j \Delta V_j$

от коэффициента затухания k_3 можно аппроксимировать, например, параболой по предварительно выбранным значениям k_3

$$\sum_j \Delta V_j = F_{\text{нар}}(k_3), \quad (3.78)$$

которая имеет один экстремум в точке

$$k_3^* = (k_3)_{\text{экстр}}. \quad (3.79)$$

При этом возможны случаи, когда:

— экстремальное значение соответствует минимальному значению k_3 (рис. 3.20, а). Здесь следует брать $k_3 = k_3^*$;

— экстремальное значение соответствует максимальному значению k_3 (см. рис. 3.20, б). Тогда следует брать значение k_3 , соответствующее значению функции k_{30} . Приведенный метод прост при реализации на бортовой ЦВМ. Задача встречи решается аналитически и обеспечивается высокая точность при реализации встречи.

Рассмотрим возможную реализацию схемы встречи по методу «затухающего сближения» с применением БЦВМ (рис. 3.21). На борту активного КА имеется устройство построения опорной системы координат $o'xyz$, оси которой направлены соответственно по местной вертикали КА, по перпендикуляру к ней в плоскости орбиты в сторону движения КА1 и по перпендикуляру к плоскости орбиты. Радиолокатор КА1 осуществляет слежение за КА2, с которым осуществляется встреча по относительной дальности и угловым координатам. При помощи датчиков определяются углы $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ между равносигнальной осью радиолокатора и осями базовой системы координат. Из-за малости (по сравнению с радиусом орбиты) расстояния между космическими аппаратами направления осей $o'x, o'y, o'z$ незначительно отличаются от направлений соответствующих осей орбитальной системы координат (рис. 3.22). Координаты КА в орбитальной системе координат могут быть записаны в виде

$$x \simeq D \cos \varepsilon_1, \quad y \simeq D \cos \varepsilon_2, \quad z \simeq D \cos \varepsilon_3. \quad (3.80)$$

По найденным координатам x, y, z и времени, оставшемуся до встречи, БЦВМ выбирает схему встречи (коэффициент затухания, моменты времени включения маршевого двигателя, значения приращений скорости ΔV_j для выбранных моментов и ориентации приращений ΔV_j в пространстве). Назначение блока

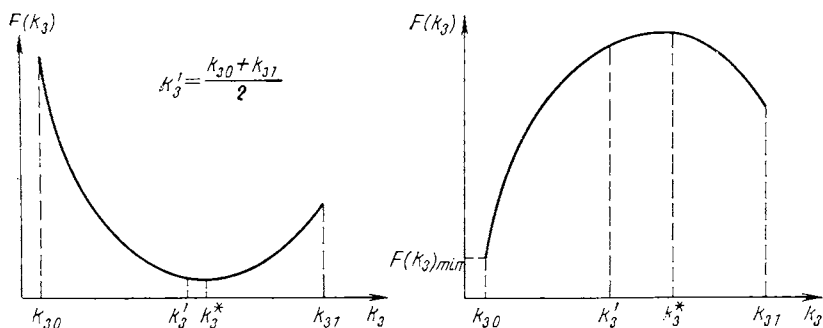


Рис. 3. 20. К выбору коэффициента затухания

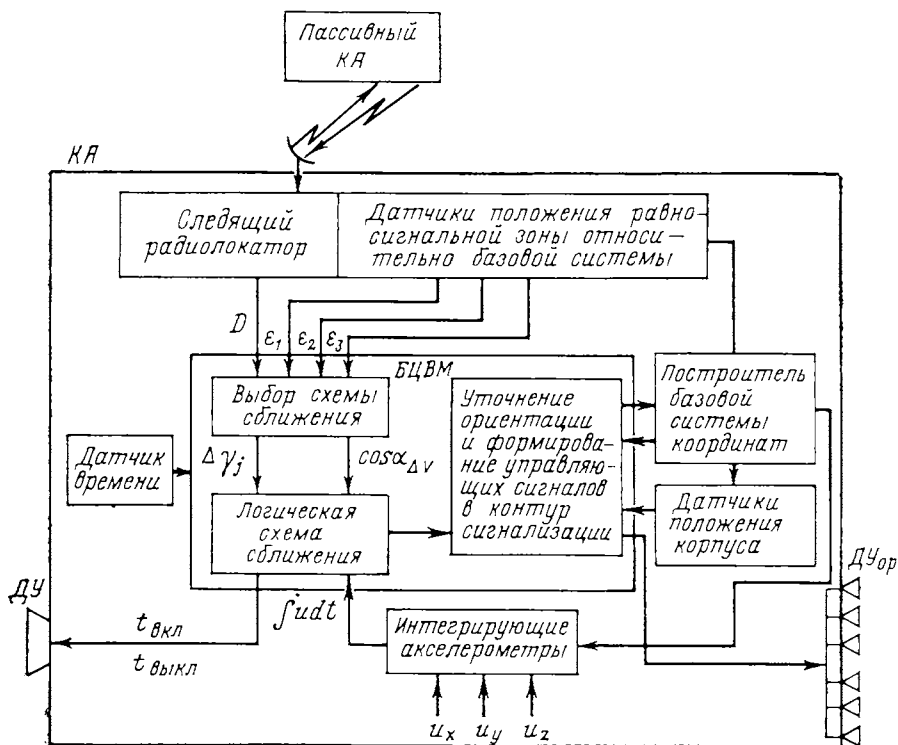


Рис. 3. 21. Функциональная схема сближения космических аппаратов по методу «затухающего сближения» с включением в контур управления БЦВМ

выбора схемы встречи состоит в расчете потребных приращений скорости и их ориентации. Логический блок сравнивает рассчитанные значения ΔV_j с пороговым значением, при котором подается команда на включение двигательной установки (при $\Delta V_j > \Delta V_{\text{пор}}$ — включено). Кроме того, в этом же блоке сравниваются рассчитанные значения ΔV_j с фактическими приращениями интеграла вектора кажущегося ускорения $\int u dt$, на основании чего выдаются команды на выключение двигательной установки (при $\int u dt = \Delta V_j$).

Определение управляющих импульсов ΔV_j предполагает расчет соотношений (3.65), (3.66). Изменение величин, входящих в эти соотношения, лежит в сравнительно небольшом диапазоне. Математическое обеспечение должно предусматривать возможность расчета тригонометрических функций. Временные ограничения на выбор схемы встречи и ее реализацию достаточно жесткие, так как при отработке ΔV_j -го импульса вновь уточняются параметры движения и на их основании рассчитывается последующий импульс скорости.

Методы, основанные на измерениях параметров относительного движения

При измерениях параметров относительного движения для решения задачи встречи, как правило, применяют различные модификации метода параллельного сближения [9, 20, 10]. Метод параллельного сближения основан на измерении угловой скорости линии визирования и поддержании ее значения, близким к нулю. Управление скоростью сближения осуществляется реализацией одного или нескольких импульсов скорости. Управление в этом случае реализуется по двум каналам: по каналу нормальной скорости и по каналу продольной скорости.

В первом случае команды на включение двигательной установки вырабатываются в тот момент, когда угловая скорость линии визирования превысит заданное значение. Импульсы ско-

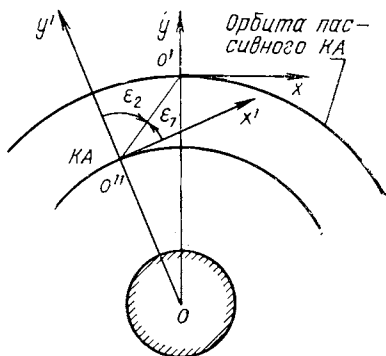


Рис. 3.22. Схема плоского сближения космических аппаратов

рости в этом случае нормальны к линии визирования. Во втором случае поправки траектории вдоль линии визирования осуществляются при помощи дискретных коррекций. Величины поправок определяются на основании данных об относительной дальности D , скорости сближения $\dot{D}$ и угловой скорости линии визирования $\omega_{л.в}$.

Нормальные поправки

Нормальные поправки могут осуществляться одним двигателем, ось сопла которого проходит через центр масс КА, а нужная ориентация достигается поворотом аппарата вокруг продольной оси (см. рис. 3.19, в). Величина нормальной поправки определяется как произведение значений угловой скорости линии визирования $\omega_{л.в}$ и относительной дальности. С точки зрения минимизации времени сближения выгодна лишь одна продольная коррекция скорости вблизи конечной точки. Однако такая программа невозможна, т. е. контуры управления связаны зависимостью между продольной и нормальной скоростями. Поэтому целесообразно предусмотреть серию продольных поправок. Управление продольной скоростью позволяет поддерживать определенную минимальную величину временного интервала между нормальными коррекциями. При этом регулируемым параметром служит время до встречи $\tau_{в}$, определяемое по начальным условиям для каждой коррекции в предположении, что последующие коррекции отсутствуют. Команда на включение двигателя канала продольной скорости основывается на данных о дальности и скорости сближения.

Уравнения движения, применяемые для анализа, имеют вид (2.32). В общем случае закон изменения угловой скорости линии визирования при отсутствии тяги можно записать как

$$\frac{\omega_{л.в}}{\omega_{л.в0}} = \frac{1}{(D/D_0)^2}, \quad (3.81)$$

где индекс «0» определяет начальные значения. При управлении нормальной скоростью КА движется приблизительно вдоль линии визирования, так что

$$D \simeq D_0 + \dot{D}t, \quad \dot{D} < 0. \quad (3.82)$$

Откуда

$$\frac{\omega_{л.в}}{\omega_{л.в0}} \simeq \frac{1}{\left(1 - \frac{t}{\tau_{в}}\right)^2} = \frac{1}{(1 - \tau)^2}, \quad (3.83)$$

где $\tau = \frac{t}{\tau_{в}}$ — безразмерное время.

Полагая $u_D = 0$ в уравнениях (2.32) в период приложения нормальной тяги и учитывая (3.82), будем иметь

$$\dot{\omega}_{л.в} + \left(\frac{2\dot{D}}{D_1 + \dot{D}t} \right) \omega_{л.в} = \frac{u_n}{D_1 + \dot{D}t}, \quad (3.84)$$

где $\dot{D}_1$ — дальность, соответствующая началу нормальной коррекции.

Если $\ddot{D} \simeq 0$, уравнение (3.85) может быть решено относительно $\omega_{л.в}$ как линейное дифференциальное уравнение

$$\omega_{л.в} = \frac{1}{(D_1 + \dot{D}t)^2} \left[u_n t \left(D_1 + \frac{\dot{D}}{2} t \right) + D_1^2 \omega_{л.в1} \right], \quad (3.85)$$

где $\omega_{л.в1}$ — угловая скорость линии визирования, соответствующая дальности D_1 .

Время, необходимое для компенсации начальной нормальной скорости, равно

$$t_n = \frac{D_1 \omega_{л.в1}}{(-u_n)},$$

где u_n — отрицательно.

Учитывая, что $|\dot{D} \omega_{л.в}| \ll |u_n|$, из уравнения (3.85) может быть найдена остаточная угловая скорость линии визирования в конце отработки первого импульса коррекции (в силу того, что нормальная поправка осуществляется не мгновенно)

$$\omega_{л.в2} \simeq \frac{\dot{D}}{2u_n} \omega_{л.в1}^2. \quad (3.86)$$

Из уравнений (3.83), (3.86) получаем

$$\frac{\omega_{л.в}}{(\dot{D}/2u_n) \omega_{л.в}^2} = \frac{1}{(1-\tau)^2}. \quad (3.87)$$

Отсюда, полагая $\omega_{л.в} = \omega_{л.в1}$ и $\tau = \tau_n$ (безразмерный период нулевой нормальной тяги), найдем

$$\tau_n = 1 - \sqrt{(\dot{D}/2u_n) \omega_{л.в1}}; \quad (3.88)$$

$$t_n = \tau_n \tau_v,$$

где τ_v определяется в начальный момент включения нормальной тяги.

Из уравнения (3.88) может быть найдено значение D , необходимое для поддержания заданного промежутка времени между нормальными коррекциями, поскольку τ_n можно считать постоянным.

Поправки траектории вдоль линии визирования

Система управления скоростью сближения представляет собой релейную систему, которая поддерживает значение τ_v в определенных пределах. Закон изменения τ_v в период действия продольной тяги определяют выражением

$$\tau_b = \frac{D}{-\dot{D}} = \frac{D_0 + \dot{D}_0 t + (u_D/2) t^2}{-(\dot{D}_0 + u_D t)} \quad (3.89)$$

и

$$\frac{d\tau_b}{dt} = u_D \frac{D_0 + \dot{D}_0 t + (u_D/2) t^2}{(\dot{D}_0 + u_D t)^2} - 1. \quad (3.90)$$

Если $D_0 \geq (-\dot{D}_0)^2/u_D$, то из уравнения (3.90) следует, что начальное значение $\frac{d\tau_b}{dt}$ положительно. Если выбран нижний предел для τ_b , равный $(\tau_b)_{\min}$, то момент начала продольной коррекции выбирается из условия

$$D \leq (\tau_b)_{\min} (-\dot{D}) \leq \tau_n (-\dot{D}). \quad (3.91)$$

Требуется определить также начальный момент коррекции, если начальное значение $d\tau_b/dt$ отрицательно, т. е. $D < (-\dot{D})^2/u_D$. Полагая в уравнении (3.90) $d\tau_b/dt = 0$, определим из полученного уравнения и уравнения (3.89) в общем виде минимальное значение τ_b . Приравнявая это выражение заданному значению $(\tau_b)_{\min}$, получим

$$\tau_{\min} = \frac{2D_0 - (\dot{D}_0^2/u_D)}{\sqrt{2u_D D_0 - \dot{D}_0^2}}, \quad (3.92)$$

откуда окончательно

$$D_0 = \frac{\dot{D}_0^2}{2u_D} + \frac{u_D}{2} \tau_{\min}^2. \quad (3.93)$$

Для принятых выше исходных условий момент окончания продольных коррекций определяют из условия $\tau \geq 50$ с. Процесс управления представлен на рис. 3.23. Откуда нетрудно определить число продольных поправок и общее время самонаведения при любом начальном относительном расстоянии между космическими аппаратами.

Реализация на БЦВМ рассмотренных методов не представляет большой сложности. Расчеты проводятся в реальном масштабе времени по мере поступления информации об относительном движении.

При выборе схемы встречи зачастую требуется провести качественный анализ участка сближения. Однако размерность исследуемого пространства движения остается большой, что предъявляет к БЦВМ повышенные требования по быстродействию, объему ЗУ и другим параметрам. Поэтому предварительный анализ схемы сближения может быть выполнен с использованием методов теории подобия [15, 7]. Основную роль в теории подобия и размерности играет так называемая «л-теорема», которая устанавливает связь между функцией, выраженной через размерные параметры, и функцией в безразмерной форме. Фор-

мулируется эта теорема следующим образом: связь между $n+1$ размерными параметрами $q_0, q_1, \dots, q_n$ вида

$$f_0(q_0, q_1, \dots, q_n) = 0,$$

независимую от выбора системы единиц измерений, можно заметить соотношением между $n+1 - \lambda$ параметрами $\pi_0, \pi_1, \dots, \pi_{n-\lambda}$, представляющими собой безразмерные комбинации из $n+1$ размерных параметров, где λ — число размерных параметров с независимыми размерностями. Представление исследуемых функций в безразмерной форме дает целый ряд преимуществ. Во-первых, использование соответствующим образом выбранных безразмерных параметров дает возможность сопоставлять и обобщать результаты исследований. Во-вторых, применение безразмерных параметров уменьшает число независимых переменных, что упрощает решение исследуемых задач на БЦВМ.

Рассмотрим возможность применения «π-теоремы» для исследования относительного движения космических аппаратов на участке сближения. Исследование в этом случае может быть сведено к анализу функции вида [9, 17]:

$$\epsilon_y = f_0(D, V, \eta_y, u, t) \quad (3.94)$$

или

$$f_0(\epsilon_y, D, V, \eta_y, u, t), \quad (3.95)$$

где ϵ_y — угол ориентации вектора тяги относительно линии визирования;

Рис. 3. 23. τ-коридор

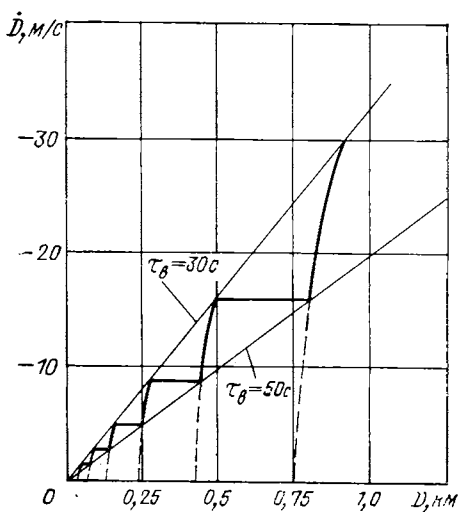
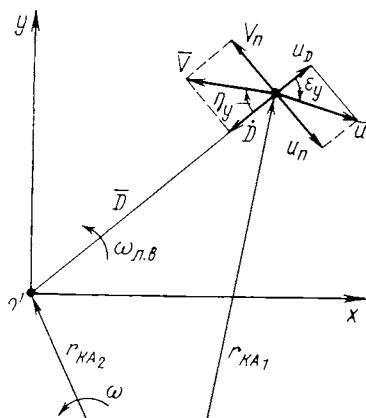


Рис. 3. 24. Параметры относительного движения



η_y — угол между векторами относительной скорости и дальности (рис. 3.24).

Переменные, входящие в зависимость (3.95), имеют следующие размерности:

$$\begin{aligned} [\varepsilon_y] &= [\text{град}], [D] = [M], [V] = [M/c], \\ [\eta_y] &= [\text{град}], [u] = [M/c^2], t = [c]. \end{aligned}$$

В данном случае лишь три переменные имеют независимые размерности, поэтому зависимость (3.95) между шестью размерными параметрами можно записать соотношением между тремя безразмерными величинами. Две безразмерные переменные (ε_y и η_y) можно получить, если записать размерность этих переменных в радианах. Третья безразмерная величина может быть сформулирована с использованием метода интегральных аналогов [3], который применяется, когда известны дифференциальные уравнения, описывающие исследуемый процесс.

Таким образом, размерность рассматриваемой системы понижена на три, т. е. в уравнении (3.94) пять размерных переменных приведены к двум безразмерным — k_y и η_y :

$$\left. \begin{aligned} \eta_y &= \arctg \frac{D\omega_{\text{л.в}}}{\dot{D}}; \\ k_y &= \frac{\dot{D}^2 + (D\omega_{\text{л.в}})^2}{2uD} \end{aligned} \right\} \quad (3.96)$$

Зависимость между η_y и k_y может быть представлена в виде [9]:

$$\frac{dk_y}{d\eta_y} = k_y \frac{k_y \cos \eta_y + \cos(\varepsilon_y - \eta_y)}{k_y \sin \eta_y + 0,5 u \sin(\varepsilon_y - \eta_y)}. \quad (3.97)$$

Из уравнения (3.97) видно, что через любую точку плоскости параметров $k_y - \eta_y$, за исключением конечного числа особых точек, проходит единственная траектория $k_y = f_6(\eta_y)$, если угол ε_y является функцией этих параметров.

Рассмотрим возможные варианты управления для двухимпульсной программы управления.

Первый активный участок

На первом активном участке управления целесообразно осуществлять по закону $\varepsilon_y = \alpha = \text{const}$. В качестве вспомогательного закона управления может быть использован закон пропорционального сближения $\varepsilon_y = \lambda_y k_y \sin 2\eta_y$, где λ_y — коэффициент усиления системы.

Второй активный участок

Управление на втором активном участке осуществляется разворотом вектора ускорения с определенной угловой скоростью

$\omega_p = \text{const}$ и предварительно выставленным начальным углом ориентации вектора тяги относительно направления линии визирования $(\epsilon_y)_0$.

Вся плоскость параметров $k_y - \eta_y$ может быть условно разделена на соответствующие области условий, при которых справедлив тот или иной закон управления. На рис. 3.25 приведена плоскость параметров $k_y - \eta_y$. Области a, b определяют первый активный участок с возможными законами управления $\epsilon_y = \lambda_y k_y \sin 2\eta_y$ и $\epsilon_y = \text{const}$. Область c определяет участок пассивного полета с выключенными двигателями. $F_y \pm \delta/2$ — зона вторых активных участков. Величина F_y определяется соотношением

$$F_y = \sin \left[2\zeta_y \frac{\sqrt{1 - k_y^2} - k_y \operatorname{tg} \eta_y}{k_y (\operatorname{tg}^2 \eta_y + 1)} - \eta_y \frac{\sqrt{1 - k_y^2} - k_y \operatorname{tg} \eta_y}{k_y (\operatorname{tg}^2 \eta_y + 1)} (\operatorname{tg} \eta_y \sqrt{1 - k_y^2} + k_y) k_y \right]. \quad (3.98)$$

Значение δ выбирается из предварительного анализа точности решения задачи. Величина ζ_y принимается постоянной.

Рассмотрим возможную реализацию схемы управления КА при помощи безразмерных параметров.

При помощи параметров $D, \dot{D}, \omega_{п.в}$ и составляющих вектора ускорения в системе параметров $k_y - \eta_y$ определяется начальное фазовое состояние (k_{y0}, η_{y0}) . На рис. 3.25 начальное положение изображающей точки (k_{y0}, η_{y0}) соответствует выполнению условий области a , в которой система управления отрабатывает закон управления $\epsilon_y = \lambda_y k_y \sin 2\eta_y$. Изображающая точка перемещается по траектории $t_0 t_1$. Перейдя уровень l_b , точка попадает в область b , в которой система управления должна отработать закон управления $\epsilon = \text{const}$ (траектория $t_1 t_2$). При отработке этого закона изображающая точка перемещается по траектории $t_1 t_2$ до момента входа ее в область c (область пассивных участков). Таким образом, первый активный участок характеризуется движением изображающей точки по траектории $t_0 t_1 t_2$. Вторые активные участки определяются условием

$$|F_y| < \delta/2. \quad (3.99)$$

При выполнении условия прихода изображающей точки в область вторых активных участков (3.99) осуществляется расчет начального угла ориентации вектора тяги и угловой скорости вращения этого вектора, обеспечивающих условия встречи ($V=0, D=0$). Последний пример является частным программным методом (без обратной связи) управления, использующим параметры относительного движения.

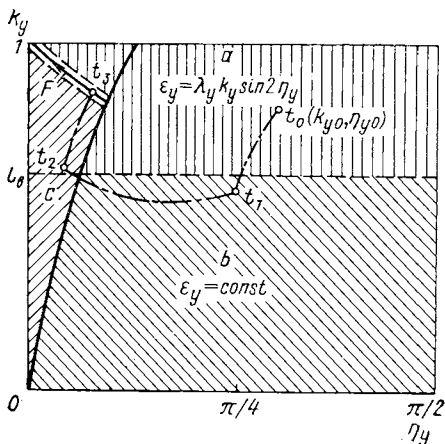


Рис. 3.25. Движение изображающей точки в области параметров $k_y - \eta_y$

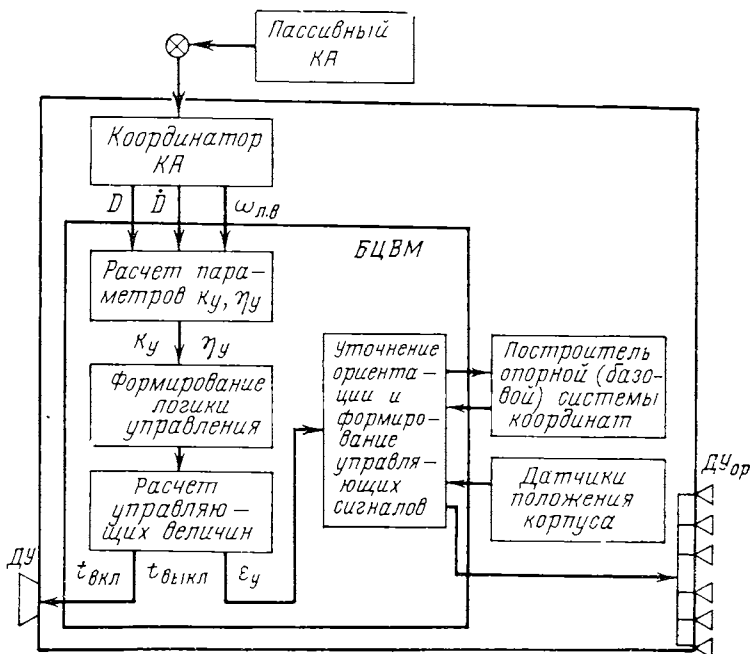


Рис. 3.26. Функциональная схема сближения космических аппаратов с применением безразмерных параметров и включением в контур управления БЦВМ:

ДУ — двигательная установка для управления движением центра масс КА; ДУ_{ор} — двигательная установка для ориентации КА в пространстве

Функциональная схема управления сближением с применением БЦВМ приведена на рис. 3.26. Процесс управления осуществляется следующим образом. Измеренные параметры относительного движения D , $\dot{D}$, $\omega_{п.в}$ и составляющие вектора управляющего ускорения поступают на БЦВМ. Согласно приведенной выше схеме анализа определяется закон управления в фиксированные моменты времени, который и обрабатывается двигателем. Изменяемые параметры относительного движения измеряются координатором и периодически поступают на БЦВМ. В БЦВМ в фиксированные моменты времени проводится анализ схемы сближения и уточнение закона управления. Расчеты проводятся по формулам (3.96), (3.98), (3.99). Расчеты могут проводиться в реальном масштабе времени с прерыванием для поступления уточненной информации об относительном движении сближающихся космических аппаратов.

Приведенный вариант реализации схемы сближения при помощи БЦВМ не исключает проведения, как выше отмечалось, качественного анализа особенностей участка сближения. В этом случае информация об относительном движении и управляющем ускорении используется в БЦВМ для предварительного выбора возможной схемы сближения. Расчеты для данного случая проводятся не в реальном масштабе времени и параметры управления могут уточняться в полете по мере поступления реальной информации об относительном движении космических аппаратов.

Анализ соотношений (3.96) — (3.99) позволяет сделать выводы о том, что при организации программного обеспечения БЦВМ необходимо предусмотреть возможность расчета тригонометрических функций.

3.5. ОРИЕНТАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Для выполнения целевых задач на борту беспилотных и пилотируемых космических аппаратов их построительные оси должны быть определенным образом ориентированы в пространстве. Угловое положение КА определяется в базовой системе координат, ориентация осей которой в пространстве заранее известна. При ориентации КА определяют отклонения связанных с аппаратом осей относительно осей базовой системы координат и придают космическому аппарату желаемое положение относительно базовой системы координат.

Базовые системы координат воспроизводятся при помощи измерительных приборов. Центр отсчета таких систем совпадают с центром масс КА, а направление осей устанавливается параллельно осям связанной с корпусом аппарата системы координат. Во второй главе отмечалось, что положение координат связанной системы $o'x_1y_1z_1$ относительно базовой системы $o'x_5y_5z_5$ определяется тремя углами Эйлера γ , θ , ψ — углами крена, тангажа и рыскания. Особенности определения ориента-

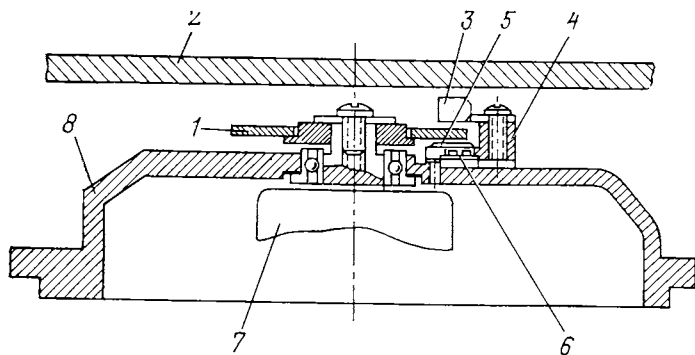


Рис. 3. 27. Конструктивная схема цифрового датчика угла:

1 — кодировый диск; 2 — корпус платформы; 3 — источник света; 4 — кронштейн; 5 — шелевая кодировая маска; 6 — датчики (два кольцевых ряда); 7 — наружная рама подвеса гироскопа; 8 — корпус гироскопа

ции КА с применением БЦВМ следует рассмотреть для наиболее распространенных схем реализации.

Ориентация КА при помощи гиросустройств

Необходимая для управления угловым положением КА информация может быть получена от гироскопических датчиков углов (двухстепенных или трехстепенных) и двухстепенных гироскопических датчиков угловых скоростей. Подробное описание таких устройств и их особенностей изложено в работах [1, 5, 18]. Возможность применения БЦВМ для определения положения связанной системы координат относительно базовой предъявляет новые конструктивные требования к моментным датчикам углов. В обычных аналоговых системах ориентации часто применяются потенциометрические датчики.

В последнее время находят применение гироблоки с цифровым выходом [8]. На рис. 3.27 приведена конструктивная схема оптического цифрового датчика гироскопа. Оптический датчик имеет инкрементный кодировый диск 1, укрепленный на оси рамки подвеса гироскопа. Кронштейн 4 датчика угла, установленного на внешней общей раме подвеса, жестко связан с последней. На кронштейне размещен источник света 3 (сверху над диском 1) и кремниевые датчики (снизу под диском). Кроме непосредственной выдачи исходной информации в двоичном коде, эти датчики обладают хорошими точностными данными, что достигается устранением трущихся элементов конструкции.

На рис. 3.28 приведен кодировый диск цифрового инерциального устройства отсчета [8]. Он имеет две кольцевые дорожки A_n и B_n . Каждая дорожка состоит из 1024 прорезей, отстоящих на равном угловом расстоянии друг от друга. Дорожки смещены по фазе на $1/4$ цикла таким образом, что если один из датчи-

ков 6 на кронштейне 4 (см. рис. 3.27) полностью открыт для входящего светового потока, то другой полностью закрыт. При повороте диска на $1/4$ цикла это состояние изменяется на противоположное.

Угловое положение рамок определяется оптическими датчиками инкрементным методом, а именно подачей на счетчик импульсов положительных и отрицательных приращений. Соотношение фаз между двумя выходными сигналами оптического датчика определяется направлением поворота рамок. Если поворот рамки совершается по часовой стрелке, то выходной сигнал A_K датчика будет опережать по фазе на 90° выходной сигнал B_K . Если рамка будет поворачиваться против часовой стрелки, то соотношение фаз будет обратным. Сигналы с оптических датчиков проходят затем через схему формирования прямоугольных импульсов, пригодных для БЦВМ. Сигнал фотозлемента A_K служит для подачи информации о приращении угла на счетчик, а выходной сигнал B_K обеспечивает направление отсчета.

Ориентация КА с использованием датчиков горизонта

Широкое применение в управлении КА находят системы ориентации, основанные на построении местной вертикали.

Рассмотрим вначале структурную схему аналоговой системы ориентации с (инфракрасной) ИК-вертикалью для КА, движущегося в околоземном пространстве. На рис. 3.29 приведена схема построения базовой системы координат для КА, управляемого по угловому положению в системе «местная вертикаль — плоскость орбиты» таким образом, что ось рыскания $z_б$ направлена к центру Земли, ось крена $x_б$ лежит в плоскости орбиты и направлена по вектору скорости, а ось тангажа $y_б$ составляет с осями крена и рыскания правую прямоугольную систему координат.

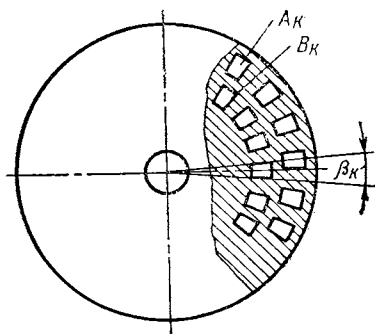


Рис. 3.28. Инкрементный преобразователь угол — код с двумя дорожками

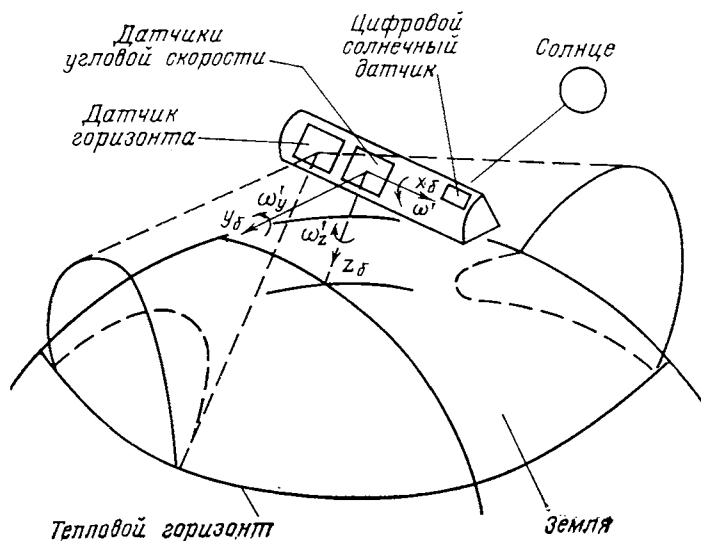


Рис. 3. 29. Схема построения базовой системы координат с помощью инфракрасного и солнечного датчиков

Ориентация связанной системы координат относительно системы координат «местная вертикаль — плоскость орбиты» задается правой системой эйлеровых углов поворота γ , ϑ , ψ относительно осей x_δ , y_δ , z_δ соответственно и может быть выражена следующей зависимостью:

$$\begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} = \mathbf{a} \begin{pmatrix} x_\delta \\ y_\delta \\ z_\delta \end{pmatrix}, \quad (3.100)$$

где элементы матрицы $\mathbf{a}$ имеют вид

$$\left. \begin{aligned} a_{11} &= \cos \vartheta \cos \psi; \\ a_{12} &= \sin \vartheta \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi; \\ a_{13} &= -\sin \vartheta \cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi; \\ a_{21} &= -\cos \vartheta \sin \psi; \\ a_{22} &= -\sin \vartheta \sin \gamma \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi; \\ a_{23} &= \sin \vartheta \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi; \\ a_{31} &= \sin \vartheta; \\ a_{32} &= -\cos \vartheta \sin \gamma; \\ a_{33} &= \cos \vartheta \cos \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (3.101)$$

Проекции угловой скорости на связанные оси, измеряемые датчиками угловой скорости, определяются через скорости изменения эйлеровых углов зависимостью

$$\begin{pmatrix} \dot{\omega}_x' \\ \dot{\omega}_y' \\ \dot{\omega}_z' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\cos \vartheta \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ \sin \vartheta & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\vartheta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} + \mathbf{a} \begin{pmatrix} 0 \\ -\omega \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (3.102)$$

где ω — орбитальная угловая скорость КА.

При малых углах выражение (3.100) можно записать как

$$\begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \psi & -\vartheta \\ -\psi & 1 & \gamma \\ \vartheta & -\gamma & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_6 \\ y_6 \\ z_6 \end{pmatrix}, \quad (3.103)$$

а выражение (3.102)

$$\left. \begin{aligned} \dot{\omega}_x' &= \dot{\gamma} - \omega\psi; \\ \dot{\omega}_y' &= \dot{\vartheta} - \omega; \\ \dot{\omega}_z' &= \dot{\psi} + \omega\gamma. \end{aligned} \right\} \quad (3.104)$$

На рис. 3.30 приведена функциональная схема аналоговой системы ориентации. Особенностью этой системы является то, что угол рыскания непосредственно не измеряется. Углы тангажа и крена определяются при помощи сканирующего датчика горизонта, показания которого не зависят от угла рыскания. Единственным источником информации об угле рыскания является датчик угловой скорости крена. Кроме того, из выражения (3.104) и рис. 3.30 следует, что показания датчика угловой скорости крена содержат член $(-\omega\psi)$, который может быть выделен, если известна орбитальная угловая скорость. Такой метод определения угла рыскания носит название гирокомпасного [8].

Из схемы видно, что датчик угловой скорости крена используется для косвенного измерения угла рыскания. Уходы этого датчика сильно влияют на величину угла рыскания, в связи с чем точность определения последнего хуже, чем точность определения углов тангажа и крена. Повышение точности аналоговой гирокомпасной системы может быть достигнуто усложнением методов обработки показаний датчиков горизонта и угловой скорости при помощи БЦВМ.

Текущий вектор углового положения КА можно представить в виде

$$\bar{x}_t = \bar{x}_t(\gamma, \vartheta, \psi, \omega_\gamma, \omega_\vartheta, \omega_\psi, \dot{\gamma}_t, \dot{\vartheta}_t, \dot{\psi}_t, \ddot{\gamma}_t, \ddot{\vartheta}_t, \ddot{\psi}_t), \quad (3.105)$$

где γ, ϑ, ψ — углы крена, тангажа и рыскания;

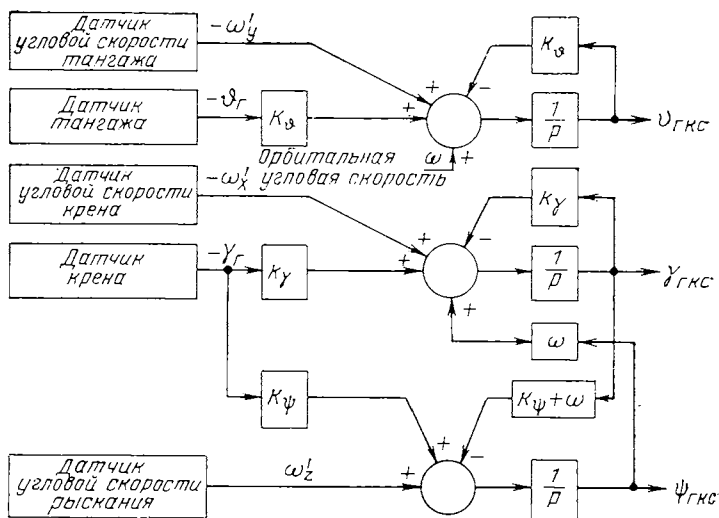


Рис. 3. 30. Функциональная схема аналоговой гироскопической системы ориентации:

K_ϕ, K_γ, K_ψ — масштабные коэффициенты; $\frac{1}{p}$ — оператор интегрирования;
 ω — орбитальная скорость вращения КА

$\omega_\gamma, \omega_\phi, \omega_\psi$ — уходы датчиков угловой скорости крена, тангажа и рыскания;

γ_T, ϕ_T — показания датчика горизонта;

$\gamma_A, \phi_A, \dot{\gamma}_A, \dot{\phi}_A$ — периодические помехи датчика горизонта по каналам крена, тангажа и скорости их изменения.

Обработка измерений осуществляется одним из способов, приведенных во второй главе (см. разд. 2.4), для обработки навигационных измерений.

Системы ориентации с солнечным датчиком

Значительное повышение точности ориентации КА может быть достигнуто при применении цифрового солнечного датчика [8], принцип действия которого ясен из рис. 3.31. На космическом аппарате устанавливают перпендикулярно один другому два солнечных датчика, которые позволяют определить угол между плоскостью входной щели датчика и направлением на Солнце. В каждом из датчиков луч проходит через входную оптическую систему и попадает на пластинку, прорези которой образуют двоичный код. За каждым рядом прорезей пластинки находится силиконовый фотоэлемент. Кодированный сигнал является простой тригонометрической функцией угла падения солнечного луча,

а поскольку солнечный датчик жестко установлен на борту, то и функцией углового положения КА. Зная положение Солнца в геоцентрической инерциальной системе координат и ориентацию системы «местная вертикаль — плоскость орбиты», можно вычислить направляющие косинусы единичного вектора, направленного на Солнце в указанной системе координат. Если величины, относящиеся к системе координат «местная вертикаль — плоскость орбиты», обозначить индексом «0», а величины, относящиеся к связанной системе, — индексом «В», то выражения для единичного вектора направления на Солнце в каждой из систем примут вид

$$\left. \begin{aligned} S_0 &= (S_{0x}, S_{0y}, S_{0z}) \\ S_B &= (S_{Bx}, S_{By}, S_{Bz}) \end{aligned} \right\} \quad (3.106)$$

Если отклонение одной системы координат от другой мало, то имеет место равенство

$$S_B = (a) S_0, \quad (3.107)$$

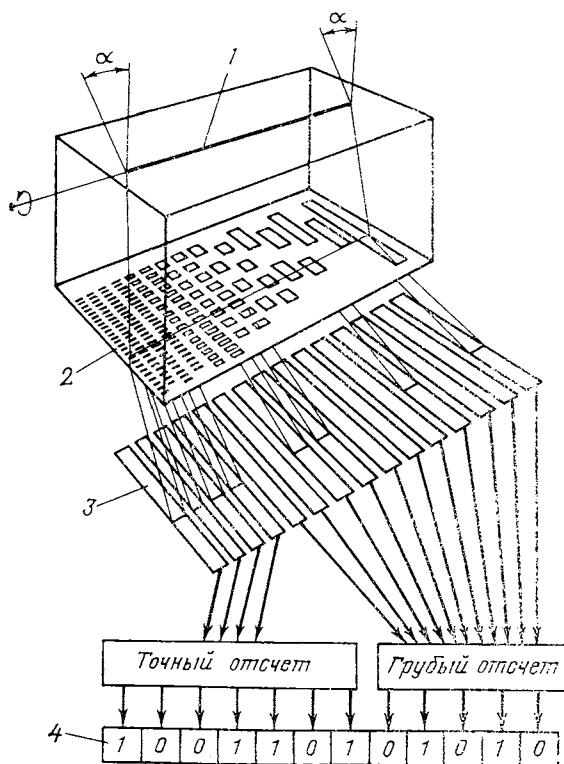


Рис. 3.31. Цифровой солнечный датчик ориентации:
1 — входная щель; 2 — кодовая пластинка; 3 — фотозлементы;
4 — выходной регистр

где матрица (а) определяется элементами системы уравнений (3.101).

Согласно уравнениям (3.106), (3.107) вектор измерения солнечного датчика может быть представлен как

$$\bar{S} = S_B - S_0 = \begin{pmatrix} 0 & -S_{0z} & S_{0y} \\ S_{0z} & 0 & -S_{0x} \\ -S_{0y} & S_{0x} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \gamma \\ \vartheta \\ \psi \end{pmatrix}. \quad (3.108)$$

Так как кососимметричная матрица направляющих косинусов в уравнении (3.108) является особой (ее определитель равен нулю), то уравнение (3.108) не может быть решено относительно углов γ , ϑ , ψ . Физически это означает, что солнечный датчик определяет лишь направление на Солнце, но не позволяет определить угол поворота КА относительно этого направления. Из уравнения (3.108) может быть получена с высокой точностью линейная комбинация углов γ , ϑ , ψ , что позволит уточнить угловое положение КА.

В цифровой системе отсчета показания солнечного датчика используются наравне с показаниями датчиков горизонта и угловой скорости.

Вектор состояния цифровой системы ориентации с солнечным датчиком имеет вид

$$\bar{S}_0 = \bar{S}_0(\gamma, \vartheta, \psi, \gamma_B, \vartheta_B, \omega_\gamma, \omega_\vartheta, \omega_\psi, \gamma_T, \vartheta_T, \gamma_A, \dot{\gamma}_A, \dot{\vartheta}_A, \dot{\psi}_A), \quad (3.109)$$

где γ_B , ϑ_B — составляющие вектора S_0 , наблюдаются при помощи солнечного датчика.

Остальные составляющие соотношения (3.109) описаны при пояснении зависимости (3.105).

Вектор измерений связан с переменными состояния соотношением (3.105). Например, при учете измерений только от датчика горизонта и солнечного датчика вектор измерений углового положения КА

$$\bar{E} = \bar{E}(\gamma_T, \vartheta_T, S_x, S_y, S_z), \quad (3.110)$$

где γ_T , ϑ_T — показания датчика горизонта;

S_x , S_y , S_z — разности между направляющими косинусами осей x' , y' , z' , измеренными солнечным датчиком в связанной системе координат и предварительно рассчитанными в орбитальной системе отсчета на основе информации об эфемеридах КА.

Матрица H в данном случае имеет вид

$$H_n = \left(\begin{array}{ccc|ccc|ccc} 1 & 0 & 0 & 10 & 000 & 10 & 10 & 00 \\ 0 & 1 & 0 & 01 & 000 & 01 & 00 & 10 \\ \hline 0 & -S_{0z} & S_{0y} & & & & & \\ S_{0z} & 0 & -S_{0x} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 2} \\ -S_{0y} & S_{0x} & 0 & & & & & \end{array} \right), \quad (3.111)$$

а ковариационная матрица вектора h_n помех считается заданной.

Для вычисления элементов матрицы H_S для текущего момента времени t_k необходимо определить косинусы вектора направления на Солнце в орбитальной системе координат. Из рис. 3.32 следует

$$\left. \begin{aligned} S_{0x} &= \cos \eta_3 \cos i \cos \beta_3 - \sin \eta_3 \cos \beta_3; \\ S_{0y} &= -\sin i \sin \beta_3; \\ S_{0z} &= -\sin \eta_3 \cos i \sin \beta_3 - \cos \eta_3 \cos \beta_3. \end{aligned} \right\} \quad (3.112)$$

Углы η_3 и β_3 отсчитываются от плоскости эклиптики, а не от экваториальной плоскости.

В цифровой системе отсчета показания солнечного датчика используются наравне с показаниями датчика горизонта. Для повышения роли показаний солнечного датчика целесообразно обрабатывать отдельно показания от солнечного датчика и затем сравнивать их с данными, полученными от датчика горизонта

Рис. 3.32. К определению ориентации Солнца в орбитальной системе координат

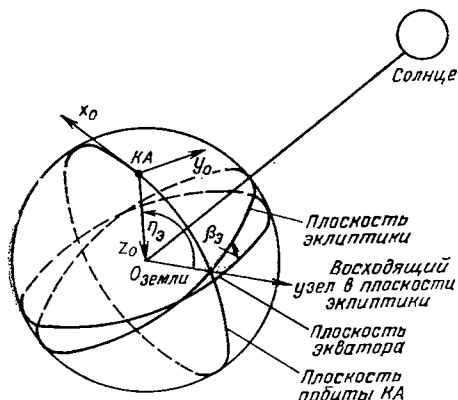
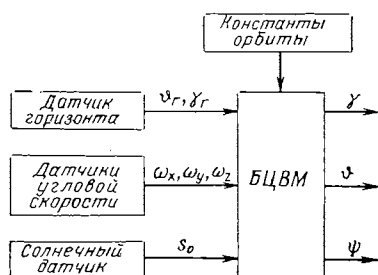


Рис. 3.33. Структурная схема цифровой системы определения углов



и датчиков угловых скоростей. Структурная схема цифровой системы определения углов приведена на рис. 3.33.

Анализ приведенных методов ориентации при помощи систем, включающих БЦВМ, показывает следующее:

— математическое обеспечение БЦВМ должно предусматривать возможность действий с матрицами (их умножение, транспонирование, обращение) и тригонометрическими функциями;

— хранение элементов матриц предъявляет к ЗУ повышенные требования.

Задачи определения текущей ориентации КА решаются в реальном масштабе времени.

Таблица 3.1

Система	Средняя квадратическая ошибка, рад (град)		
	ось крена	ось тангажа	ось рыскания
Обычная аналоговая гирокомпасная	0,00174 (0,10)	0,00437 (0,25)	0,00384 (0,22)
Цифровая без солнечного датчика	0,00157 (0,09)	0,00419 (0,24)	0,021 (0,12)
Цифровая с солнечным датчиком	0,000523 (0,03)	0,00035 (0,02)	0,000523 (0,03)

Таблица 3.2

Ошибки датчика горизонта

Источник	Величина, рад (град)
Смещение датчика относительно осей тангажа и крена	0,000872 (0,05)
Случайные помехи по осям тангажа и крена	0,00174 (0,1)
Атмосферные помехи орбитальной частоты по осям тангажа и крена (максимальная амплитуда)	0,000523 (0,03)
Упругие тепловые деформации конструкции по осям (максимальная амплитуда):	
тангажа	0,00437 (0,25)
крена	0,0 (0,0)
рыскания	0,000698 (0,04)

В табл. 3.1 приведены сравнительные данные по точности определения углов γ , ϑ , ψ при исходных ошибках системы ориентации (табл. 3.2—3.4). Расчетные данные получены для случая движения КА по околоземной орбите с высотой перигея и апогея соответственно 140 и 370 км, наклонения — $\pi/2$ рад (-90°), аргумента перигея орбиты — 0 рад (0°), начальной истинной аномалии — 1,393 рад (-80°) и угла наклонения на Солнце в геоцентрической системе координат — 0,196 рад (-10°) [8].

Таблица 3.3

Основные ошибки при ориентации на Солнце

Источник	Величина
Смещение солнечного датчика (по всем осям)	0,000174 рад (0,01°)
Случайные помехи	0,000174 рад (0,01°)
Ошибки эфемериды:	
в направлении полета	1500 м
перпендикулярно направлению полета	150 м
ошибка высоты	150 м

Таблица 3.4

Ошибки датчика угловой скорости

Источник	Величина
Смещение датчика (по всем осям)	0,000872 рад (0,05°)
Случайные помехи	0,00872 рад/ч (0,5 град/ч)
Уходы нуля (по всем осям)	0,00872 рад/ч (0,5 град/ч)
Максимальная амплитуда упругих тепловых деформаций конструкции по осям	
тангажа	0,00437 рад (0,25°)
крена	0,0 рад (0,0°)
рыскания	0,000698 рад (0,04°)

Астроориентация КА

В последние годы широкое распространение получает ориентация КА, основанная на измерениях опорных светил (звезд). При этом осуществляется автоматическая обработка данных при помощи БЦВМ. Источником информации (измерений) может служить, например, автоматическое оптико-электронное устройство ориентации, состоящее из объектива, оптического модулятора, фотоэлектронного умножителя и электронного преобразующего блока [11]. При решении задачи ориентации при помощи БЦВМ по данным трехосного оптико-электронного устройства наибольшую сложность представляет распознавание звездного узора при выборе опорных звезд. В общем случае звезды можно распознать по трем характеристикам: по их относительному положению на небесной сфере, по их яркости и наблюдаемому цвету свечения.

Наиболее простой из них — первый (по распознаванию звездного узора). При этом возникает противоречие при построении системы ориентации: чем меньше опорных звезд, тем больше требования к оптической системе, одновременно меньше требования к памяти БЦВМ, хранящей в ЗУ угловые расстояния между выбранными для ориентации опорными светилами.

На рис. 3.34 показана зависимость между возможным единичными ошибками в измерении углового расстояния и числом

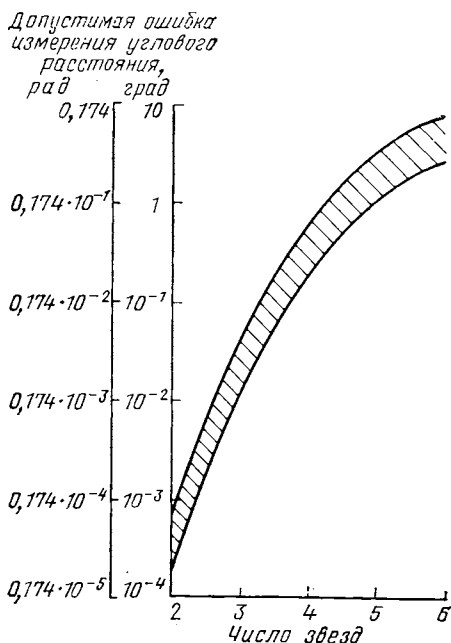


Рис. 3.34. График зависимости допустимой ошибки измерения углового расстояния звезд от числа звезд, участвующих в процессе распознавания

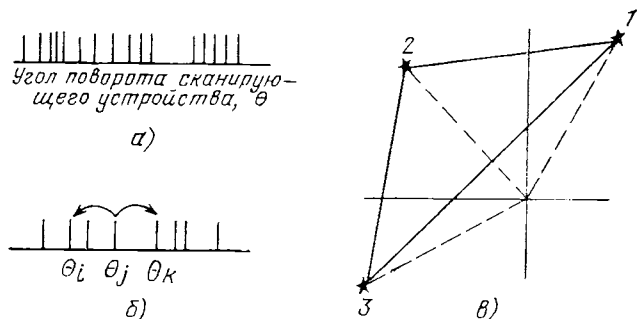


Рис. 3.35. Операции распознавания опорных звезд:
θ — угол поворота сканирующего устройства

звезд, угловое расстояние между которыми измеряется [11]. Величина допустимой единичной ошибки возрастает пропорционально числу звезд, участвующих в процессе распознавания звездного узора. Выделенная область соответствует испытаниям оптической системы с углом зрения 0,802 рад (46°) и вероятности неоднозначного распознавания рисунка звезд, равной 0,99.

Алгоритм, позволяющий оценить ориентацию КА по опорным светилам, для каждого конкретного случая будет отличаться особенностями исходной информации. Однако имеются общие операции, на которых следует остановиться. Это относится в первую очередь к распознаванию опорных светил, операций наиболее трудоемких для БЦВМ. Последовательность операций в данном случае следующая.

1. Накопление данных угловых измерений. В запоминающее устройство БЦВМ вводится информация, состоящая из импульсов, соответствующих моментам появления звезд, а также фоновым шумам (рис. 3.35, а).

2. Селекция при помощи сравнивающего алгоритма. При сканировании небосвода оптико-электронным устройством в момент попадания в приемное устройство излучения звезд генерируются импульсы, разделенные двумя равными интервалами Δ_{ij} и Δ_{jk} (см. рис. 3.35, б). Затем БЦВМ ведет поиск по каталогу угловых измерений, отбирая такие результаты, которые обладают свойствами $\Delta_{ij} = \Delta_{jk} + \varepsilon'_0$, где $\varepsilon'_0 \ll \Delta_{ij}, \Delta_{jk}$.

В тех случаях, когда это условие выполнено, машина запоминает три соответствующих угла. Установлено, что этим методом можно идентифицировать девять импульсов от трех звезд среди тридцати сопутствующих помех.

3. Определение положения цели. Для каждого набора из трех углов БЦВМ определяет номерные координаты звезды — цели.

4. Вычисление угловых расстояний между звездами. Машина рассчитывает и хранит в запоминающем устройстве расстояния

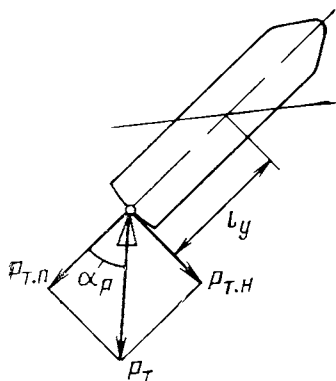


Рис. 3.36. К пропорциональному управлению:

P_T — тяга маршевого двигателя ракеты;
 $P_{T,||}$ — продольная составляющая тяги; $P_{T,⊥}$ —
 нормальная составляющая тяги; l_y — плечо
 управления

между всеми звездами — целями (см. рис. 3.35, в). Число таких расстояний выражается формулой $\frac{n_{ц}}{(n_{ц}-2)!2!}$, где $n_{ц}$ — число целей. Процесс обработки угловых измерений целесообразно начинать при $n_{ц} \geq 3$.

5. Согласование данных угловых измерений. Операция заключается в том, что БЦВМ находит в запоминающем устройстве информацию о тех звездах, угловые расстояния между которыми с точностью до $\pm \varepsilon'_0$ совпадают с угловыми расстояниями, полученными при операции 4.

6. Установление связей внутри звездных пар. Пусть $s_{з1}, s_{з2}, s_{з3}$ — номера трех обнаруженных звезд. Тогда номера пар образуют последовательность $s_{з1}, s_{з2}; s_{з1}, s_{з3}; s_{з2}, s_{з3}$. Эти данные сравнением с хранящейся в ЗУ БЦВМ информацией позволяют окончательно устранить неоднозначность в выборе опорных светил.

7. Ориентация КА. После идентификации (распознавания) опорных звезд по их координатам, хранящимся в ЗУ БЦВМ, определяется ориентация КА.

Задача ориентации решается обычно в реальном масштабе времени по мере накопления исходной информации.

3.6. СТАБИЛИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Стабилизация КА является одним из режимов ориентации и осуществляется тогда, когда в течение сравнительно длительного времени КА ориентируется в определенной базовой системе отсчета. Задача стабилизации состоит в поддержании заданной ориентации осей КА относительно базовой системы отсчета. Можно выделить в этом случае две задачи:

- стабилизация КА при работающей маршевой двигательной установке (на активных участках движения);
- стабилизация КА в свободном полете.

Рассмотрим в качестве примера первый случай.

Стабилизация КА при работающем двигателе заключается в поддержании ориентации вектора тяги (ускорения) КА в соответствии с выбранными законами наведения. Стабилизацию полета при работающем двигателе требуется выполнять в фазах активного полета, например при:

- выводе КА ракетой-носителем на промежуточную орбиту;
- включении ДУ для выхода на орбиту целевого назначения;
- коррекции траектории полета;
- торможении при спуске на планету.

Следует рассматривать два класса систем:

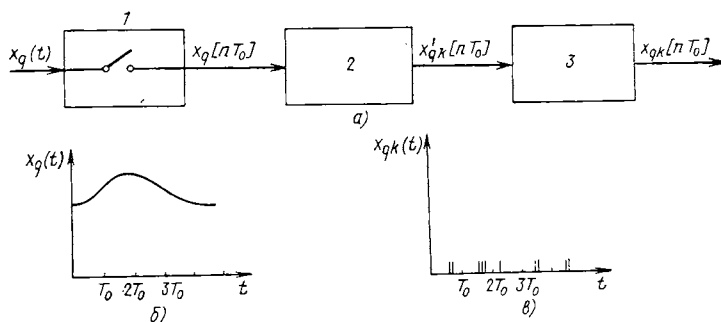
- пропорционального управления;
- релейного управления.

Первый класс систем применяется для стабилизации ракет или приборных отсеков ракет [11]. В этом случае предполагается, что маршевый двигатель на жидком топливе установлен в карданов подвес. Управляющие моменты для движения центра масс КА создаются ориентацией силы тяги таким образом, чтобы возникло плечо между этой силой и центром масс аппарата (рис. 3.36). На рис. 3.36 $P_{т.п}$ — составляющая тяги вдоль продольной оси КА; $P_{т.н}$ — составляющая тяги по нормали к продольной оси КА; l_y — плечо управления КА. При применении ракет на твердом топливе изменяют тягу по отношению к конструкционной оси двигателя, например, при помощи рулевых сопел или газовых рулей.

Задача стабилизации при пропорциональном управлении — удерживать вектор тяги в заданном направлении, либо отработать определенным образом выбранную ориентацию вектора тяги. В этом случае для аналоговых систем управления закон стабилизации формируют при помощи линейных устройств с передаточной функцией, записываемой с использованием p -преобразования в виде рациональной дроби

рис. 3.37. Структурная схема устройства ввода:

1 — импульсный элемент; 2 — устройство квантования по уровню; 3 — кодирующее устройство; $x_q(t)$ — аналоговая величина, поступающая на входное устройство; $x_q[nT_0]$ — величины после прохождения импульсного элемента; $x_{qh}[nT_0]$ — квантованная по времени и уровню величина



$$W_y(p) = \frac{a_0 + a_1 p + \dots + a_n p^n}{1 + b_1 p + \dots + b_m p^m}; \quad n < m. \quad (3.113)$$

Применение БЦВМ для реализации закона управления неизбежно приводит к специфическим условиям работы системы управления в целом. Это обусловлено тем, что непрерывные сигналы, поступающие с чувствительных элементов, необходимо квантовать по времени и уровню в устройстве ввода БЦВМ, а затем преобразовывать в вычислителе в соответствии с принятым законом управления. Управляющие дискретные сигналы передаются в выходное устройство БЦВМ для преобразования в непрерывную величину. Структурная схема устройства ввода (аналого-дискретного преобразователя) включает в себя следующие элементы (рис. 3.37, а):

— импульсный элемент, производящий квантование входной величины по времени;

— устройство квантования по уровню;

— кодирующее устройство.

Период дискретности T_0 (шаг квантования по времени) зависит от частотных характеристик системы (см. рис. 3.37, б, в). Для выбора величины T_0 можно воспользоваться теоремой Котельникова, согласно которой функция $\varphi(t)$, описывающая поведение динамической системы и содержащая максимальную частоту $f_{\max}$, полностью определяется последовательностью ее значений в точках, отстоящих по времени на $\frac{1}{2f_{\max}}$ с. Это означает, что для представления функции $\varphi(t)$ не нужно определять все ее значения, а достаточно иметь $n = 2f_{\max}$ ее значений за время, равное 1 с. С выхода импульсного элемента дискретный сигнал $x_q[nT_0]$ поступает на вход устройства квантования уровня.

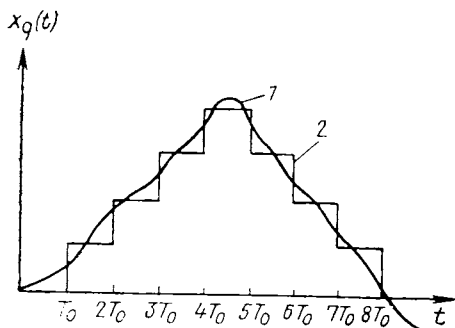


Рис. 3.38. Процесс квантования аналоговой величины:

1 — входная величина; 2 — выходная величина

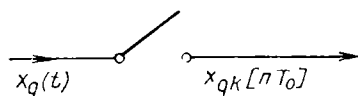


Рис. 3.39. Представление входного устройства импульсной цепью

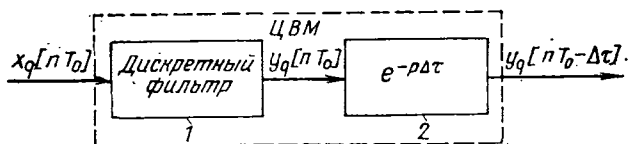


Рис. 3. 40. К учету запаздывания ЦВМ:

1 — реализуемый на ЦВМ дискретный фильтр; 2 — запаздывание ЦВМ

Входной сигнал $x_q(t)$ вызывает на выходе квантователя сигнал $x_{qh}[nT_0]$, принимающий только фиксированные значения, различающиеся на целое число шагов квантования k . Шаг квантования определяется числом разрядов преобразователя и равен цене единицы младшего разряда. Огибающая $x_{qh}(t)$ квантованного сигнала $x_{qh}[nT_0]$ будет иметь вид, приведенный на рис. 3. 38. Разность ординат 1 и 2 является ошибкой квантования $\Delta x_{qh}[nT_0]$, которая лежит в пределах от $-\frac{k}{2}$ до $+\frac{k}{2}$. Значе-

ние ошибки квантования определяется числом двоичных разрядов преобразователя и при разбиении преобразуемой величины на 2^{14} — 2^{18} элементарных квантов может не учитываться. При исследовании и формировании реальных систем эффектом квантования по уровню можно пренебречь и входное устройство рассматривается как импульсная цепь (рис. 3. 39), в которой сигнал квантуется только по времени.

Собственно БЦВМ преобразует поступающую на ее вход информацию в управляющие входные сигналы. Преобразование осуществляется в соответствии с заложенной в БЦВМ программой вычислений. Очевидно, что расчет управляющих функций ведется за некоторый временной интервал Δt , величина которого определяется объемом вычислений и быстродействием машины. Если считать, что запаздывание ЦВМ Δt (время с момента ввода данных до выдачи результатов), то структурную схему непосредственно ЦВМ можно представить в виде последовательно включенных дискретного фильтра и звена запаздывания (рис. 3. 40). Запаздывание Δt при исследовании системы может быть учтено изменением передаточной функции КА как объекта управления.

Для реализации в цифровой вычислительной машине уравнения управления должны быть преобразованы к форме, описывающей поведение системы в дискретные моменты времени $t_0=0, T_0, 2T_0$ и т. д. Широкий класс задач, решаемых при помощи БЦВМ, может быть описан разностным уравнением вида

$$\begin{aligned} y_q[nT_0] = & a_0 x_q[nT_0] + a_1 x_q[(n-1)T_0] + \dots + \\ & + a_l x_q[(n-l)T_0] - b_1 y_q[(n-1)T_0] - \dots - \\ & - b_m y_q[(n-m)T_0], \end{aligned} \quad (3.114)$$

где l — число запоминаемых значений величины, поступающей на вход БЦВМ;

m — число значений выходного сигнала БЦВМ.

Для представления алгоритма управления (3.113) для БЦВМ в виде дискретной передаточной функции применяется z -преобразование. z -преобразованием функции $y_q[nT_0]$ принято называть функцию комплексного аргумента z , определяемую выражением

$$Y_q(z) = \sum_{n=0}^{\infty} y_q[nT_0] z^{-n}. \quad (3.115)$$

Когда ряд в правой части соотношения (3.115) сходится, функция $y_q[nT_0]$ называется оригиналом, а функция $Y_q(z)$ — изображением функции $y_q[nT_0]$.

По аналогии с непрерывными системами передаточной функцией разомкнутой импульсной цепи называют величину $W(z)$, равную отношению z -преобразования выходной величины к z -преобразованию входной величины x_q , т. е.

$$Y_q(z) = W(z) X_q(z); \quad (3.116)$$

$$W(z) = z \{w(nT_0)\}, \quad X_q(z) = z \{x_q(nT_0)\}. \quad (3.117)$$

В уравнении (3.117) $w(nT_0)$ — реакция непрерывной части системы на последовательность мгновенных импульсов $x_q[nT_0]$ единичной интенсивности.

Дискретная передаточная функция $W(z)$ для непрерывной части системы находится следующим образом.

Для непрерывной части определяется функция веса $w(t)$, т. е. реакция непрерывной части на входную единичную импульсную функцию. После этого для найденной функции времени $w[nT_0]$ находится z -преобразование, которое и будет передаточной функцией $W(z)$.

Теперь уравнение (3.113) при помощи z -преобразования может быть представлено дискретной передаточной функцией

$$W(z) = \frac{Y_q(z)}{X_q(z)} = \frac{A_0 + A_1 z^{-1} + \dots + A_l z^{-l}}{1 + B_1 z^{-1} + \dots + B_m z^{-m}}. \quad (3.118)$$

Как и для непрерывных систем, необходимым условием устойчивости дискретных систем является затухание переходных процессов во времени, т. е. реакция системы должна стремиться к нулю

$$\lim_{n \rightarrow \infty} y_{qn}[nT_0] = 0. \quad (3.119)$$

Поведение переходной составляющей определяется корнями характеристического уравнения замкнутой системы. Корням по модулю, меньшим единицы, соответствуют затухающие переходные составляющие, а корням по модулю, большему единицы —

расходящиеся переходные составляющие. Условием устойчивости дискретной системы является нахождение полюсов передаточной функции замкнутой системы внутри окружности единичного радиуса. При этом корни характеристического уравнения системы

$$z^m + A_q z^{m-1} + B_q z^{m-2} + \dots = 0 \quad (3.120)$$

будут ограничены по модулю

$$|z_j| < 1. \quad (3.121)$$

Так, для характеристического уравнения второй степени

$$Z^2 + A_q z + B_q = 0 \quad (3.122)$$

получаются три условия устойчивости

$$\left. \begin{aligned} 1 - A_q + B_q &> 0; \\ 1 + A_q + B_q &> 0; \\ B_q &< 1. \end{aligned} \right\} \quad (3.123)$$

При возрастании степени характеристического уравнения исследование устойчивости усложняется. Поэтому часто применяют так называемое ω -преобразование при помощи подстановки

$$z = \frac{1 + \omega}{1 - \omega} \quad (3.124)$$

или

$$\omega = \frac{z - 1}{z + 1}. \quad (3.125)$$

Логарифмические частотные характеристики дискретных систем в данном случае строятся в функции псевдочастоты ν заменой $z = e^{j\omega f T_0}$ и тогда

$$\omega = \frac{e^{j\omega f T_0} - 1}{e^{j\omega f T_0} + 1} = j \operatorname{tg} \frac{\omega f T_0}{2} = j\nu, \quad (3.126)$$

где j — комплексная переменная;

$\nu = \operatorname{tg} \frac{\omega f T_0}{2}$ — относительная псевдочастота;

ω — круговая частота.

При помощи ω -преобразования окружность единичного радиуса отображается на мнимую ось комплексной плоскости комплексной переменной ω . Для передаточных функций с ω -преобразованием используются критерии устойчивости, справедливые для непрерывных систем, например критерий Найквиста — Михайлова.

Приведенные особенности формирования системы управления КА могут быть использованы для выбора управляющих законов системы стабилизации. Вид управляющей функции определяется конкретно для каждого объекта в зависимости от его динамических характеристик. В процессе движения КА задача стабилизации решается в реальном масштабе времени. Рассмотрим теперь возможность построения релейных систем управления КА с включенной в ее контур БЦВМ.

В системах стабилизации с релейным управлением двигателя работают в течение небольших промежутков времени, необходимых для устранения отклонений КА от заданного положения, что позволяет выбором величины тяги и моментов включения и выключения двигателей получить минимальный расход топлива. Система дифференциальных уравнений угловых движений КА (2.33) с управлением

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z &= M_{yx} + M_{\text{в}x}; \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_{yy} + M_{\text{в}y}; \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y &= M_{yz} + M_{\text{в}z}, \end{aligned} \quad (3.127)$$

где I_x, I_y, I_z — главные моменты инерции тела;
 M_{yx}, M_{yy}, M_{yz} — управляющие моменты относительно осей;
 $M_{\text{в}x}, M_{\text{в}y}, M_{\text{в}z}$ — возмущающие моменты относительно тех же осей.

Угловые колебания корпуса обычно имеют малую амплитуду $< 0,087$ рад ($< 5^\circ$) и низкую частоту. Поэтому в первом приближении можно принять

$$\ddot{\omega}_x = \dot{\gamma}, \quad \ddot{\omega}_y = \dot{\psi}, \quad \ddot{\omega}_z = \dot{\theta} \quad (3.128)$$

и, следовательно, представить уравнения (3.127) в записи

$$\left. \begin{aligned} I_x \ddot{\gamma} &= M_{yx} + M_{\text{в}x}; \\ I_y \ddot{\psi} &= M_{yy} + M_{\text{в}y}; \\ I_z \ddot{\theta} &= M_{yz} + M_{\text{в}z}. \end{aligned} \right\} \quad (3.129)$$

Структурная схема релейного управления КА по каналу крена с учетом его динамических характеристик, описываемых уравнениями (3.129) и включением в контур управления БЦВМ, приведена на рис. 3.41.

Исследование и формирование нелинейных дискретных систем можно проводить методами гармонической линеаризации, фазовых траекторий и др. [2]. Наиболее приемлемые результаты можно получить, применяя метод фазовой плоскости и экспери-

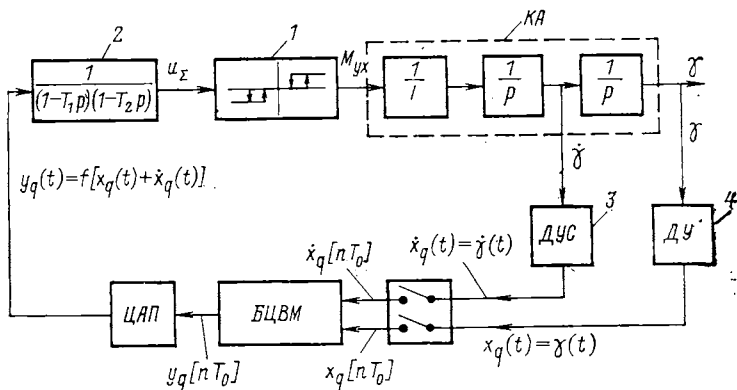


Рис. 3.41. Структурная схема релейного управления КА по каналу крена с включением в контур управления БЦВМ:

1 — релейный элемент (двигательная установка); 2 — привод двигательной установки; 3 — датчик угловой скорости; 4 — датчик угла; ЦАП — цифроаналоговый преобразователь

ментальных оценок. Особенности реализации нелинейной дискретной системы управления КА при помощи БЦВМ определяются конкретно выбранным законом управления.

Расчет управляющих сигналов в контуре стабилизации осуществляется в реальном масштабе времени.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическим летательным аппаратом. М., «Машиностроение», 1964, 402 с.
2. Барковский В. В., Захаров В. Н., Шаталов А. С., Методы синтеза систем управления. М., «Машиностроение», 1969, 327 с.
3. Веников В. А. Теория подобия и моделирования применительно к задачам электротехники. М., «Высшая школа», 1966, 487 с.
4. Гуткин Л. С., Борисов Ю. П. и др. Радиоуправление реактивными снарядами и космическими аппаратами. М., «Советское радио», 1968, 680 с.
5. Дрейпер Ч., Ригли У. и др. Навигация, наведение и стабилизация в космосе. (Пер. с англ.). М., «Машиностроение», 1970, 363 с.
6. Исаев В. К., Сонин В. В. Об одной модификации метода Ньютона численного решения краевых задач. — «Журнал Вычислительной математики и математической физики», 1963, т. 3, № 6, с. 1114—1116.
7. Клайн С. Дж. Подобие и приближенные методы. М., «Мир», 1968, 302 с.
8. Кэмпбелл, Коффи. Цифровая система отсчета углов. — «Вопросы ракетной техники», 1971, № 11, с. 63—88.
9. Лебедев А. А., Соколов В. Б. Встреча на орбите. М., «Машиностроение», 1969, 366 с.
10. Легостаев В. П., Раушенбах Б. В. Автоматическая сборка в космосе. — «Космические исследования», 1969, т. VII, вып. 6, с. 803—813.
11. Лиллистрэнд, Кэрролл, Ньюкомб. Оптико-электронная навигационная система. — «Электроника», 1966, № 6, с. 15—27.
12. Пономарев В. М. Теория управления движением космических аппаратов. М., «Наука», 1965, 455 с.
13. Роббинс. Аналитическое исследование импульсной аппроксимации. — «Ракетная техника и космонавтика», 1966, № 8, с. 134—143.

14. **Розоноэр Л. И.** Принцип максимума Понтрягина Л. С. в теории оптимальных систем. — «Автоматика и телемеханика», 1959, т. XX, № 10, с. 1320—1334, т. XX, № 11, с. 1441—1458.
15. **Седов Л. И.** Методы подобия и размерности в механике. М., «Наука», 1967, 386 с.
16. Справочник по космонавтике. Под ред. Н. Я. Кондратьева и В. В. Однцова. М., Воениздат, 1966, 325 с.
17. **Соколов В. Б.** Исследование некоторых задач сближения и мягкой посадки методом обобщенных параметров. — «Космические исследования», 1967, т. V, вып. 1, с. 45—57.
18. **Токарь Е. Н.** Возможные принципы ориентации космического аппарата относительно вращающейся системы координат. — «Космические исследования», 1966, т. IV, вып. 3, с. 356—366.
19. **Токмалаева С. С.** О расчете перелетов в поле одного притягивающего центра. — «Искусственные спутники Земли», 1963, вып. 16, с. 198—210.
20. Управление космическими летательными аппаратами. Под ред. Т. Леондеса. (Пер. с англ.). М., «Машиностроение», 1967, 324 с.
21. **Фарелл, Лиллистрэнд.** Навигационная система для космических летательных аппаратов. — «Электроника», 1966, № 6, с. 33—43.
22. **Хорнер.** Оптимальные импульсные переходы между компланарными орбитами. — «Ракетная техника», 1962, № 7, с. 101—112.
23. **Ци Чжонь-Хун.** Влияние конечного действия тяги на орбитальные маневры. — «Ракетная техника и космонавтика», 1963, № 1, с. 75—79.
24. **Шапиро.** Система наведения для выполнения встречи спутников, основанная на принципе затухающего перехвата. — «Ракетная техника», 1961, № 12, с. 80—93.
25. **Drenning Charles K., Stechman R. Carl.** Determination of tailoff impulse and tailoff repeatability for small rocket engines. AIAA Paper, 1970, No. 674, pp. 1—6.
26. **Edelbaum Theodore N.** How many impulses? Astronaut and Aeronaut., 1967, v. 5, No. 11, pp. 64—90.
27. **Gobet E. W., Doll J. R.** A survey of impulsive trajectories. AIAA Journal, 1969, v. 7, No. 5, pp. 801—834.

Полеты пилотируемых космических кораблей показали, что наряду с автоматическими системами управления человек может выполнять достаточно большой круг задач, связанных с управлением движением КК, контролем состояния аппаратуры и другими операциями. При управлении КК космонавту могут быть поручены те функции, которые он может выполнять не хуже, чем автомат, включающий БЦВМ. Если космонавт и БЦВМ выполняют операции одинаково успешно, следует привлекать дополнительные данные о характеристиках системы в целом, предполагая различную степень участия космонавта в ее функционировании. В табл. 4.1 приведены сравнительные данные качеств человека и машины [1].

При формировании системы управления КК возникает вопрос о выборе рациональной степени участия космонавта в управлении и поддержании функционирования корабля.

4.1. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ФУНКЦИЙ ПО УПРАВЛЕНИЮ МЕЖДУ ОПЕРАТОРОМ И ЭВМ

Общий подход при проектировании систем управления КК с участием человека и включением БЦВМ в контур управления и контроля за функционированием может быть осуществлен следующим образом.

Для обеспечения функционирования КК необходимо осуществить m^z операций, из них n_0 могут быть выполнены при помощи БЦВМ, l_k — только космонавтом и $m^z - (n_0 + l_k)$ одинаково успешно могут быть реализованы БЦВМ и космонавтом, но с различными затратами средств. Решение о распределении функций по управлению между экипажем и БЦВМ может быть принято только при помощи вычисления общих критериев оценки эффективности космического корабля. Такими критериями могут являться, например, надежность выполнения комплекса задач $P_{к.з.}$, решаемых на КК, или стоимость создания корабля и обеспечения его функционирования $Q_{кк.}$

Таблица 4.1

Человек		Машина	
Преимущества	Недостатки	Преимущества	Недостатки
Способен реагировать на не- ожиданные события Способен использовать вре- менные и пространственные представления, а следователь- но, организовывать обрывки информации во взаимосвязан- ное целое Знает различные способы выполнения операции. Может использовать другие средства, если откажут основные	Обладает ограниченной про- пускной способностью, т. е. ко- личество информации, обраба- тываемой за единицу времени, невелико Сравнительно быстро сни- жает свою работоспособность из-за утомляемости и расsey- вания внимания Вычислительные операции выполняет сравнительно мед- ленно и неточно	Имеет большую пропуск- ную способность Длительная работоспо- собность Вычисляет точно и бы- стро	Отличается большой слож- ностью программ Характеризуется нулевой или очень ограниченной способно- стью всесторонней оценки си- туации К альтернативным решениям почти не способна, может вый- ти из строя и не всегда может самостоятельно возобновлять работу

Если предполагать, что большинство операций будут выполняться экипажем, то следует ожидать больших затрат на подготовку экипажа и обеспечение его жизнедеятельности и работоспособности. Стоимость корабля получается очень большой. Аналогично можно рассуждать и в случае, когда большинство операций выполняются при помощи автоматической системы, в контур которой включена БЦВМ. В итоге можно получить характеристики, приведенные на рис. 4.1, 4.2, из которых следует, что нужно выбирать такие варианты W_a , которые требуют наименьшей стоимости их реализации при условии выполнения КК целевой задачи. Подобный подход может быть осуществлен и при оценке вероятности выполнения задачи. Эксперименты в условиях реальных космических полетов и теоретические предположки позволяют считать, что космонавты на борту космического корабля могут выполнять следующие функции:

- контроль за работой бортовой аппаратуры и оборудования;
- восстановление работоспособности бортовых систем заменой вышедших из строя элементов и простейшего ремонта;
- визуальное наблюдение и решение навигационных задач;
- управление движением КК вокруг центра масс (ориентация и стабилизация) и центром масс (маневр на орбите, ее коррекция, посадка, сближение и стыковка);
- монтаж и демонтаж отдельных элементов корабля, выполнение работ с выходом в космическое пространство;
- проведение экспериментов и их анализ.

Изучение перечисленных функций позволяет считать, что большинство из них может быть выполнено при помощи БЦВМ.

Рис. 4.1. Распределение операций между экипажем и БЦВМ

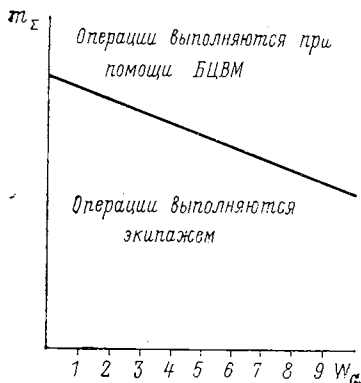
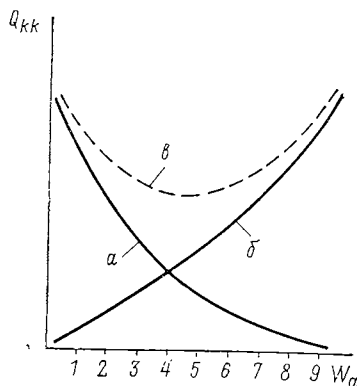


Рис. 4.2. Стоимость вариантов системы:

а — стоимость обеспечения жизнедеятельности экипажа; б — стоимость управления с БЦВМ; в — суммарная стоимость



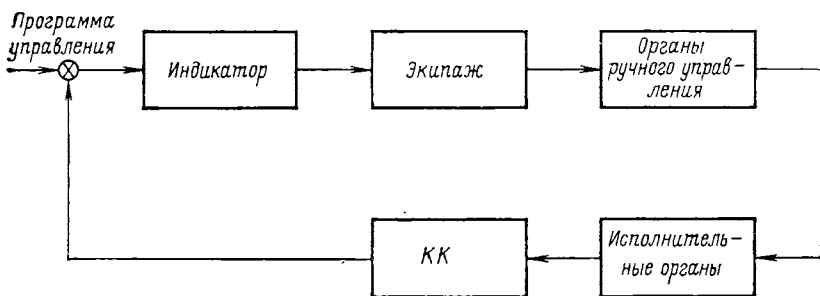


Рис. 4. 3. Схема ручного управления

Однако использование ручного управления, кроме повышения надежности в управлении КК, создает у космонавтов большую уверенность в благополучном исходе выполнения перечисленных выше операций. Примерная блок-схема ручного управления приведена на рис. 4. 3.

В работе [5] показано, что космонавт может адаптироваться к внезапным изменениям в полете. Вводились условия, при которых управляющий сигнал изменялся по амплитуде на два порядка и оператор легко справлялся при введении изменений не только по одному, но и по двум каналам. Оператор как звено системы управления КК может почти без искажений отрабатывать по амплитуде и с малым фазовым сдвигом сигналы с частотой до 2 Гц. Эксперименты, проведенные летчиками-космонавтами П. И. Беляевым и А. А. Леоновым на КК «Восход-2» показали, что фазо-частотные и амплитудно-частотные характеристики космонавта-оператора в полете существенных изменений по сравнению с наземными условиями не претерпевают (рис. 4. 4).

Обычно космонавт, включенный в контур управления КК, выполняет роль усилителя и его передаточная функция имеет вид

$$W(p) = k_k \frac{e^{-p\Delta\tau_3}}{T_3 p + 1}, \quad (4.1)$$

где $\Delta\tau_3 \sim 0,25$ с, $T_3 = 0,1 \div 0,3$ с; k_k — коэффициент усиления.

Вместе с тем, следует учитывать, что длительное пребывание в космосе снижает работоспособность космонавта. Поэтому наиболее рациональным является применение комбинированного управления, когда в контур ручного управления КК включена БЦВМ. Соответствующая структурная схема системы управления приведена на рис. 4. 5.

4.2. АВТОНОМНАЯ НАВИГАЦИЯ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ С УЧАСТИЕМ ЭКИПАЖА

Анализ пилотируемых полетов показал, что при определении параметров движения в условиях длительного космического

полета наиболее рационально следующее распределение функций между экипажем и БЦВМ [2, 3, 5]. Космонавт выполняет операции распознавания звездных узоров, выбора опорных звезд, планет или других ориентиров (линия горизонта планеты, характерные точки рельефа в условиях полета вблизи планеты), измеряет углы между опознанными ориентирами и вводит их в БЦВМ. Обработка астронавигационных измерений осуществляется в БЦВМ по одному из алгоритмов оптимальной фильтрации (см. гл. 2).

Например, на КК «Аполлон» при отсутствии информации от наземного измерительного комплекса предусматривается автономное определение параметров орбиты. При помощи секстанта космонавт измеряет угол между направлением на опорную звезду и на горизонт (Земли или Луны) или известный ориентир. Изображение звезды совмещается с линией горизонта, после чего космонавт нажимает кнопку и в бортовой вычислитель подается команда на запись измеренного угла. Последующая обработка серии измерений осуществляется на БЦВМ.

Однако возможны ситуации, когда решение навигационной задачи осуществляют вручную. Это необходимо при выходе из строя коммуникационных линий КК, а в длительных космических полетах для проверки результатов решения БЦВМ, а также в случае выхода ее из строя.

Для определения вручную параметров орбиты экипаж имеет на борту КК стадиометр или космический секстант. При помощи их он должен измерить не менее трех расстояний до планеты h_1, h_2, h_3 (рис. 4.6, а). Средний радиус планеты R_n предполагается известным.

Рис. 4.4. Частотные характеристики космонавта-оператора:

ω_n — частота входного сигнала; $A_n(\omega_n)$ — изменение амплитуды; $\varphi_n(\omega_n)$ — сдвиг по фазе; 1 — характеристики в полете; 2 — характеристики в условиях тренировки

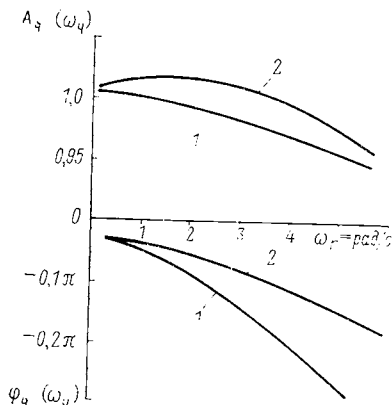
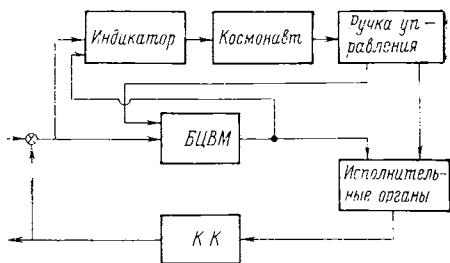


Рис. 4.5. Структурная схема комбинированной системы управления.



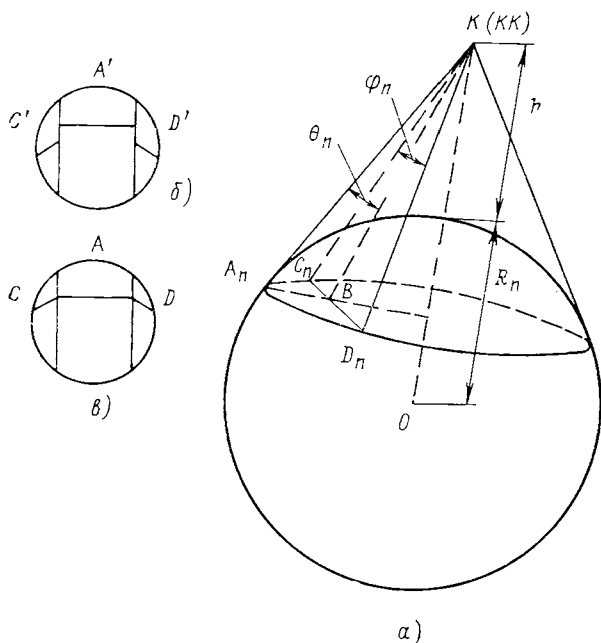


Рис. 4. 6. Геометрия применения стадиметра:

б — неправильная юстировка; в — правильная юстировка

Стадиметр можно использовать на сравнительно небольших расстояниях от планет (для земли на высоте до 4600 км, для Луны — до 1300 км). Для больших расстояний применяют космический секстант. Стадиметр измеряет кривизну замкнутой линии горизонта и преобразует ее в высоту местонахождения наблюдателя. В нсм используется расщепленное на три части поле изображения с центральной сканирующей призмой A' . Боковые поля C' и D' соответствуют точкам C_n и D_n видимой окружности горизонта планеты. Угол φ_n между линиями KC_n и KD_n является постоянным и известным. Центральная призма A' сканирует до тех пор, пока не будет достигнута необходимая юстировка (см. рис. 4.6, б, в). Затем линия KA пересекает окружность горизонта и значение угла θ_n считывается по показанию прибора. Когда известны углы θ_n и φ_n , а также радиус планеты R_n , то расстояние $h = r - R_n$ определяется из геометрических соотношений как функция угла θ_n . Определение параметров орбиты вручную на основании данных от стадиметра рассмотрим на примере [1].

Пусть величина $V = \dot{S}$ представляет среднюю скорость, подсчитанную по числу измерений не менее трех ($V_{кр}^2 = v/r$ — местная круговая скорость, r — расстояние от КА до центра

планеты в средней точке). Значение V можно определить из уравнения

$$V^2 = V_{\text{кр}}^2 + \dot{r}^2 + r\ddot{r}, \quad (4.2)$$

откуда следует, что прежде всего необходимо определить значения величин r , $\dot{r}$ и $\ddot{r}$. При наличии трех измерений можно считать, что $r=r_2$, $\dot{r}_2=\dot{r}$, $\ddot{r}_2=\ddot{r}$. Значения r_1 , r_2 , r_3 при помощи стадиометра находятся в моменты t_1 , t_2 , t_3 ($t_3 > t_2 > t_1$).

Тогда

$$\left. \begin{aligned} \Delta h_1 &= r_1 - r_2 = -\dot{r}(t_2 - t_1) + \frac{1}{2}\ddot{r}(t_2 - t_1)^2; \\ -\Delta h_2 &= r_3 - r_2 = \dot{r}(t_3 - t_2) + \frac{1}{2}\ddot{r}(t_3 - t_2)^2. \end{aligned} \right\} \quad (4.3)$$

Откуда

$$\dot{r} = -\frac{(t_3 - t_2)}{(t_2 - t_1)(t_3 - t_1)} \Delta h_1 - \frac{(t_2 - t_1)}{(t_3 - t_2)(t_3 - t_1)} \Delta h_2; \quad (4.4)$$

$$\ddot{r} = 2 \frac{\Delta h_1}{(t_2 - t_1)(t_3 - t_1)} - 2 \frac{\Delta h_2}{(t_3 - t_2)(t_3 - t_1)}. \quad (4.5)$$

Если временные интервалы одинаковы, то

$$t_2 - t_1 = \Delta t = t_3 - t_2, \text{ а } t_3 - t_1 = 2\Delta t.$$

Тогда

$$\left. \begin{aligned} \dot{r} &= -\frac{\Delta h_1 + \Delta h_2}{2\Delta t}; \\ \ddot{r} &= \frac{\Delta h_1 - \Delta h_2}{(\Delta t)^2}. \end{aligned} \right\} \quad (4.6)$$

Точность определения параметров $\dot{r}$ и $\ddot{r}$ может быть существенно повышена, если увеличить число измерений до пяти и сохранить пять членов при разложении в ряд величин r_1 , r_2 , r_4 , r_5 около среднего значения $r=r_3$. Но суммарное время расчетов в этом случае удваивается.

Знание величин V^2 и $V_{\text{кр}}$ позволяет провести дальнейший анализ параметров орбиты.

Если $V^2 > 2V_{\text{кр}}^2$, то орбита представляет собой гиперболу, а при $V^2 < 2V_{\text{кр}}^2$ — эллипс. Большую полуось a определяют следующим образом:

для эллипса

$$a = \frac{\mu}{2(\mu/r) - V^2}, \quad \frac{a}{r} = \frac{1}{2 - (V/V_{\text{кр}})^2}; \quad (4.7)$$

для гиперболы

$$\frac{a}{r} = \frac{1}{(V/V_{\text{кр}})^2 - 2}. \quad (4.8)$$

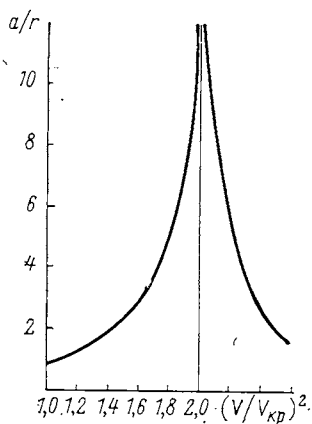


Рис. 4.7. Зависимость отношений a/r от величины $(V/V_{кр})^2$

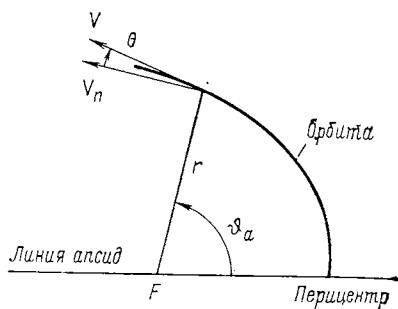


Рис. 4.8. Движение КА по траектории конического сечения

На рис. 4.7 приведены зависимости отношения a/r от величины $(V/V_{кр})^2$. Этот график действителен для всех планет и охватывает как эллиптические, так и гиперболические орбиты.

Другие орбитальные параметры получаются в виде функции двух переменных $(V/V_{кр})^2$ и θ , где θ — угол между вектором скорости V и положительным направлением местной горизонтальной в средней точке $r=r_3$.

Эксцентриситет e эллиптической и гиперболической орбиты можно определить из уравнений:

для эллипса

$$e^2 = 1 - \frac{h_{у.л}^2}{\mu a}; \quad (4.9)$$

для гиперболы

$$e^2 = 1 + \frac{h_{у.л}^2}{\mu a}, \quad (4.10)$$

где $h_{у.л}$ — удельный момент количества движения ($h_{у.л} = rV \cos \theta$). Имея в виду, что $V_{кр}^2 = \mu/r$, получаем:

для эллипса

$$e^2 = 1 - \left(\frac{V}{V_{кр}}\right)^2 \left[2 - \left(\frac{V}{V_{кр}}\right)^2\right] \cos^2 \theta; \quad (4.11)$$

для гиперболы

$$e^2 = 1 + \left(\frac{V}{V_{кр}}\right)^2 \left[\left(\frac{V}{V_{кр}}\right)^2 - 2\right] \cos^2 \theta. \quad (4.12)$$

Направление линии апсид можно определить в планетоцентрической инерциальной системе координат при помощи единич-

ного вектора $\vec{p}$, направленного на перицентр и составляющего угол ϑ_a с известным вектором $\vec{r}$ местоположения КК (рис. 4.8). Угол ϑ_a — истинная аномалия, определяемая из соотношения

$$\operatorname{tg} \vartheta_a = \frac{(V/V_{\text{кр}})^2 \sin \theta \cos \theta}{(V/V_{\text{кр}})^2 \cos^2 \theta - 1}. \quad (4.13)$$

Расстояние до перицентра определяется выражениями: для эллипса

$$\frac{r_p}{r} = \frac{a}{r} (1 - e); \quad (4.14)$$

для гиперболы

$$\frac{r_p}{r} = \frac{a}{r} (e - 1). \quad (4.15)$$

Откуда для эллипса

$$\frac{r_p}{r} = \frac{1}{2 - (V/V_{\text{кр}})^2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \left(\frac{V}{V_{\text{кр}}}\right)^2 \left[2 - \left(\frac{V}{V_{\text{кр}}}\right)^2 \right] \cos^2 \theta} \right\}; \quad (4.16)$$

для гиперболы

$$\frac{r_p}{r} = \frac{1}{(V/V_{\text{кр}})^2 - 2} \sqrt{1 + \left(\frac{V}{V_{\text{кр}}}\right)^2 \left[\left(\frac{V}{V_{\text{кр}}}\right)^2 - 2 \right] \cos^2 \theta - 1}. \quad (4.17)$$

При помощи несложных соотношений могут быть найдены остальные параметры орбиты. Точность метода зависит от точности наблюдений и погрешности вычислений.

При использовании на борту КК изложенного метода возможны следующие ситуации:

- нарушены коммуникации на борту КК, не позволяющие осуществить автономный ввод в БЦВМ информации от оптической навигационной системы;
- вышла из строя БЦВМ.

В первом случае стадиометр можно рассматривать как средство получения информации для БЦВМ в аварийном режиме. Космонавт, получив по замерам значения r_1 , r_2 , r_3 с пульты управления, может ввести исходную информацию в БЦВМ и по приведенным формулам рассчитать параметры орбиты. Во втором случае приближенный расчет можно провести при помощи логарифмической линейки и заранее построенных номограмм. По предварительной оценке в этом случае на выполнение процедуры расчета при трех наблюдениях потребуется ~ 8 мин [5].

4.3. УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

В зависимости от условий полета экипаж может принимать различное участие в управлении движением КК. Рациональное распределение функций управления, реализуемых экипажем и БЦВМ, позволит успешно выполнить операции по стыковке

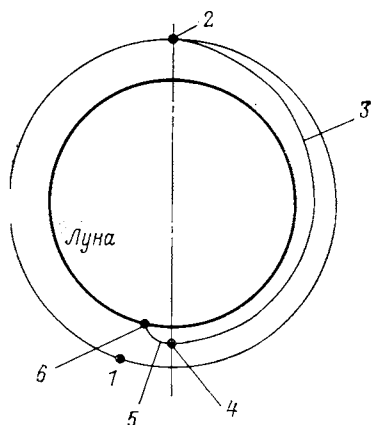


Рис. 4. 9. Схема посадки лунного модуля на поверхность Луны:

1 — точка разделения лунного и командного модулей; 2 — точка схода лунного модуля с орбиты спутника; 3 — орбита снижения; 4 — перилунный орбиты снижения; 5 — управляемый спуск; 6 — точка посадки

космических кораблей, посадку на поверхность планет и управление посадкой в атмосфере при возвращении на Землю.

Рассмотрим распределение функций между экипажем и БЦВМ при выполнении посадки на поверхность Луны для полетов по программе «Аполлон». Для осуществления посадки была принята программа управления снижением и посадкой лунного модуля, которая иллюстрируется схемой, приведенной на рис. 4. 9.

После отделения лунного модуля от базового корабля (командного модуля) в расчетной точке орбиты спутника Луны производится маневр перехода на орбиту снижения. Этот маневр близок к импульсному и выполняется на угловом удалении от точки прилунения, близком к π раз. После перехода на орбиту снижения производится автоматическая ориентация корабля с тем, чтобы к моменту его перехода в точку прилунения, высота которой из условий безопасности выбирается равной 15 200 м, посадочный двигатель был ориентирован по вектору скорости. Торможение начинается включением двигателя на расстоянии примерно 465 км от точки посадки. На первом участке система работает в полностью автоматическом режиме.

Закон управления торможением формируется в соответствии с отклонениями текущих значений скорости и дальности до точки посадки от их программных значений. Последние выбираются из условия минимума расхода топлива на торможение и хранятся в запоминающем устройстве вычислителя. Они определяют программное изменение ускорения как квадратичную функцию времени. Векторный сигнал управления по величине соответствует степени дросселирования двигателя. Если он превышает диапазон дросселирования, то снижение происходит с постоянной тягой. Направление управляющего сигнала определяет команды

на поворот сопла двигателя либо команды на систему ориентации лунного корабля, если сопло отклонено до отказа.

В процессе данного режима управления скорость снижения доводится до величины порядка десятков м/с. После этого начинается режим снижения с почти постоянной скоростью, когда она из-за дросселирования тяги двигателя автоматически поддерживается в определенных пределах. Значение этих пределов может изменяться экипажем с пульта управления. Одновременно экипаж управляет ориентацией корабля при помощи системы ручного управления.

Характерное размещение сопел двигателей ориентации обуславливает то, что каждое сопло создает одновременно момент по двум осям: тангажа и рыскания или крена и рыскания. Поэтому система ручного управления должна обеспечить точную отработку команд по управляемой оси с одновременной стабилизацией корабля по другой оси. Кроме того, необходим плавный переход от ручного управления к автоматическому и желательно уменьшение времени включения сопел по оси рыскания во время посадки.

Для подачи команд используется ручка управления с тремя степенями свободы. Выходной сигнал частотой 800 Гц появляется при отклонении ручки на $0,085$ рад (2°). Сигнал изменяется дискретно 42 раза при отклонении на $0,174$ рад (10°). Предельное отклонение составляет $0,227$ рад (13°). При отклонении ручки в пределах $1,309$ рад $\pm (0,75^\circ)$ концевой выключатель переключает систему из режима автоматического управления в режим ручного управления. Система построена так, что при наличии указанного переключения и отсутствии команд с ручки управления (ее отклонение не превышает $0,035$ рад (2°)) обеспечивается стабилизация углового положения корабля.

Команды с ручки управления, определяющие заданную угловую скорость поворота вокруг той или иной оси, поступают в бортовой вычислитель, в котором заложена соответствующая программа преобразования командного сигнала и сигнала обратной связи по угловой скорости корабля. Эта программа формирует необходимую логику управления и выдает сигналы на включение реактивных сопел.

Часть вычислителя, выполняющего указанные операции, получила название цифрового автопилота. Вычислительные возможности автопилота позволяют очень эффективно его использовать для корректировки коэффициентов усиления. Ускорения, измеренные инерциальным блоком, используются для оценки уменьшения массы корабля за счет расхода топлива и для определения моментов инерции. Эта информация обеспечивает коррекцию коэффициентов усиления в целях сохранения реакции на сигналы управления, близкой к оптимальной. Исследования, проведенные

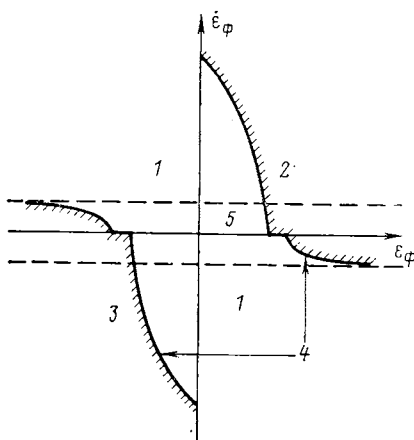


Рис. 4.10. Линия включения на фазовой плоскости в полуавтоматическом режиме:

$\epsilon_\phi, \dot{\epsilon}_\phi$ — фазовые координаты; 1 — зона движения по инерции; 2 — зона включенной отрицательной тяги; 3 — зона включенной положительной тяги; 4 — линии включения; 5 — зона нечувствительности ручки управления

на тренажере, показали, что оптимальным является квадратичный закон формирования командных сигналов:

$$\omega_k = \frac{\omega_{km}}{40} \operatorname{sign}(\delta_p) \left[|\delta_p| - 2 + \frac{(|\delta_p| - 2)^2}{2} \right], \quad (4.18)$$

где ω_{km} — максимальное значение командного сигнала в град/с;
 δ_p — угол отклонения ручки управления (в градусах).

Предусматривается два режима: нормальный при $\omega_{km} = 20$ град/с и точный при $\omega_{km} = 4$ град/с.

Логика цифрового автопилота обеспечивает два метода управления: прямое управление угловой скоростью и псевдоавтоматическое с плавным переходом от одного к другому. Благодаря этому обеспечивается сочетание быстрой реакции с высокой точностью управления.

Цифровой автопилот формирует стандартный цикл включения сопел с постоянной длительностью их включения $\tau_{вкл}$. Он также интегрирует разность $\Delta\omega = \omega - \omega_k$ и, сравнивая ее с сигналом гиросплатформы, формирует ошибку ориентации; вычисляет потребное время создания момента по данной оси в соответствии с формулой

$$t_{вкл} = \frac{\Delta\omega}{\alpha_y},$$

где α_y — измеренное угловое ускорение с учетом смещения нуля акселерометров;

$t_{вкл}$ — определяет направление потребного момента.

При резких отклонениях ручки управления на вход цифрового автопилота поступает значительный сигнал и система работает по методу прямого управления. Если $|t_{вкл}| > \tau_{вкл}$, то соответствующее сопло включается на полное время $\tau_{вкл}$, а в течение последующей паузы снова вычисляется $t_{вкл}$. Если $|t_{вкл}| < \tau_{вкл}$, то сопло включается на время $|t_{вкл}|$. Эта процедура повторяется

до тех пор, пока не наступят условия перехода к методу псевдоавтоматического управления. В качестве таких условий приняты следующие:

1) $\Delta\omega$ соответствует повороту ручки управления на угол не более (2°) $0,035$ рад (зона нечувствительности ручки);

2) сигнал ошибки становится меньше уровня сигнала паузы стандартного цикла автопилота.

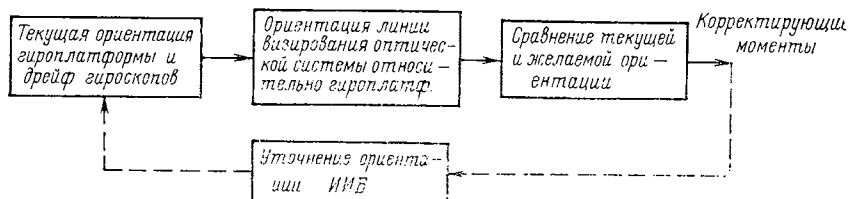
Псевдоавтоматический метод реализует логику включения, определяемую линиями включения на фазовой плоскости, которые аналогичны линиям переключения точного закона при автоматическом управлении (рис. 4.10). Этот метод обеспечивает точность ориентации в пределах зоны нечувствительности датчиков гиросплатформы по углу. При медленном отклонении ручки он используется с самого начала.

Экипаж лунного корабля имеет полную информацию о его движении. Кроме индикатора трехосной ориентации, на его борту есть приборы, указывающие горизонтальную составляющую скорости, высоту, скорость снижения и тягу. Второй член экипажа может получить дополнительную информацию на индикаторе вычислителя в виде горизонтальной скорости, массы корабля и наклонной дальности до места посадки. Имеется возможность дросселировать главный двигатель вручную. Однако в целях разгрузки экипажа управление скоростью снижения производится вычислителем, что позволяет пилоту концентрировать внимание на управлении ориентацией и горизонтальном перемещении.

4.4. УТОЧНЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОЙ ПЛАТФОРМЫ В ПИЛОТИРУЕМОМ ПОЛЕТЕ

При длительных космических полетах необходимо периодически уточнять ориентацию КК. Гиростабилизированная платформа (ГСП) может достаточно точно сохранить неизменным угловое положение относительно инерциальной системы координат в течение нескольких часов. Однако ввиду дрейфа гироскопов ориентация ГСП все же изменяется, что требует периодической ее коррекции.

Рис. 4. 11. Схема уточнения ориентации инерциального измерительного блока



Уточнение ориентации может проводиться в полуавтоматическом режиме, когда отдельные операции выполняет космонавт, а остальные БЦВМ. На рис. 4.11 приведена схема уточнения ориентации инерциального измерительного блока (ИИБ) в пилотируемом полете. Рассмотрим возможное разделение функций между экипажем и БЦВМ.

Уточнение ориентации ГСП потребует от космонавта выполнения координированных действий при работе с оптической системой в условиях невесомости и выполнения точного совмещения перекрестия астровизира с навигационными звездами (как правило, выбирается две навигационные звезды).

Обычно штатная оптическая система ориентации КК состоит из сканирующего телескопа с одной осью визирования и широким полем зрения, используемого для отыскания светила, и как вспомогательного устройства, секстанта с двумя линиями визирования и узким полем зрения [1, 5]. Сканирующий телескоп и секстант имеют по две степени свободы (могут поворачиваться вокруг двух осей, одна из которых перпендикулярна оптической оси) и конструктивно выполнены в виде блока, отъюстированного относительно базы, общей с инерциальным измерительным блоком. Например, на КК «Аполлон» режим работы оптики изменяется при помощи переключателей, установленных непосредственно под блоком оптических приборов, а ориентация линии визирования — при помощи рукоятки, позволяющей поворачивать линию визирования с тремя различными скоростями. Этой рукояткой можно изменять углы вращения и тангажа или разворачивать оптическую ось сканирующего телескопа. Углы вращения и тангажа отсчитываются при помощи датчиков, сигналы от которых преобразуются в цифровую форму и вводятся в БЦВМ.

Большую роль в процессе обмена информацией между БЦВМ и экипажем при уточнении ориентации играет табло и панель управления (ТПУ) с клавишным пультом. ТПУ отображает режим работы вычислительной машины. При помощи ТПУ экипаж получает необходимые сведения от БЦВМ и вводит в нее команды или константы.

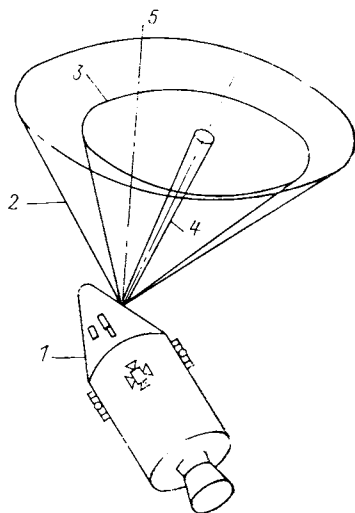
Рассмотрим подробнее процесс уточнения ориентации ГСП с блоком инерциальных датчиков при движении КК на околоземной орбите [5]. Предполагаются следующие условия работы:

- в памяти БЦВМ хранятся данные о конфигурации КК;
- стабилизация КК может осуществляться по выбору при помощи ручного управления, системы наведения и навигации или автоматической системы стабилизации и управления;
- в памяти БЦВМ заложены данные, характеризующие приближенно ориентацию стабилизированной платформы относительно опорной инерциальной системы координат.

Для обращения в БЦВМ к подпрограмме уточнения ориентации блока инерциальных датчиков космонавт на пульте наби-

рис. 4. 12. Обзор пространства оптической системой:

1 — отсек экипажа; 2 — угол обзора иллюминатора ($\sim 90^\circ$); 3 — угол обзора сканирующего телескопа ($\sim 40^\circ$); 4 — угол обзора секстанта ($\sim 1,8$); 5 — направление оси вращения оптической системы



рает соответствующий код. При помощи мигающего индикатора БЦВМ обращается к космонавту с запросом о выборе режима уточнения ориентации. Если цель переориентации платформы состоит в совмещении осей платформы с осями инерциальной геоцентрической системы координат, то оператору следует указать требуемый код. Затем при помощи мигающего индикатора БЦВМ вновь обращается к космонавту с запросом, чтобы две выбранные навигационные звезды (всего в памяти БЦВМ хранятся координаты 37 звезд) попали в поле зрения иллюминатора. Одновременно задается код, соответствующий вызову подпрограммы, целью которой является слежение за углами карданова подвеса стабилизированной платформы. Следовательно, задача состоит в захвате сканирующим телескопом цели при одновременном маневре КК. Мгновенное поле зрения телескопа равно конусу с углом при вершине $\pi/3$ рад, а обзор можно производить в конусе, неподвижно ориентированном относительно КК и имеющем угол при вершине $\pi/2$ рад (рис. 4. 12). При попадании визируемых звезд космонавт должен ввести в БЦВМ сигнал. ТПУ высвечивает сигнал тревоги, если вращение КК приводит к выходу одной из визируемых звезд из угла обзора иллюминатора. После выбора второй звезды, разворота телескопа и осуществления ее визирирования в БЦВМ введены все данные, необходимые для вычисления матрицы разворота, которая используется при ориентации осей гиросtabilизированной платформы импульсным приложением моментов. На ТПУ высвечиваются данные о требуемой ориентации карданова подвеса и значениях вычисленных углов поворота подвеса. Если оператор

согласен с полученными данными и не требуется визирования третьей звезды, то к датчикам момента гироскопов автоматически подаются сигналы для изменения ориентации платформы с инерциальным измерительным блоком.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Белковиц, Хорриган, Уолш.** Ручные методы определения параметров орбиты на борту космического аппарата. — «Вопросы ракетной техники», 1973, № 10, с. 64—80.
2. **Дрейпер Ч., Ригли У.** и др. Навигация, наведение и стабилизация в космосе. (Пер. с англ.). М., «Машиностроение», 1970, 363 с.
3. **Невинс Дж. Л.** Взаимодействие человека и вычислительной машины в системе навигации, наведения и управления космического корабля «Аполлон». — В кн.: Управление в космосе. М., «Наука», 1972, т. 2, с. 289—304.
4. **Меньшов А. И.** Космическая эргономика. М., «Наука», 1971, 295 с.
5. **Хэнд.** Уточнение ориентации стабилизированной платформы с помощью БЦВМ в пилотируемом космическом полете. — «Вопросы ракетной техники», 1969, № 12, с. 52—66.

5.1. ЗАДАЧИ КОНТРОЛЯ ЗА СОСТОЯНИЕМ АППАРАТА И ЕГО СИСТЕМ

Для оценки состояния космического аппарата предназначены системы контроля. Объектами контроля являются отдельные системы, технические устройства и живые организмы.

В качестве основных критериев, которые могут использоваться при оценке систем контроля, являются параметры, характеризующие достоверность системы контроля, время, затрачиваемое на оценку состояния аппарата, стоимость системы контроля.

В качестве параметров, характеризующих достоверность могут использоваться достоверность контроля P_d и вероятность ошибок первого и второго рода P_0^1 и P_0^2 .

Достоверность контроля определяется соотношением

$$P_d = P_d^1 + P_d^2,$$

где P_d^1 — вероятность того, что аппарат исправен и система контроля подтверждает это;

P_d^2 — вероятность того, что система контроля сигнализирует об отказе аппарата и аппарат в действительности отказал.

Обозначим вероятность ошибки в системе контроля через P_0 , тогда

$$P_0 = 1 - P_d.$$

Существенное значение при оценке системы контроля имеет также время, которое затрачивается на обнаружение факта изменения состояния аппарата и его систем. Достоверность контроля и время оценки, в свою очередь, оказывают существенное влияние на стоимость системы контроля.

Основными задачами, которые ставятся перед системой контроля, являются:

- анализ поведения систем аппарата в процессе испытания;
- контроль за правильностью функционирования систем

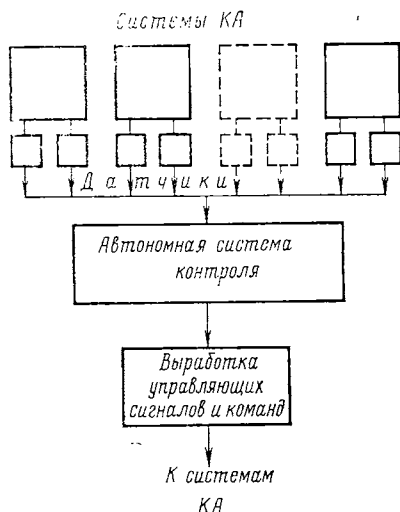


Рис. 5. 1. Блок-схема автономного контроля

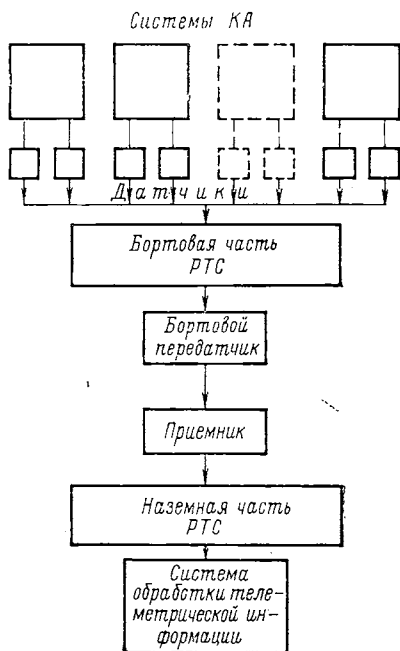


Рис. 5. 2. Блок-схема телеконтроля

и устройств и исполнением команд в интересах управления. Разный характер этих задач и соответствующих требований к порядку использования результатов позволяет считать, что контроль должен быть двух видов:

- оперативный, результаты которого используются при управлении;
- неоперативный, результаты которого используются в интересах испытаний и решения тех задач управления, к которым не предъявляется жестких требований по времени оценки состояния аппарата.

В техническом плане контроль может быть реализован при помощи автономной системы контроля и телеконтроля.

При автономной системе контроля результат оценки состояния системы КА формируется на борту (рис. 5. 1). При телеконтроле, блок-схема которого приведена на рис. 5. 2, используется радиотелеметрическая система. Телеконтроль обеспечивает решение задач как оперативного, так и неоперативного характера. При помощи телеметрической системы может быть обеспечена высокая достоверность контроля. Однако ряд особенностей, специфичных для данного вида контроля, накладывает существенные ограничения на область его применения. К таким особенностям

относится то, что данный вид не может обеспечить непрерывный контроль, так как передача телеметрической информации в наземный центр обработки возможна только при нахождении аппарата в зоне радиовидимости. Основным режимом работы телеметрической системы является режим непосредственной передачи телеметрической информации, осуществляемый синхронно с поступлением информации с датчиков. Этот режим дает представление о поведении систем в моменты передачи информации. Таким образом, этот режим можно использовать только в зоне радиовидимости объекта. В связи с тем что с борта КА передается очень большой объем информации, энергетические затраты на передачу данных настолько существенны, что этот режим может использоваться лишь в отдельные моменты времени. Для того чтобы иметь возможность получать информацию о поведении объекта в любые интересующие моменты времени, на борту КА необходимо иметь запоминающее устройство. В этом случае в ЗУ может записываться информация в интервалы времени в соответствии с программой полета, а затем при входе КА в зону радиовидимости записанная информация передается на Землю. Для того чтобы реализовать такую возможность, должно быть введено еще два режима — режим записи телеметрической информации в ЗУ и режим воспроизведения записанной информации. Естественно, что система управления должна автоматически в нужные моменты времени вырабатывать сигналы на включение режима записи. Режимы воспроизведения записанной информации и непосредственной передачи могут включаться как по командам, вырабатываемым на борту, так и по командам с Земли.

Работающее в режиме записи и воспроизведения записанной информации запоминающее устройство спутника «Джемини» рассчитано на непрерывную запись со скоростью 5120 ед/с в течение 4 ч. Время воспроизведения записанной информации составляет 11 мин. Максимальная емкость устройства 74 млн. дв. ед. Потребляемая мощность 10 Вт. Масса 5,4 кг.

Анализ принципов построения системы контроля при помощи РТС позволяет сформулировать основные требования, предъявляемые к радиотелеметрической системе.

1. Большое число телеметрируемых параметров (до нескольких сотен).

2. Высокая точность измерений (до процентов и даже долей процентов).

3. Высокая эффективность системы, определяемая произведением числа каналов на частоту опроса параметров, и связанная с эффективностью большая скорость передачи данных с борта на Землю (до 10^5 — 10^6 дв. ед. в секунду).

4. Высокая надежность аппаратуры.

5. Жесткие требования к массе, габаритам и энергопотреблению бортовой части радиотелеметрической системы.

6. Гибкость системы, обеспечивающая ее перестройку при необходимости изменения числа телеметрируемых параметров и частоты опроса датчиков.

Анализ характеристик системы телеконтроля позволяет сделать вывод о том, что в такой системе может быть достигнута высокая достоверность.

Рассмотрим более подробно задачу контроля за состоянием аппарата в интересах управления. Основной задачей системы контроля является своевременное обнаружение отказа систем КА и аппарата в целом. Информация, полученная по данным оперативного контроля, может использоваться для решения следующих задач:

- принятия решения на замену аппарата, если он функционирует в составе космической системы;
- принятия решения на прекращение работы с аппаратом или решения отдельных задач;
- выработки команд на переключение резервируемых блоков;
- изменения программы полета.

Основным показателем, характеризующим качество выполнения перечисленных задач, является время обнаружения отказа.

При использовании РТС для решения задач оперативной обработки время обнаружения отказа складывается из ожидания сеанса сброса телеметрии, времени передачи данных на Землю и времени обработки. Время ожидания сеанса является наиболее существенной составляющей. Оно зависит от характеристик орбиты КА и размещения средств наблюдения. Если это время не удовлетворяет требованиям, предъявляемым к выработке управляющих команд, необходимо создавать автономную бортовую систему контроля. Время обнаружения отказа при этом будет определяться в основном частотой решения задач контроля. Сокращение времени обнаружения необходимо достигнуть при жестких ограничениях по массе и потребляемой мощности, предъявляемых к автономной системе контроля. Эти требования удастся выполнить за счет сокращения числа контролируемых параметров, снижения точности измерения контролируемых величин и упрощения алгоритмов обработки, а следовательно, за счет снижения достоверности контроля [5]. Несмотря на этот недостаток, автономные системы оперативного контроля состояния аппарата и его систем в ряде случаев являются незаменимым средством, повышающим надежность и живучесть обитаемых и необитаемых космических кораблей. В том случае, если достоверность контроля невысока, существенное значение имеет соотношение ошибок первого и второго рода, составляющих ошибку контроля

$$P_0 = 1 - P_d, \quad P_0 = P_0^1 + P_0^2,$$

где P_0^1 — вероятность ошибки первого рода или вероятность

того, что система контроля считает неисправный аппарат исправным;

P_0^2 — вероятность ошибки второго рода или вероятность того, что система контроля считает исправный аппарат неисправным.

Ошибка первого рода приводит к тому, что время обнаружения отказа увеличивается. Ошибка второго рода приводит к появлению ложных отказов.

Пусть мы имеем сеть спутников, выполняющих какую-либо задачу, например задачу связи или метеорологических наблюдений. Принятие решения на замену аппарата по данным оперативного контроля приведет к дополнительным материальным затратам, определяемым величиной P_0^2 . В этом случае целесообразно использовать сочетание автономного и телеметрического контроля. Так, например, если на землю передавать обобщенные параметры, характеризующие результаты оценки состояния аппарата и его систем, полученные по данным автономного контроля, то можно включать систему телеметрии только в тех случаях, когда будет получен сигнал оперативного контроля об отказе или неисправности, и подвергать полной обработке только те параметры, которые относятся к отказавшей системе. Такое комплексное решение обладает преимуществами автономного и телеметрического контроля, т. е. малым временем обнаружения отказа и высокой достоверностью контроля.

Описанная выше классификация задач контроля характеризует существующие в настоящее время системы контроля, т. е. потребности сегодняшнего дня. На обитаемых космических кораблях дальнего космоса бортовая система контроля должна выполнять задачи как оперативного характера — систематический контроль состояния систем, так и задачи полной обработки — детальный анализ состояния отдельных систем, прогнозирования их поведения и т. д.

5.2 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БЦВМ В СИСТЕМАХ КОНТРОЛЯ ЗА СОСТОЯНИЕМ АППАРАТА

Бортовая ЦВМ может быть использована в интересах контроля в двух вариантах:

- в качестве звена обработки в составе автономной системы бортового контроля;
- в качестве звена системы телеконтроля.

Первый вариант, блок-схема которого приведена на рис. 5.3, характеризуется следующими основными особенностями:

- при помощи специальных устройств, не входящих в состав БЦВМ, определяется, находятся ли в норме телеметрируемые параметры;
- на бортовую ЦВМ возложены функции определения факта отказа систем и выработки команд переключения резервируемых

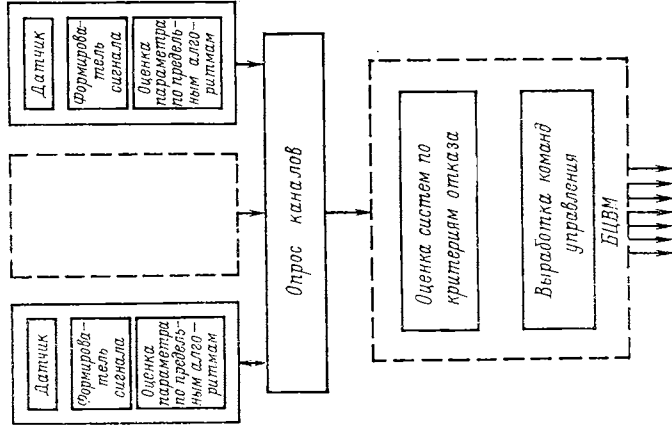


Рис. 5.3. Блок-схема автономного контроля при использовании ЕЦМ малой производительности

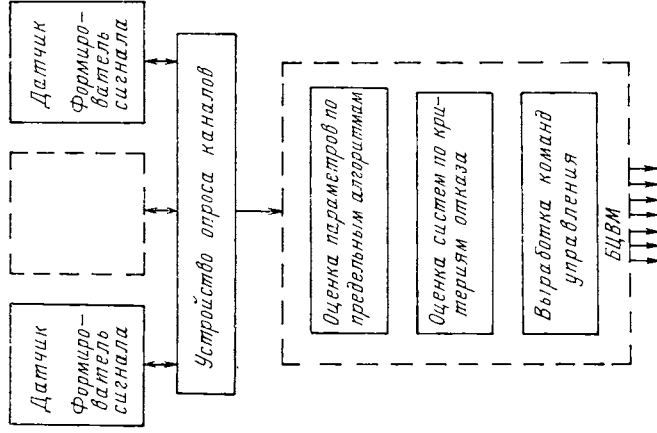


Рис. 5.4. Блок-схема автономного контроля при использовании ЕЦМ средней или большой производительности

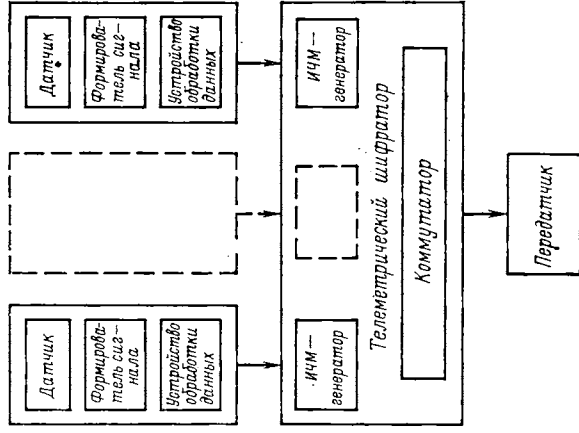


Рис. 5.5. Структурная схема бортовой части радиотелеметрической системы

блоков. Данный вариант может быть использован, если используется ЦВМ малой производительности. Основными недостатками данного варианта является низкий коэффициент использования аппаратуры из-за большого числа устройств оценки параметров по предельным значениям и низкой достоверности контроля, определяемой возникающими ошибками в таких схемах.

Более совершенным представляется вариант, приведенный на рис. 5.4. В данной схеме точность съема информации с датчика не ухудшается, если при выборе разрядности учитывается максимально требуемая точность датчика. Функции оценки параметров по предельным алгоритмам достаточно эффективно реализуются при помощи ЦВМ. При этом достоверность контроля будет определяться лишь выбором телеметрируемых параметров и точностью датчиков. Необходимо отметить, что бортовой контроль может включаться периодически или в интервалы времени, в течение которых производительность машины позволяет осуществлять контроль.

Рассмотрим применение бортовой ЦВМ в качестве звена телеметрической системы обработки данных. Структурная схема бортовой части радиотелеметрической системы приведена на рис. 5.5. В телеметрическом шифраторе накапливаются данные, т. е. подсчитываются сигналы от определенных блоков телеметрируемых параметров. В данном примере используется генератор для преобразования входных данных в выходные в виде частотного сигнала, а коммутатор осуществляет их последовательное подключение к передатчику и выдает синхронные импульсы в отдельные блоки. Такую систему характеризует значительное число блоков обработки. Данный недостаток может быть устранен в схеме, использующей БЦВМ. Применение вычислительной машины существенно увеличивает возможности обработки на борту.

На ЦВМ в схеме телеконтроля могут быть возложены следующие функции:

- выделение параметров;
- устранение избыточности данных;
- определение формата передаваемой информации;
- промежуточное преобразование данных.

Рассмотрим требования, которые зависят от назначения космического аппарата и особенностей программы полета и определяют структуру бортовой телеметрической системы.

Пусть состав и порядок передачи телеметрической информации в центр обработки определяется форматом данных. Тогда для космических кораблей, имеющих различное назначение и различные программы измерений, потребуются индивидуальные форматы. Кроме того, и для одного космического аппарата требуемый состав передаваемых данных в процессе полета меняется,

так как на различных этапах полета требуются различные наборы телеметрируемых параметров.

Простейшим вариантом организации телеметрической информации на борту является циклический опрос датчиков, реализующий фиксированную программу измерений. Однако простота варианта достигается дорогой ценой — непроизводительным использованием средств обработки на борту КА и средств передачи данных на Землю.

В фиксированном формате каждому элементу телеметрических данных соответствует одно и то же место в любом формате. Для того чтобы изменить формат при изменении программы полета или переоснащении КА, требуются изменения схем бортовой системы. На БЦВМ в данном случае возлагается функция включения — выключения телеметрической системы и подсчет числа форматов.

Вторым вариантом организации бортовых систем являются системы с перестраиваемым в процессе полета форматом.

Функция образования форматов может быть выполнена или хранением в памяти бортовой телеметрической системы самих форматов или хранением исходной информации и алгоритмов, позволяющих построить формат.

Рассмотрим методы получения форматов по исходной информации. Каждая программа формата должна обеспечить возможность выбора только тех датчиков, информация с которых должна быть передана в данном формате. Пусть U множество элементов $U = \{A_1, A_2, \dots, A_n\}$, каждый из которых соответствует адресу какого-либо датчика, тогда задание формата состоит в определении множества M_i , включенного в универсальное множество U .

В том случае, если порядок следования адресов для формирования формата не имеет значения, то множество M_i может быть задано в виде шкалы разрядов или позиционной матрицы. Такая матрица содержит число двоичных разрядов по числу датчиков в системах аппарата и каждый разряд закреплен за определенным датчиком. Единица в разряде позиционной матрицы соответствует тому, что закрепленный за этим разрядом датчик принадлежит формату, задаваемому датчиком. По каждому формату в памяти ЦВМ должна храниться позиционная матрица. Передача исходных данных, необходимых для формирования формата, может производиться с Земли перед сеансом телеметрии.

В том случае, когда существенное значение при формировании формата имеет порядок следования информации с датчиков, применяется система адресных списков [4]. Каждый список соответствует определенному формату и содержит адреса датчиков. Так как состояние систем характеризуется набором параметров и одни и те же системы работают на различных этапах полета, то в различных списках обычно имеются наборы одинаковых адресов. В целях экономии памяти при хранении таких списков

может быть предложен метод, приведенный на рис. 5.6. Данный метод обладает достаточной гибкостью, при этом обеспечивается высокий коэффициент использования памяти.

Метод такого формата является методом сжатия телеметрической информации по числу каналов [3]. Однако и в этом методе передаваемая информация является избыточной, так как возможна передача параметров, значения которых не изменятся по сравнению с ранее переданной величиной.

Основной проблемой, возникающей при проектировании телеметрических систем, является обеспечение передачи на Землю все возрастающих потоков информации при жестких ограничениях на энергопотребление бортовой части телеметрии. В то же время в передаваемых телеметрических сообщениях имеет место избыточность информации, возникающая по следующей причине. Частота передачи информации в процессе полета постоянна и выбирается из расчета максимальной скорости изменения параметра в то время, как средняя скорость существенно ниже максимальной. Так, например, выборка ряда параметров производится несколько раз в секунду, а сами значения параметров могут не изменяться в течение нескольких дней.

Для устранения избыточности телеметрические данные могут подвергаться предварительной обработке на борту. Широкое применение для устранения избыточности находят адаптивные методы сжатия РТС.

Адаптивной называют такую телеметрическую систему, которая может менять свои характеристики в зависимости от объема и свойств сообщений, подлежащих передаче [3].

Адаптивные методы, могут быть разделены на две группы. Если первая группа методов позволяет восстановить первоначальный сигнал по полученным на выходе данным, то при второй группе методов над информацией производят действия, необратимые по своему характеру.

Рассмотрим как пример один из методов первой группы сжатия, использующий полином нулевого порядка. Сущность данного метода, блок-схема которого приведена на рис. 5.7, состоит в том, что каждая новая выборка оценивается с учетом предыдущих данных и величины установленного заранее допуска. Если выборка попадает в полосу допуска, то она отбрасывается. Точность, с которой мы можем восстановить каждую выборку, известна и может быть изменена. Данный метод является простейшим, он использует интерполяцию нулевого порядка, т. е. избыточная часть временной функции аппроксимируется отрезком горизонтальной прямой. При сжатии могут быть использованы и методы интерполяции более высокого порядка, однако в этом случае существенным образом усложняется алгоритм обработки.

Для реализации алгоритма, приведенного на рис. 5.7, необходимо иметь два типа запоминающих устройств. Первый тип

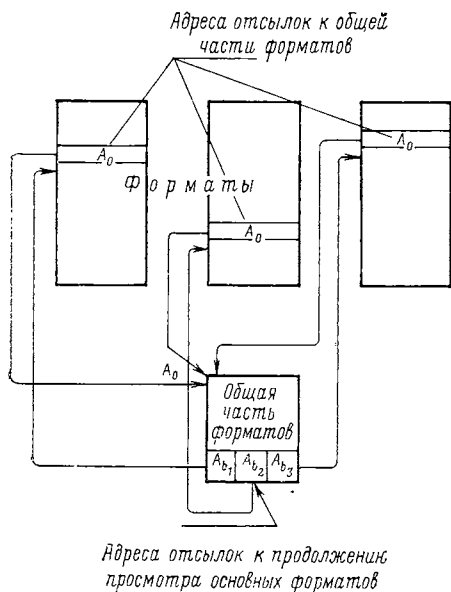


Рис. 5. 6. Метод адресации в форматах с общей частью

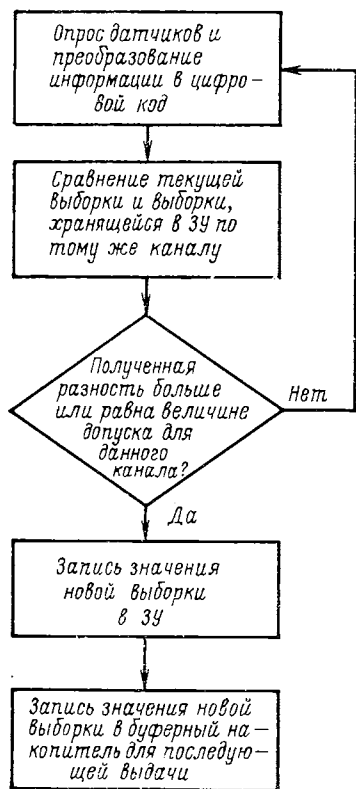


Рис. 5. 7. Схема адаптивной выборки методом интерполяции нулевого порядка

запоминающих устройств содержит по каждому из датчиков значение выборки и величину допуска для каждого канала. Система хранения должна обеспечить отыскание этих величин по номеру канала. Одной из особенностей адаптивных методов является то, что число параметров, формируемых в единицу времени, является величиной переменной, а следовательно, и поток передаваемых данных неравномерен в то время, как реальные каналы рассчитаны на равномерный поток. Второе запоминающее устройство является буферным накопителем и предназначено для накопления выборок, поступающих в адаптивной телеметрии с переменной частотой. Содержимое накопителей сбрасывается в канал связи уже с постоянной скоростью. Недостатком такой организации является возможность переполнения промежуточного накопителя. Для устранения этого недостатка используются

два способа. Один способ предусматривает при возникновении угрозы переполнения стирание данных по каналам, имеющим низкий приоритет. Другой способ использует контроль за степенью заполнения буферного накопителя и увеличение размеров допусков при насыщении памяти.

Реализация адаптивных методов на борту обеспечивает ряд существенных преимуществ по сравнению с циклическим опросом датчиков. Передавая с Земли или храня и используя на различных участках разные наборы допусков, можно регулировать соотношение составных частей потока телеметрической информации и передавать с борта с высокой точностью информацию лишь тех датчиков, которые в данный момент наиболее информативны.

5.3. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

В настоящее время системы обработки телеметрической информации функционируют как наземные комплексы обработки. Однако при рассмотрении принципов управления обитаемых межпланетных кораблей и орбитальных станций мы будем вынуждены сделать вывод о том, что основные, наиболее важные задачи обработки телеметрической информации должны быть реализованы на бортовой ЦВМ, и результаты анализа должны использоваться для выработки различных сигналов или выдаваться оператору-космонавту. Поэтому в данном разделе целесообразно рассмотреть основные принципы систем обработки телеинформации для того, чтобы представить те требования, которые нужно предъявить к БЦВМ, если такие функции будут на нее возложены.

Пусть контроль за состоянием аппарата по данным телеметрической информации осуществляется при помощи цепочки последовательных элементов:

- бортовой части РТС;
- наземной части РТС;
- системы обработки ТМ-информации.

Бортовая часть РТС осуществляет сбор, преобразование и передачу на Землю телеметрических данных. Наземная часть РТС осуществляет прием данных и их предварительную обработку.

Система обработки представляет собой комплекс вычислительных средств и средств программного обеспечения, предназначенных для целевой обработки данных. Как правило, на том же комплексе вычислительных средств решаются и другие задачи.

Так, например, вычислительный комплекс, работающий в реальном масштабе, в Хьюстоне обрабатывает радиолокационную и телеметрическую информацию в интересах реализации функций управления и сопровождения пилотируемых космических кораблей. Комплекс состоит из пяти взаимосвязанных идентичных ЭВМ [6].

Система выполняет как пакетную обработку, так и обработку в реальном масштабе времени.

Кроме того, она используется для контроля и отладки программ.

Основной особенностью системы, работающей в реальном масштабе времени, является то, что система не может в явном виде запрашивать данные, подлежащие обработке, а ее управление зависит от поступающей информации. Так как некоторые процессы обработки зависят от времени, то в качестве поступающих данных могут использоваться и сигналы времени.

Рассмотрим основные задачи, возлагаемые на систему обработки ТМ-информации.

Главной задачей является получение параметров, характеризующих состояние систем и процессов, происходящих на борту КА. Весь процесс обработки может быть разделен на два этапа:

- первичную обработку;
- вторичную или полную обработку.

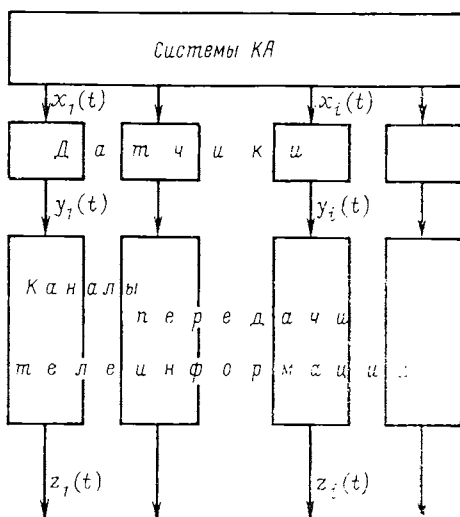
Предполагая, что весь объем переданной с борта КА информации записан на носитель в относительном масштабе, рассмотрим задачи и особенности каждого из этапов.

Основной задачей первичной обработки является получение физических величин телеметрируемых параметров, т. е. замена относительного масштаба истинным. На этом этапе существенно повышится качество телеметрической информации, исключаются целый ряд систематических ошибок, и обнаруживаются некоторые случайные, т. е. повышается достоверность переданной информации.

Систематические ошибки, возникающие из-за нелинейности тракта, устраняются при помощи калибровочной характеристики, для построения которой используются опорные напряжения, включенные в кадр телеметрической информации. Истинные значения физических параметров получаются при помощи тарировочных таблиц, позволяющих по результатам полученного значения параметра, определить величину, поступившую на вход датчика. Тарировочная характеристика датчика составляется при изготовлении датчика, а затем выверяется при проведении предстартовых испытаний. Тарированию необходимо подвергать не только датчики, но и канал передачи телеметрической информации. На рис. 5.8 поясняется физический смысл тарировочных характеристик [2].

рис. 5.8. Функциональная схема передачи телеинформации:

$y_i = f(x_i)$ — тарировочная характеристика датчика; $x_i = f(z_i)$ — тарировочная характеристика телеметрического канала



К аппаратуре регистрации

Таким образом, при помощи РТС мы можем получить не только характер изменения того или иного параметра по времени, но и значения показателей, выраженных в единицах измерения, соответствующих их физической природе.

Объем обрабатываемой информации на этапе первичной обработки определяется следующими характеристиками:

- временем сброса телеметрической информации;
- числом телеметрируемых параметров;
- количеством точек, обрабатываемых по каждому параметру.

Для того чтобы более экономно расходовать вычислительные возможности системы, необходимо более целесообразно строить процесс обработки. Так, например, в зависимости от особенностей полета на одних этапах отдельные параметры изменяются быстро и необходимо обрабатывать каждое измерение, а другие — медленно и обработку целесообразно организовать с большим шагом квантования, т. е. обрабатывать лишь те значения функций, которые существенно отличаются от предыдущих.

На другом этапе картина может резко измениться. Изменение шага квантования от этапа к этапу позволяет оптимизировать процесс обработки и резко сократить время обработки.

Вторичная или полная обработка предназначена для получения характеристик, отражающих достаточно полно поведение испытываемых систем объекта.

Исходной информацией для вторичной обработки является первичная. Как правило, для анализа информации о каждом объекте используется свой алгоритм.

Наибольшую сложность и трудоемкость представляет учет связей между телеметрируемыми параметрами, которые могут быть двух видов: функциональные и корреляционные (вероятностные).

Функциональные связи это такие связи, когда значения одного параметра однозначно определяются значениями другого.

Под вероятностной связью параметров понимается связь между двумя величинами, при которых закон изменения одной величины зависит от изменения другой. В космических аппаратах корреляционная связь существует между параметрами систем, имеющих общие элементы.

Одним из режимов обработки является режим, используемый для управления аппаратом. Основная его задача дать оперативную оценку состояния аппарата и выработать рекомендации на изменение режима той или иной системы, переключения резерва, или изменения программы полета или его прекращения.

Для выполнения основной задачи — оценки состояния аппарата и его систем должны быть разработаны критерии отказа аппарата и критерии отказа систем. Критерий отказа аппарата в простейшем случае может быть выражен через состояния отдельных систем. Критерий отказа отдельных систем может быть задан в виде логической или смешанной функции

$$F = f(P_1, P_2, \dots, P_n),$$

где P_i — предикаты, принимающие значения:

1 — если i -й параметр в норме;

0 — если значение параметра выходит за заданные пределы.

В качестве параметра могут фигурировать как значения телеметрического сигнала, так и какая-либо характеристика, являющаяся функцией от аргументов, характеризующих другие параметры.

Для оценки аппарата в интересах управления обработка информации должна включать три этапа:

- 1) первичную обработку;
- 2) оценку параметров по предельным алгоритмам;
- 3) оценку состояния систем КА.

Первые два этапа при оперативной обработке (управлении) реализуются по тем же алгоритмам, что и при обычной обработке. Однако при оперативной обработке число параметров существенно меньше.

На третьем этапе производится оценка состояния систем КА по критериям отказа на основании результатов второго этапа.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Достижения в области телеметрии (материалы международной и национальной конференции США). (Пер. с англ.). М., «Мир», 1970, 357 с.
2. Мановцев А. П. Введение в цифровую радиотелеметрию. М., «Энергия», 1967, 343 с.
3. Ольховский Ю. Б., Новоселов О. Н., Мановцев А. П. Сжатие данных при телеизмерениях. М., «Советское радио», 1971, 303 с.
4. Селетков С. Н., Волков Б. Г. Хранение и поиск данных в ЭВМ. М., «Советское радио», 1971, 223 с.
5. Шибанов Г. П. Распознавание в системах автоконтроля. М., «Машиностроение», 1973, 423 с.
6. Weiler Paul W., Kopp Richard S., Dorman Richard G. A real-time operating system for manned spaceflight. IEEE Trans. Comput., 1970, 19, No. 5, pp. 388—398.

6.1. ОРГАНИЗАЦИЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ПРОЦЕССА

Структура бортовых ЦВМ, определяющая принципы организации вычислительного процесса, изменяется вместе с изменением и усложнением задач, которые должны быть решены на борту КА. Как было отмечено в гл. 1, сначала для каждой из систем аппарата, нуждающихся в вычислительных средствах, создавалось свое счетно-решающее устройство. Требования по повышению эффективности обработки на борту и надежности поставили вопрос о необходимости объединения отдельных вычислительных средств в единую систему и использования для этой цели бортовой цифровой вычислительной машины.

В этом случае при помощи ЭВМ должен решаться набор программ. Простейшим способом организации решения задач является последовательный ввод программ и их решение на машине. Более совершенным способом является модификация последовательного решения, получившая название системы с пакетной обработкой. В таких системах совокупности последовательно решаемых задач объединяются в пакеты. Преимущества достигаются тем, что вводя в память ЭВМ программы, относящиеся к одному пакету, создают предпосылки для организации мультипрограммного режима. Однако даже мультипрограммный режим с приоритетом приводит к длительным задержкам в обслуживании в связи с тем, что задачи, имеющие не самый высокий приоритет, будут решаться в перерывах между решениями задач более высокого приоритета. Таким образом, основным недостатком подобной организации является отсутствие гарантий по времени решения задач системы.

Для устранения указанного недостатка может быть применен метод, использующий при организации мультипрограммного режима принцип разделения времени [1].

Основная идея этого метода заключается в выделении для каждого пользователя своего интервала решения задачи, т. е. в разделении времени между пользователями. Если в течение

данного интервала результат не получен, то машинное время выделяется для решения другой задачи. Принцип разделения времени был предложен для одновременного обслуживания большого количества дистанционных пользователей и может быть целиком перенесен в систему обработки на борту, так как на особенности организации вычислительного процесса расстояние до пользователя не оказывает влияния. Пользователи бортовой БЦВМ могут быть двух типов: односторонние и двусторонние.

Пользователи первого типа или только выдают в БЦВМ информацию, или только принимают ее. Пользователи второго типа осуществляют двусторонний обмен данными с машиной. Примером может служить какой-либо контур управления, включающий БЦВМ. Входным сигналом для БЦВМ является информация с различных датчиков. Управляющие сигналы, выработанные в машине, выдаются исполнительным органам. Пользователями того же типа являются и операторы-космонавты, осуществляющие режим двустороннего общения с машиной. Так, например, в космических аппаратах программы «Аполлон» операторы общаются с ЭВМ в режиме диалога. Космонавт при помощи пульта вводит в ЭВМ запрос или команду на решение какой-либо задачи. Вычислительная машина начинает решение и в процессе счета может запросить дополнительные сведения у оператора, который вводит их также с пульта. Результат решения, о котором должен быть оповещен оператор, отображается на индикаторном устройстве.

Наибольшие трудности при организации обработки информации на БЦВМ возникают в связи с необходимостью обеспечить решение ряда задач с требуемой частотой, в то время как некоторые задачи должны обладать по сравнению с другими приоритетом, что еще более усложняет обработку.

Предположим, что анализ задач, решаемых на борту и нуждающихся в БЦВМ как средстве обработки, позволил выделить повторяющиеся циклы полета и в каждом цикле — фазы полета.

Выберем фазу, требующую максимальной производительности вычислительных средств. Для этого нам необходимо учесть, во-первых, необходимую частоту решения задач в каждой фазе, а во-вторых, непеременимое условие — не потерять поступающую на вход БЦВМ с различных датчиков информацию.

Выбрав наиболее «нагруженную» фазу, определим период цикла обработки. В простейшем случае максимальная частота решения задач и определит этот период. Таким образом, в каждом цикле обработки данной фазы будет решаться как минимум одна и та же задача, а все остальные могут быть разные. Пусть в каждом цикле обработки должно решаться n задач ($n > 2$). Тогда возможны следующие варианты организации процесса обработки.

Вариант А

Данный вариант применяется тогда, когда оперативная память ЭВМ достаточно велика, чтобы вместить все программы. В этом случае функции организации вычислений будут сведены лишь к распределению времени между программами в цикле обработки. Управляющая программа должна хранить таблицу, содержащую характеристики временной диаграммы цикла или формировать время включения программ в зависимости от времени получения данных.

Известно, что с увеличением объема памяти растет и время обращения к ней. Этот факт позволяет сказать, что память в данном варианте используется нерационально, так как в каждой фазе и в каждом цикле решаются лишь отдельные из хранимого набора задачи. Общее время решения задач T_{Σ} может быть определено по формуле

$$T_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n T_i^{pA},$$

где n — число решаемых задач;

T_i^{pA} — время решения i -задачи в варианте А.

Вариант В

Данный вариант учитывает наличие у бортовых ЭВМ двух уровней памяти: основной и оперативной. Все программы обычно хранятся в основной памяти.

В оперативную память записывается лишь выполняемая в данный момент программа. Общее время решения задач

$$T_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n T_i^{pB} + \sum_{i=1}^n T_i^{n.B},$$

где T_i^{pB} — время решения i -й задачи в варианте В;

$T_i^{n.B}$ — время, необходимое для ввода программы из основной памяти в оперативную.

Основным достоинством данного варианта является значительное уменьшение требуемого объема оперативной памяти. Это преимущество достигается при увеличении времени переписи программ из основной в оперативную память, а следовательно, и увеличении общего времени решения задач. Сокращение времени, потребного на перепись программ, может быть достигнуто различными способами, и в частности, увеличением длины слов иногда до сотен разрядов.

Основным недостатком данного варианта является то, что перерывы в выполнении программ не могут быть использованы без вывода их из оперативной памяти, т. е. процессор при смене программ простаивает. Для повышения эффективности машин-

ной обработки может быть использован вариант *С*, являющийся промежуточным между вариантами *А* и *В*.

Вариант *С*

Отличием данного варианта от варианта *В* является то, что в оперативной памяти хранится одновременно k программ ($k < n$), а остальные программы размещены в основной памяти. Для того чтобы данный режим был высокоэффективным, необходимо обеспечить возможность работы с программами при записи их в различные участки оперативной памяти.

Рассмотрим три основных способа, обеспечивающих размещение программ в памяти и работу с ними.

1. Способ, использующий базовые и граничные регистры.

В этом способе (рис. 6.1) базовый и граничный регистры содержат начальный и конечный адрес массива программы, размещенной в данный момент в оперативной памяти. Содержимое базовых регистров позволяет автоматически корректировать содержимое регистра адреса. Заполняются базовые и граничные регистры при записи рабочей программы в оперативную память.

К недостаткам данного способа относятся следующие:

- программы должны быть записаны по непрерывным последовательностям адресов ячеек;
- программа записывается в оперативную память целиком, т. е. отдельные блоки программы нельзя выводить, оставляя

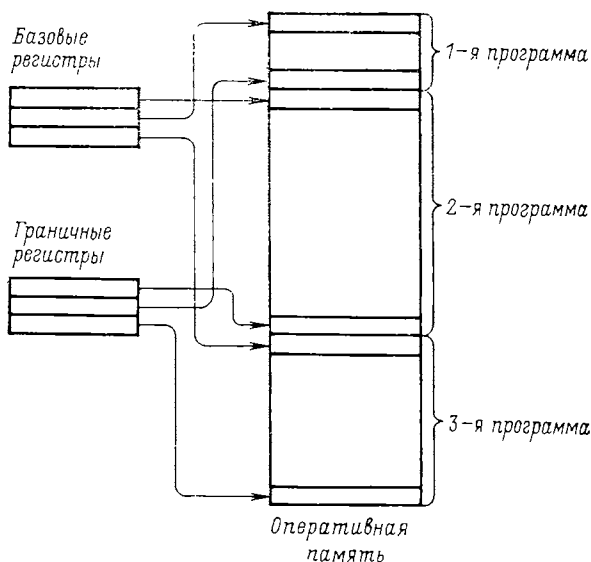


Рис. 6.1. Использование базовых и граничных регистров

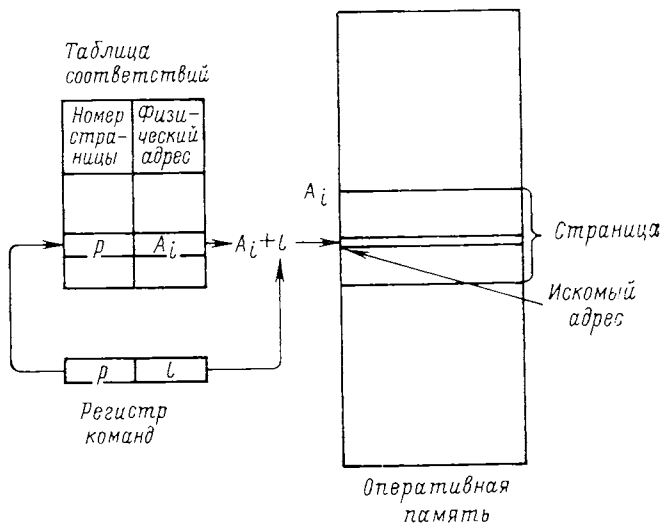


Рис. 6. 2. Страничная организация памяти

остальную часть. Далее рассмотрим способ, устраняющий данные недостатки и называемый страничной памятью.

2. Страничная организация памяти.

Данный способ применяется, если массивы данных или программ, передаваемых из внешней памяти в оперативную, фиксированы и равны.

Разделим адрес слова на две группы разрядов: старшие разряды обозначают страницу, а младшие — номер строки в странице. Пусть число старших разрядов — m , а младших — n . Тогда число страниц, закодированных таким образом, будет равно 2^m , а общее число слов $2^m 2^n$. Пусть p — текущий номер страницы, а l — номер строки. Тогда порядковый номер слова в общем массиве равен $2^n p + l$. Такая система кодирования позволяет разбить используемый массив на участки одинаковой длины (страницы), имеющие общий номер p . Оперативную память ЭВМ разобьем на участки такой длины, чтобы каждый участок вместил точно страницу и назовем такие участки физическими страницами. Тогда для обеспечения возможности динамического распределения памяти должна быть обеспечена возможность записи страниц программ или данных в любые освободившиеся участки (физические страницы). Для того чтобы получить действительный адрес размещения страницы в памяти, необходимо хранить таблицу соответствия номеров страниц их физическим адресам (рис. 6. 2).

Такой способ обладает следующими достоинствами:

— при загрузке новой программы можно использовать любые физические страницы;

— время переписи данных сокращается, так как в оперативную память можно переписать лишь те участки программ, которые в данный момент используются;

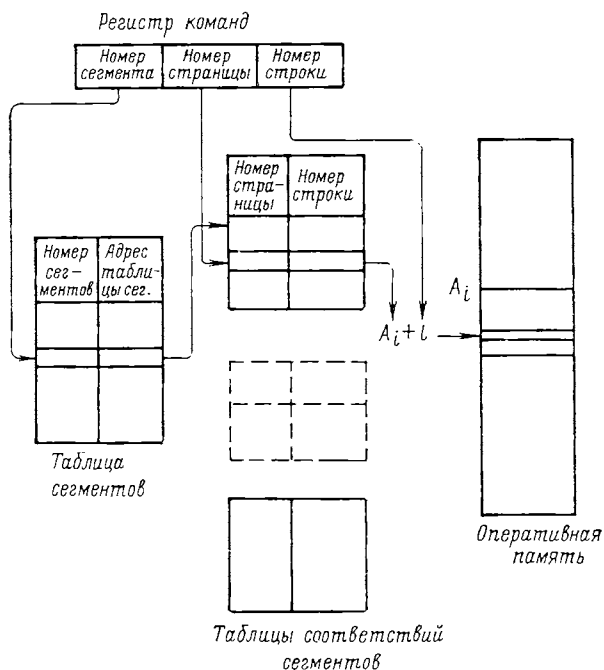
— сокращается время дополнительной переписи массивов, которое требовалось ранее для того, чтобы увеличить длину свободного участка оперативной памяти для размещения поступающей программы.

Указанные преимущества достигаются при увеличении времени, потребного для получения действительного адреса, и времени, затрачиваемого на корректировку таблицы соответствий. Для получения действительного адреса при использовании страничной организации требуется каждый раз два обращения: одно для получения адреса слова из таблицы соответствий, а другое для получения самого слова.

Время получения адресов слов, размещенных в оперативной памяти, можно существенно сократить, используя быстросуществующие регистры для хранения части таблицы соответствий, содержащей адреса страниц, размещенных в оперативной памяти. Так как число таких регистров невелико, то существенного увеличения оборудования не будет.

3. Сегментная организация памяти.

Рис. 6.3. Сегментная организация памяти



Более совершенным, но и более сложным способом организации памяти является сегментная организация, в котором учитывается то, что в оперативной памяти одновременно должна находиться одна или несколько программ и какой-либо участок данных. Такую совокупность назовем сегментом. Сегмент должен целиком вводиться из внешней памяти в оперативную. Программа в этом случае будет состоять из сегментов, а сегменты, в свою очередь, из страниц.

На рис. 6.3 приведена организация таблиц, позволяющая получить действительные адреса размещения данных в оперативной памяти. Преимущества данного способа достигаются при увеличении времени, потребного на выработку адресов, так как в этом случае доступ к любому машинному слову требует трех обращений.

Каждый из рассмотренных способов организации памяти обеспечивает динамическое ее распределение и может применяться в зависимости от требований, предъявляемых к системе обработки в целом.

6.2. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Неотъемлемой частью вычислительной машины или вычислительной системы является программное или математическое обеспечение. Математическое обеспечение [1, 3] — это комплекс программных средств, предназначенных для повышения эффективности использования вычислительной системы, облегчения ее эксплуатации и снижения трудоемкости подготовительной работы и решения задач на ЭВМ. Хотя терминология в данной области знаний еще окончательно не установилась, однако многие авторы делят математическое обеспечение на внутреннее и внешнее.

К внутреннему математическому обеспечению относятся средства, повышающие эффективность организации вычислительного процесса и состоящие из следующих элементов:

- 1) программ функционального контроля;
- 2) операционной системы;
- 3) программ, обеспечивающих хранение и выборку данных из запоминающих устройств.

Программы функционального контроля предназначены для выполнения следующих функций:

- а) проверки по программам тестового контроля исправности ЦВМ перед началом работы;
- б) обнаружения отказов и сбоев в процессе выполнения основных задач;
- в) исправления ошибок в случае обнаружения сбоев;
- г) определения места отказа.

Операционная система предназначена для организации вычислительного процесса и состоит из следующих основных программ:

— диспетчера (супервизора), осуществляющего управление последовательностью решаемых задач и контроль загрузки ЭВМ;

- управления обменом данными с внешними устройствами;
- управления системой ЭВМ или многопроцессорной системой.

Программы, обеспечивающие хранение и выборку данных предназначены для эффективного выполнения следующих функций:

- записи данных в накопителе;
- обновления хранящейся информации;
- выборки данных по запросу;
- выполнения специальных процедур обработки (сжатия данных, сортировки и т. д.).

К внешнему математическому обеспечению относятся средства, обеспечивающие сокращение затрат на разработку алгоритмов, составление и отладку программ. Обычно к внешнему математическому обеспечению относят:

- алгоритмические языки;
- трансляторы;
- библиотеки стандартных программ.

Под алгоритмом понимается всякое точное предписание, которое задает вычислительный процесс, позволяющий преобразовать некоторые исходные данные в искомый результат, определяемый этими исходными данными. Для того чтобы реализовать алгоритмы при помощи ЭВМ, в настоящее время широко используются алгоритмические языки или языки программирования [2].

Алгоритмические языки в зависимости от особенностей задач, для описания которых они предназначены, делятся на различные группы, из которых в интересах конкретного применения целесообразно остановиться на двух:

- машинно-ориентированные языки (автокоды);
- проблемно-ориентированные языки.

Автокод, являющийся языком низшего уровня, с одной стороны, сохраняет структуру системы команд данной ЭВМ, а с другой — существенно облегчает оператору процесс составления программы, так как позволяет не привязываться к конкретным адресам, использовать наиболее удобные для оператора символы (десятичную систему счисления, возможность использования определенных команд вместо целых блоков и т. д.).

Преимущество автокода применительно к использованию в рассматриваемом классе задач характеризуется также возможностью использования отдельной команды, соответствующей опросу аналоговых и цифровых датчиков.

Языками высшего уровня являются проблемно-ориентированные языки. Эти языки не зависят от особенностей используемой ЭВМ и содержат средства, позволяющие составить описание процесса обработки, протекающего во времени. К проблемно-ориентированным языкам могут быть отнесены: АЛГОЛ-60,

КОБОЛ, ФОРТРАН, PL-1. Использование таких языков позволяет создать библиотеки алгоритмов, записанных на данном языке, и использовать эти алгоритмы для реализации на любой из ЭВМ.

Для того чтобы перевести описание процесса с алгоритмического языка на машинный, используются трансляторы. Программу, осуществляющую перевод с проблемно-ориентированного языка на машинный, обычно называют компилятором [4].

Рассмотрим в качестве примера организацию системы математического обеспечения бортовой ЦВМ «Аполлон».

Требования к комплексу программ данной ЦВМ характеризуют задачи, решаемые в процессе полета, и параметры и назначение входных и выходных устройств. На рис. 6.4 приведена блок-схема связей БЦВМ с такими устройствами.

Программы, составляющие математическое обеспечение, делятся на две группы:

- рабочие программы, предназначенные для реализации задач управления космическим аппаратом;
- обслуживающие программы.

К обслуживающим программам могут быть отнесены следующие:

- интерпретирующая программа;
- управляющая программа;
- программа анализа списка ожидающих прерываний.

Основной особенностью математического обеспечения является то, что программы написаны на специализированном языке, удобном для описания задач, и хранятся в таком виде в памяти ЭВМ. Перевод со специализированного языка на машинный осуществляется интерпретирующей программой в процессе работы. Такой способ формирования основных программ позволяет увеличением времени обработки сократить существенно объем памяти, потребный для хранения программ. Достижимая экономия памяти значительно больше того объема, который необходим для самой интерпретирующей программы.

Принципы построения управляющей программы определяются тем, что система обработки данных представляет собой систему с разделением времени [5]. В БЦВМ «Аполлон» в таком режиме одновременно может работать до десяти программ. В связи с этим основными функциями управляющей программы являются:

- распределение оперативной памяти в режиме разделения времени;
- организация работы по принципу приоритета;
- отображение результатов обработки на устройствах индикации.

Среди программ, составляющих математическое обеспечение БЦВМ «Аполлон», имеются такие, которые выполняются в режиме прерывания. Для управления такими программами

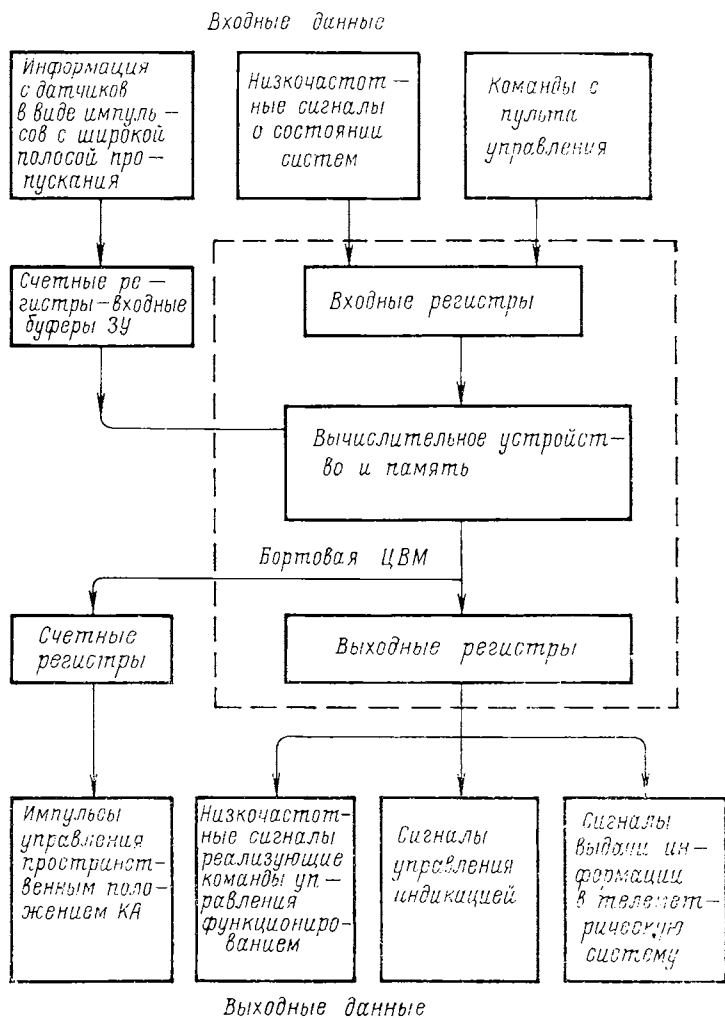


Рис. 6. 4. Блок-схема связи БЦВМ с внешними устройствами

предназначена программа анализа списка ожидающих прерываний, которая осуществляет контроль за временем выполнения программ в этом режиме. Отсутствие такого контроля может привести к недопустимой задержке в обработке поступающей информации, потере информации или несвоевременной выдаче данных из системы обработки. В БЦВМ «Аполлон» время выполнения программ в режиме прерывания не должно превышать 4 мс, что характеризует большую динамичность данной вычислительной системы.

Большое внимание, уделяемое вопросам автоматизации составления и отладки программ, определяется тем, что программное или математическое обеспечение бортовых ЦВМ стоит дороже, чем оборудование.

Построение математического обеспечения БЦВМ представляет собой весьма сложную проблему также в связи с тем, что высокие требования к вероятности выполнения задачи космическим аппаратом естественным образом предъявляют еще более высокие требования к надежности выполнения программ в бортовой вычислительной машине.

Основным методом отладки и проверки качества программ является моделирование на стационарной ЭВМ, использующее модель КА, модель окружающей среды и модель БЦВМ. С этой целью создаются семейства стационарной ЭВМ и БЦВМ, имеющие ряд сходных характеристик. В качестве примера могут быть приведены БЦВМ Univac 1830 A и стационарная ЭВМ Univac 1230, а также БЦВМ IBM 4Pi/EP и стационарная IBM 360 модель 40. Система команд БЦВМ в этом случае является частью системы команд стационарной ЭВМ из этого же семейства.

Использование подобного принципа дает следующие существенные преимущества:

- отпадает необходимость в моделирующей программе для отладки программ БЦВМ;

- идентичность систем команд в семействе ЭВМ позволяет привлечь для программирования задач БЦВМ высококвалифицированных специалистов, подготовленных для работ на стационарных ЭВМ.

6.3. МЕРЫ ПО ПОВЫШЕНИЮ НАДЕЖНОСТИ

Одной из основных условий совершенствования бортовых вычислительных машин, как это было отмечено в гл. 1, является обеспечение высокой надежности систем и аппарата в целом.

Так как увеличение показателя надежности связано с резким возрастанием стоимости оборудования, то выбор требований по надежности определяется общей стоимостью решения поставленной задачи или поддержания космической системы в работоспособном состоянии.

Выбор требований к надежности оборудования для пилотируемых КА имеет свои особенности. К оборудованию, которое обеспечивает безопасность экипажа, т. е. возможность сохранения жизни и возвращения на Землю, предъявляются повышенные требования. Так, при проектировании пилотируемых КА в США требования по надежности оборудования выбираются такими, чтобы вероятность обеспечения безопасности экипажа составляла 99,9%, в то время как вероятность выполнения поставленной задачи принимается равной лишь 95%.

Повышение надежности аппаратуры осуществляется двумя путями:

- повышением надежности отдельных элементов схем;
- введением избыточности (резервированием).

Рассмотрим некоторые способы повышения надежности путем введения избыточности, так как именно способы, относящиеся к этому пути, существенным образом влияют на структуру и принципы построения бортовых ЭВМ.

Методы резервирования можно разделить на две группы: активное и пассивное резервирование.

При активном резервировании (рис. 6.5) отказавший элемент БЦВМ обнаруживается специальной схемой и заменяется исправным при помощи устройства переключения.

Активное резервирование может быть реализовано на различных уровнях:

- резервирование элементов, блоков, устройств, ЦВМ. При выборе уровня резервирования необходимо учитывать следующие два обстоятельства. Чем меньше уровень резервирования, тем надежнее система. С другой стороны, устройства обнаружения отказов и переключения не имеют абсолютной надежности и усложняют сами устройства, увеличивая при этом их массу. Необходимо отметить, что постоянно проводимый процесс интеграции схем естественным образом приводит к повышению уровня резервирования.

Интерес с точки зрения влияния на принципы обработки представлял следующие варианты организации вычислительных систем:

- мультимашинная структура;
- мультимодульная структура;
- структура с рассредоточенным процессором.

Мультимашинная структура реализуется в виде нескольких ЭВМ, не связанных между собой. Подключение исправной машины осуществляется через коммутатор, который и является единственным связующим ЦВМ звеном.

Мультимодульная структура и структура с рассредоточенным процессором являются разновидностями мультипроцессорных вычислительных систем.

Модульная структура предусматривает наличие ряда однотипных функциональных блоков. Блок-схема такой структуры

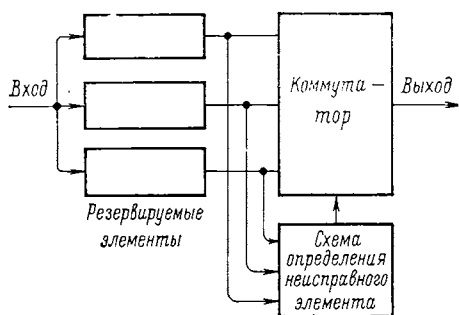


Рис. 6. 5. Блок-схема активного резервирования

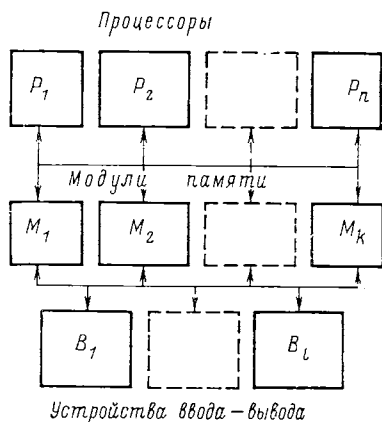


Рис. 6. 6. Мультимодульная организация

приведена на рис. 6. 6. Любой из модулей процессоров связан с любым модулем памяти, а те, в свою очередь, связаны с модулями ввода — вывода. Такая организация обладает достаточной гибкостью, предусматривает широкие возможности по наращиванию модулей всех уровней. При помощи такой структуры в период критических фаз могут быть использованы все средства. В обычном режиме часть модулей отключается и не используется.

В структуре с рассредоточенным процессором система состоит из блоков, каждый из которых имеет вычислительные возможности и свою память. Процесс обработки может быть разделен между такими блоками, при этом каждый блок может быть управляемым и управляющим.

Для эффективной реализации активных методов резервирования бортовая вычислительная машина должна обладать совершенной системой контроля. Методы контроля разделяются на два вида — аппаратные и программные. Аппаратный контроль основывается на введении в состав ЦВМ специального оборудования. При помощи такого оборудования контролируются процессы обмена данными между различными устройствами, правильность выполнения арифметических операций и т. д.

Программный контроль позволяет с использованием программных средств проверять правильности работы ЦВМ. Контроль может осуществляться или при помощи тест-программ, решаемых в промежутках между основными программами, или при помощи специальных присмов, позволяющих проверять правильность решения основных программ. В качестве примера такого специального приема может быть проведен способ, использующий двукратное решение задачи. В этом случае по совпадению результатов судят об исправности ЦВМ. Другим

примером является использование разных методов получения одного и того же результата.

Если отличительной чертой аппаратных способов контроля является необходимость увеличения оборудования, то программные способы требуют для своей реализации дополнительного машинного времени, т. е. приводят к некоторой потере производительности ЦВМ. Естественно, что наибольший эффект дает разумное сочетание программных и аппаратных методов контроля.

Для бортовых ЦВМ особо важное значение имеет сохранность программ. Для того чтобы повысить надежность хранения программ, используют запоминающие устройства, допускающие только считывание. Чтобы исключить возможность непроизвольного разрушения хранящихся данных, может быть использована система защиты памяти. В простейшем случае система защиты может быть основана на использовании специального регистра, содержащего начальный и конечный адрес, реализуемой в данный момент программы. В процессе выполнения программы при обращении к памяти адрес обращения сравнивается с содержимым регистра. Команда выполняется, если адрес не выходит за пределы адресов, хранимых в регистре. В противном случае формируется сигнал, соответствующий аварийной ситуации.

Простота является существенным достоинством данного способа, однако он применим лишь при работе с одним массивом. При большем числе массивов и при динамическом распределении памяти между программами объем аппаратных и программных средств защиты памяти возрастает.

Основным недостатком активных методов резервирования является необходимость временных затрат для определения отказавшего элемента и подключения вместо него другого элемента из резерва.

Несмотря на данный недостаток, активные методы резервирования широко используются на уровне крупных блоков и ЦВМ в целом.

На уровне ячеек и деталей используются пассивные методы резервирования. В качестве примера рассмотрим лишь некоторые из них.

1. Самокомбинирующая избыточность.

Классическим примером таких схем является схема, приведенная на рис. 6.7, а. В данной схеме отказ отдельного элемента или даже пар элементов (за исключением одновременного выхода элементов с номерами 1—3, 2—4) не приводит к неправильному формированию выходного сигнала.

2. Мажоритарная логика.

Особенностями методов данной группы является то, что выходной сигнал формируется при помощи специальной схемы мажоритарного элемента (см. рис. 6.7, б).

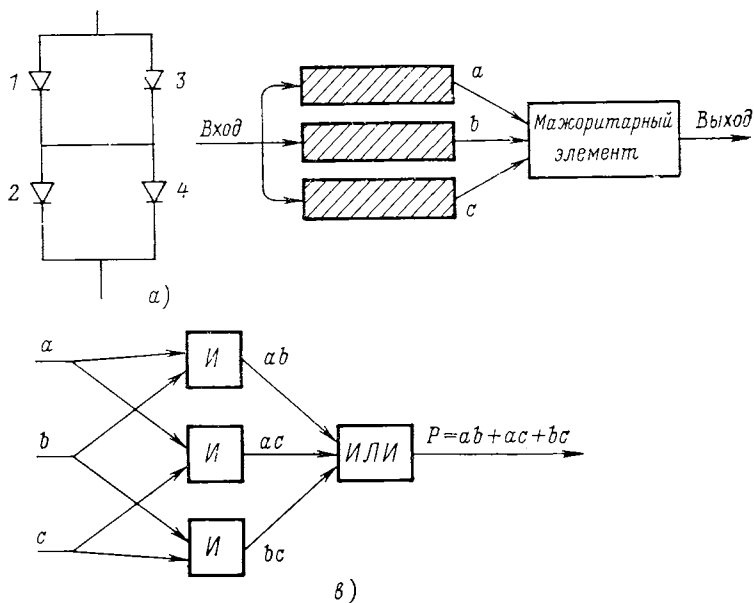


Рис. 6.7. Блок-схема пассивного резервирования:

а — самокомбинирующая схема; б — схема, реализующая мажоритарную логику;
в — логическая схема мажоритарного клапана

Мажоритарный элемент (клапан) формирует выходной сигнал таким же, как большинство входных. Пусть a , b , c — выходные сигналы трех параллельных схем. Тогда клапан должен сформировать выходной сигнал в соответствии с табл. 6.1.

Таблица 6.1

a	b	c	$P_{\text{вых}}$
0	0	0	0
0	0	1	0
0	1	0	0
0	1	1	1
1	0	0	0
1	0	1	1
1	1	0	1
1	1	1	1

Мажоритарный клапан, реализующий данную логику, приведен на рис. 6.7, в. В соответствии с реализуемой логикой одиночный сбой или отказ в схеме, формирующей входной для

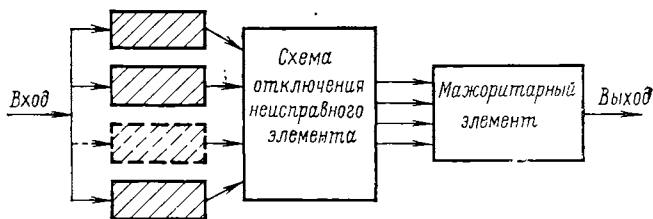


Рис. 6. 8. Самонастраивающаяся мажоритарная логика

клапана сигнал, не приводит к нарушению функционирования всей схемы.

3. Самонастраивающаяся мажоритарная логика.

Данный тип резервирования использует потенциальную способность мажоритарной логики определять неисправный элемент. Для этого используется мажоритарный клапан Гирса, и схема резервирования содержит помимо мажоритарного клапана устройство отключения неисправного элемента (рис. 6. 8).

Отличительной особенностью активных методов резервирования и мажоритарной логики является то, что их надежность существенно зависит от надежности устройств обнаружения отказавшего элемента и мажоритарных клапанов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Виленкин С. Я., Трахтенгерц Э. А. Математическое обеспечение управляющих и вычислительных машин. М., «Энергия», 1972, 392 с.
2. Лавров С. С. Универсальный язык программирования. М., «Наука», 1967, 196 с.
3. Липаев В. В., Колин К. К., Серебровский Л. А. Математическое обеспечение управляющих ЦВМ. М., «Советское радио», 1972, 528 с.
4. Хопгуд Ф. Методы компиляции. М., «Мир», 1972, 160 с.
5. Шерр А. Анализ вычислительных систем с разделением времени. М., «Мир», 1970, 135 с.

К основным параметрам бортовой вычислительной машины могут быть отнесены:

- быстродействие или производительность;
- структура памяти и характеристики ЗУ;
- адресность;
- разрядность;
- система команд;
- надежность;
- масса и энергопитание и т. д.

Выбор параметров определяется задачами, решаемыми данным КА, и требованиями, предъявляемыми к аппарату, которые вытекают из особенностей решаемых задач. Ряд параметров однозначно определяется этими требованиями. Так, например, вероятность выполнения задачи и необходимая продолжительность полета позволяют определить надежность БЦВМ. Возможности КА также определяют допустимую массу и энергопотребление.

При определении конкретных требований к БЦВМ необходимо учитывать тот факт, что оценка этих требований должна быть приближенной в связи с тем, что одним из требований, предъявляемых к БЦВМ, является гибкость, т. е. возможность наращивать задачи в процессе совершенствования КА данного назначения без изменения его конструкции. Таким образом, сделав даже точный подсчет, необходимо предусмотреть некоторый резерв по памяти и быстродействию. Кроме того, необходимо учесть также, что для каждого ИСЗ нецелесообразно конструировать отдельную БЦВМ. В интересах экономии материальных затрат на создание бортовых машин целесообразно идти по пути стандартизации, т. е. создания определенного набора типовых БЦВМ, перекрывающих возможный диапазон требований, предъявляемых к ним.

7.1. ОЦЕНКА БЫСТРОДЕЙСТВИЯ И ПАМЯТИ

При определении требований по памяти и быстродействию последовательность действий должна быть следующей. Определяем цикличность программы полета и строим временную диаграмму фаз полета. Для каждой фазы определяем задачи, решаемые в данной фазе, и время выполнения фазы. Пример перечня фаз и задач, решаемых в каждой из них для космического корабля «Аполлон», приведен в табл. 7.1. Для каждой фазы строится временная диаграмма решения задач на БЦВМ и на основании этой диаграммы определяются потребности по быстродействию и памяти для решения каждой из задач. При оценке вычислительных возможностей на борту целесообразно использовать такой показатель, как производительность вычислительной системы. Этот показатель является обобщенным. Он зависит от целого ряда факторов, таких как время выполнения операций в арифметическом устройстве, характеристик ЗУ, числа обслуживаемых каналов ввода — вывода и т. д.

В качестве производительности может быть выбран такой частный показатель, как быстродействие ЦВМ.

Под быстродействием ЦВМ следует понимать среднее количество операций, выполняемое машиной в единицу времени при реализации конкретной задачи и определяемое соотношением [3]:

$$V = \frac{1}{\sum_i p_i \tau_i}, \quad (7.1)$$

где p_i — частота выполнения операции i -го типа;

τ_i — время выполнения операции i -го типа.

Из соотношения (7.1) видно, что быстродействие ЦВМ меняется от задачи к задаче, так как частоты выполнения тех или иных операций различны.

Однако для инженерной оценки реализуемости различных алгоритмов целесообразно оценить номинальное быстродействие $V_{ном}$, под которым следует понимать количество стандартных операций, выполняемых ЦВМ в единицу времени при реализации некоторой программы, приведенной только к стандартным операциям:

$$V_{ном} = \frac{1}{\tau_{ст}}, \quad (7.2)$$

где $\tau_{ст}$ — время выполнения стандартной операции.

Проанализировав время выполнения операции, последние можно разделить на две группы с близким временем их выполнения. Достаточно иметь две группы операций: типа сложения и типа умножения.

Таблица 7.1

Фазы полета и задачи, решаемые БЦВМ КК «Аполлон»

№ фазы	Основные фазы полета КК «Аполлон»	Основные задачи, решаемые на борту КК при помощи БЦВМ
1	Вывод КК на геоцентрическую орбиту ожидания	Определение скорости и положения КК в пространстве при работающей двигательной установке ракеты-носителя Формирование управляющих сигналов системы стабилизации с учетом эксцентриситета между линией действия тяги и центром масс КК Работает БЦВМ ракеты-носителя
2	Старт на втором витке с геоцентрической орбиты на траекторию перелета к Луне	Уточнение ориентации гиросtabilизирующей платформы Определение скорости и положения КК в пространстве Формирование управляющих сигналов системы стабилизации
3	Первая коррекция траектории движения КК	Обработка навигационных измерений Выставка ГСП, уточнение ее ориентации Уточнение импульса коррекции Определение скорости и положения КК на участке движения с включенной двигательной установкой Формирование управляющих сигналов системы стабилизации
4	Вторая коррекция траектории движения КК	Задачи, аналогичные фазе № 3
5	Проверка состояния бортовых систем лунного корабля	Опрос датчиков систем функционирования корабля Обмен информацией с экипажем
6	Третья коррекция (третья коррекция проводится в случае необходимости)	Задачи, аналогичные фазе № 3
7	Подготовка к переводу КК на селеноцентрическую орбиту	Обработка навигационных измерений Уточнение ориентации ГСП Уточнение импульса скорости для перехода КК на селеноцентрическую орбиту Проверка функционирования систем КК
8	Переход КК на эллиптическую селеноцентрическую орбиту	Определение скорости и положения КК в пространстве при включенной двигательной установке Формирование управляющих сигналов системы стабилизации
9	Переход КК с эллиптической орбиты на круговую селеноцентрическую орбиту	Уточнение импульса скорости и задачи, аналогичные фазе № 8
10	Проверка состояния лунного корабля	Задачи, аналогичные фазе № 5

№ фазы	Основные фазы полета КК „Аполлон“	Основные задачи, решаемые на борту КК при помощи БЦВМ
11	Расстыковка основного блока КК и лунного корабля	—
12	Перевод основного блока КК на новую орбиту	Задачи, аналогичные фазе № 9
13	Перевод лунного КК на эллиптическую орбиту с периселением ~ 15 км	Выставка ГСП лунного корабля Уточнение импульса скорости, необходимого для перевода КК на эллиптическую орбиту Определение скорости и положения лунного корабля в пространстве при включенной двигательной установке Формирование управляющих сигналов системы стабилизации
14	Посадка лунного корабля	Управление движением центра масс Формирование управляющих сигналов системы стабилизации
15	Старт взлетной ступени лунного корабля и выход ее на начальную селеноцентрическую орбиту	Уточнение ориентации ГСП лунного корабля Расчет траектории движения Определение положения и скорости взлетной ступени в пространстве при включенной двигательной установке Формирование управляющих сигналов системы стабилизации
16	Переход взлетной ступени на орбиту с высотой в ~ 83 км	Уточнение ориентации взлетной ступени Расчет траектории движения Определение положения и скорости в пространстве Формирование управляющих сигналов системы стабилизации
17	Сближение основного блока КК и лунного корабля, причаливание и стыковка	Уточнение ориентации КК и взлетной ступени Расчет траектории движения Определение положения и скорости в пространстве при работающем двигателе Формирование управляющих сигналов системы стабилизации
18	Переход с селеноцентрической орбиты на траекторию возвращения к Земле	Обработка навигационных измерений Уточнение ориентации ГСП КК Уточнение импульса скорости для перехода на орбиту полета к Земле Определение положения и скорости в пространстве при работающей двигательной установке Формирование управляющих сигналов системы стабилизации
19	Коррекции траектории полета к Земле (программой предусматривается в случае необходимости проведение трех коррекций)	Задачи, аналогичные фазе № 3

№ фазы	Основные фазы полета КК „Аполлон“	Основные задачи, решаемые на борту КК при помощи БЦВМ
20	Отделение командного отсека от служебного отсека	—
21	Вход командного отсека с экипажем в атмосферу Земли	Определение положения и скорости в пространстве Управление ориентацией вектора скорости для обеспечения движения командного отсека в заданном коридоре входа в атмосферу

К первой группе следует отнести операции сложения, вычитания, сравнения, различных передач. Общее число операций типа сложения определяется соотношением

$$N_{\text{сд}} = n_{\text{сд}} + k_1 n_{\text{в}} + k_2 n_{\text{ср}} + k_3 n_{\text{пер}}, \quad (7.3)$$

где $n_{\text{сд}}$, $n_{\text{в}}$, $n_{\text{ср}}$, $n_{\text{пер}}$ — число операций сложения, вычитания, сравнения, передачи команд;

k_1 , k_2 , k_3 — коэффициенты пропорциональности, учитывающие соотношение между временем выполнения стандартной операции сложения и операциями другого типа.

Ко второй группе можно отнести операции типа умножения, деления, сдвигов. В этом случае общее число операций типа умножения запишется в виде

$$N_{\text{у}} = n_{\text{у}} + k_4 n_{\text{д}} + k_5 n_{\text{сд}}, \quad (7.4)$$

где $n_{\text{у}}$, $n_{\text{д}}$, $n_{\text{сд}}$ — число операций умножения, деления, сдвига;
 k_4 , k_5 — коэффициенты пропорциональности.

Таким образом, можно считать, что ЦВМ способна выполнить $N_{\text{сд}}$ сложений или $N_{\text{у}}$ умножений в единицу времени. Номинальное быстродействие позволяет с определенной степенью достоверности осуществить сравнение ЦВМ по скорости выполнения вычислительных работ.

Основным условием, из которого следует исходить при определении номинального быстродействия БЦВМ, является выполнение неравенства

$$\Delta t \geq t_{\text{ф}}, \quad (7.5)$$

где Δt — время, отводимое на решение требуемой задачи;
 $t_{\text{ф}}$ — фактическое время решения задачи.

Величина $t_{\text{ф}}$ определяется выражением

$$t_{\text{ф}} = t_{\text{вв}}(1 - \varepsilon_1) + t_{\text{гп}} + t_{\text{к.ф}} + t_{\text{в}} + t_{\text{выв}}(1 - \varepsilon_2), \quad (7.6)$$

где $t_{\text{вв}}$, $t_{\text{выв}}$ — время, отводимое на ввод исходной информации и вывод результатов решения задачи;

- $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ — коэффициенты совмещения ввода и вывода информации с процессом решения;
- $t_{гр}$ — время групповых обменов для считывания программы, контрольных исходных данных и программ математического обеспечения из ВЗУ в ОЗУ;
- t_{Σ} — время непосредственного решения задачи вычислителем;
- $t_{к.ф}$ — время, отводимое для контроля функционирования ЦВМ, например при помощи контрольных тестов.

Рассмотрим кратко возможность определения составляющих выражений (7.6). Значение $t_{вв}$ определяется количеством сообщений, поступающих на вход ЦВМ, и временем передачи одного i -го сообщения. Величина $t_{вв}$ может быть найдена из соотношения

$$t_{вв} = \sum_{i=1}^n m_i t_i, \quad (7.7)$$

где $t_i = n/qf$ — время передачи одного i -го сообщения; n — число разрядов в коде сообщения; f — частота передачи разрядов кода; q — число, одновременно передаваемых разрядов; m_i — количество однотипных сообщений.

Выбор коэффициента ε_1 может быть осуществлен следующим образом [5].

Если для работы устройства ввода требуется более 0,15—0,20 времени решения задачи в вычислителе, то следует выбрать структуру ЦВМ с совмещением времени работы устройства ввода и вычислителя. Коэффициент совмещения может изменяться от нуля (при $t_c = 0$) до максимального значения, равного

$$\varepsilon_{1\max} = \frac{t_{вв}}{t_{\Sigma}}, \quad (7.8)$$

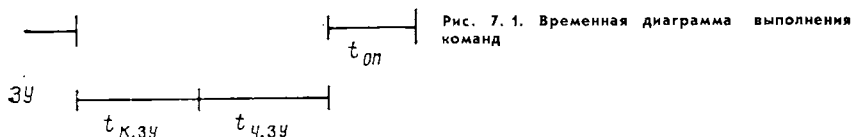
когда $t_c = t_{вв}$.

Аналогичные рассуждения могут быть проведены при выборе составляющих $t_{выв}$ и ε_2 .

Для оценки времени групповых обменов $t_{гр}$ необходимо задаться структурой и типом внешних запоминающих устройств (ВЗУ). Общее время для выполнения групповых обменов информацией между оперативным запоминающим устройством (ОЗУ) и ВЗУ может быть определено соотношением

$$t_{гр} = \sum_j \{(M_{1j} + M_{2j}) \tau_j\} (1 - \beta_j), \quad (7.9)$$

где M_{1j} — общее количество чисел и команд, пересылаемых из j -го ВЗУ в ОЗУ; M_{2j} — количество чисел и команд, пересылае-



мых из ОЗУ в j -ое ВЗУ; τ_j — время, приходящееся на пересылку одного числа из ОЗУ в ВЗУ или наоборот; β_j — коэффициент совмещения встречных групповых передач информации из ОЗУ в j -ое ВЗУ и из j -го ВЗУ в ОЗУ.

Часто можно вычислительный процесс строить так, что выполняется условие

$$M_{1j} = M_{2j} = M_j, \quad (7.10)$$

тогда время для групповых передач

$$t_{гр} = \sum_j M_j \tau_j 2(1 - \beta_j). \quad (7.11)$$

Время, отводимое для контроля функционирования, $t_{к.ф}$ существенным образом зависит от применяемого метода контроля правильности функционирования вычислителя.

Время непосредственного решения задачи $t_{з}$ вычислителем определяется последовательностью выполнения команд в вычислителе. Для его оценки необходим анализ временных диаграмм выполнения команд. Рассмотрим принцип разделения времени работы ЗУ и АУ.

Время выполнения команд на ЦВМ с программным управлением складывается из составляющих:

- времени выбора из ЗУ команды $t_{к.зУ}$;
- времени выбора из ЗУ числа или чисел $t_{ч.зУ}$ в зависимости от количества адресов в команде k ;
- времени выполнения операции $t_{оп}$.

На рис. 7.1 для примера приведена временная диаграмма выполнения команды для ЦВМ с одноадресной системой кодирования. Временная диаграмма выполнения команды состоит из трех частей: времени получения из ЗУ команды — $t_{к.зУ}$, времени считывания или записи числа — $t_{ч.зУ}$ и времени выполнения операции.

Таким образом, для определения величины $t_{ср}$ могут быть оценены все составляющие.

При невыполнении условия (7.5) необходимо провести тщательный анализ составляющих соотношения (7.6) и внести изменения в структурную схему ЦВМ, которые установили бы требуемый баланс времени.

Требуемое быстродействие ЦВМ или непосредственно вычислителя определится соотношением

$$V_{\text{ЦВМ}}^{\text{сл}} = \frac{N_{\text{с}}}{\Delta t}; \quad V_{\text{ЦВМ}}^{\text{у}} = \frac{N_{\text{у}}}{\Delta t}. \quad (7.12)$$

Оценив потребный объем памяти и быстродействие, для решения каждой из задач необходимо построить сводные временные характеристики загрузки вычислителей. На основании этих характеристик для более рационального использования аппаратуры космического аппарата необходимо откорректировать программы полета, а затем уточнить временные диаграммы.

После этого составляется сводная диаграмма фаз и потребностей каждой из фаз по памяти и быстродействию. Наиболее нагруженные фазы и определяют (с учетом необходимого резерва) требования к БЦВМ. В табл. 7.2 представлены суммарные потребности по памяти и быстродействию для фаз полета к Марсу [15].

Таблица 7.2

Номер фазы	Задача фазы	Показатель продолжительности фазы, ч	Потребная память, тысячи слов	Скорость вычисления, тыс. опер/с
1	Вывод на орбиту Земли	0,2	2,5	10
2	Полет по орбите вокруг Земли	80	8,6	110
3	Вывод на траекторию полета к Марсу	0,2	4,5	45
4	Пассивный полет к Марсу	119,8	8,8	60
5	Коррекция траектории	0,2	9	140
6	Управление ориентацией на маршевом полете	2759,8	9,2	60
7	Коррекция при достижении Марса	0,2	9,5	140
8	Переход на орбиту Марса	0,6	7,6	55
9	Полет по орбите Марса	974,3	22,3	365
10	Вывод на орбиту к Земле	0,2	8,5	70
11	Пассивный полет к Земле	119,8	8,8	60
12	Коррекция траектории	0,2	9	140
13	Управление ориентацией на маршевом полете	6119,8	9	60
14	Коррекция при достижении Земли	0,2	6,2	200
15	Управляемый вход в плотные слои атмосферы	0,2	9	60

7.2. ОЦЕНКА ТРЕБУЕМОЙ ТОЧНОСТИ ВЫЧИСЛЕНИЙ И ВЫБОР РАЗРЯДНОСТИ ЦВМ

Одной из важнейших характеристик БЦВМ является длина кода и разрядность машинного слова.

Разрядность определяется следующими факторами:

- точностью решаемых на борту задач;
- характеристиками входной информации, поступающей для хранения и обработки;
- требуемой разрядностью команд;
- требованиями по быстродействию и массе оборудования.

Рассмотрим задачу выбора разрядности. Предположим, что при помощи БЦВМ реализуется управляющая функция

$$u(t) = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (7.13)$$

от поступающих на ее вход аргументов $x_1, x_2, \dots, x_n$. Общая ошибка на выходе БЦВМ определяется неточностью математического описания (например, линейной аппроксимацией нелинейной зависимости) физического процесса, реализуемого при помощи алгоритма БЦВМ, трансформированной ошибкой, зависящей от вида функции $f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ и ошибок аргументов на входе БЦВМ и инструментальной ошибки цифровой машины [3].

Перечисленные ошибки независимы, следовательно, для БЦВМ можно составить баланс ошибок, описываемый выражением

$$\sigma_y = \sqrt{\sigma_m^2 + \sigma_r^2 + \sigma_n^2}, \quad (7.14)$$

где σ_y — среднее квадратичное значение ошибки на выходе БЦВМ; σ_m — средние квадратичные ошибки математических аппроксимаций; σ_r — среднее квадратичное значение трансформированной ошибки; σ_n — среднее квадратичное значение инструментальной ошибки ЦВМ.

Проанализируем составляющие соотношения (7.14). Ошибка математических аппроксимаций обусловлена тем, что управляющие сигналы в ЦВМ формируются не в точном соответствии с желаемой управляющей функцией $f(x_1, x_2, \dots, x_n)$, а в виде близкого к этой функции аналога $f^*(x_1, x_2, \dots, x_n)$, алгоритмически реализуемого в вычислителе. Трансформированная ошибка зависит от неточности входных величин и вида преобразующей функции $f(x_1, x_2, \dots, x_n)$. Значение трансформированной входной ошибки определяется соотношениями

$$\sigma_r = \left\{ \sum_{j=1}^n \left[\frac{\partial f(x_1, x_2, \dots, x_n)}{\partial x_j} \right]^2 \sigma_{xj}^2 + \frac{1}{4} \sum_{j,k} \frac{\partial f(x_1, x_2, \dots, x_n)}{\partial x_j} \frac{\partial f(x_1, x_2, \dots, x_n)}{\partial x_k} r_{ij} \sigma_{xj} \sigma_{xk} \right\}^{1/2}, \quad (7.15)$$

если величины x_j и x_k коррелированы, и

$$\sigma_r = \left\{ \sum_{j=1}^n \left[\frac{\partial f(x_1, x_2, \dots, x_n)}{\partial x_j} \right]^2 \sigma_{\text{вх } j}^2 \right\}^{1/2} \quad (7.16)$$

в случае независимости этих величин.

В выражениях (7.15, 7.16) — $\sigma_{\text{вх } j}$ — среднее квадратичное значение ошибок аргумента x_j на входе БЦВМ, r_{jk} — коэффициент корреляции величин x_j, x_k . Величина $\sigma_{\text{вх } j}$ в свою очередь определяется соотношением

$$\sigma_{\text{вх } j} = \sqrt{\sigma_j^2 + \sigma_{kj}^2}, \quad (7.17)$$

где σ_j — средняя квадратичная ошибка аргумента на входе j -го датчика; σ_{kj} — средняя квадратичная ошибка квантования преобразователя. Ошибки квантования преобразователя связаны с его разрядностью. Пусть каждой величине x_j соответствует свой преобразователь непрерывной величины в дискретную и уровень квантования j -го преобразователя равен Δx_{kj} . Ошибки квантования подчинены равновероятному закону, а их предельные значения равны $\pm \frac{\Delta x_{kj}}{2}$. Следовательно, средние квадратичные ошибки квантования преобразователя будут

$$\sigma_{kj} = \frac{\Delta x_{kj}}{2\sqrt{3}}. \quad (7.18)$$

Разрядность же R_j преобразователя можно определить из соотношения

$$\frac{x_{j\text{max}} - x_{j\text{min}}}{\Delta x_{kj}} = 2^{R_j} - 1. \quad (7.19)$$

Точность работы непосредственно ЦВМ (инструментальная ошибка) $\sigma_{\text{и}}$ определяется совокупностью таких характеристик, как разрядность преобразователей, разрядность запоминающих устройств и операционного устройства и количеством разрядов, необходимых для представления выходных величин с требуемой точностью [3].

Разрядность запоминающих устройств во избежание потери информации должна быть не ниже разрядности любого из преобразователей, т. е.

$$R_{\text{зу}} \geq R_j. \quad (7.20)$$

Разрядность операционного (арифметического) устройства может быть записана как

$$R_{\text{оп}} = R_{\text{ч}} + S, \quad (7.21)$$

где $R_{\text{ч}}$ — разрядность чисел, вводимых в ЦВМ;

S — количество дополнительных разрядов для компенсации ошибок округления.

В свою очередь разрядность чисел, вводимых в машину, определим разрядностью преобразователя. Значение S можно подсчитать, исходя из следующих рассуждений.

Инструментальная ошибка (7.14) зависит от разрядности операционного (арифметического) устройства, т. е. от накопления ошибок округления. Можно считать, что ошибка однократного округления $\sigma_{\text{окр}}$ распределена по равновероятному закону в пределах от минус половины до плюс половины единицы младшего разряда, т. е.

$$\sigma_{\text{окр}}^{\text{max}} = \frac{1}{2} \text{ ед. младшего разряда,}$$

а ее среднее квадратичное значение равно

$$\sigma_{\text{окр}} = \frac{1}{2\sqrt{3}} \text{ ед. младшего разряда.}$$

При независимых однократных округлениях средняя квадратичная инструментальная ошибка $\sigma_{\text{и}}$ для последовательности n -вычислений равна

$$\sigma_{\text{и}} = \sqrt{\sigma_{\text{окр}1}^2 + \sigma_{\text{окр}2}^2 + \dots + \sigma_{\text{окр}n}^2} = \sigma_{\text{окр}} \sqrt{n} \quad (7.22)$$

или

$$\sigma_{\text{и}} = \sqrt{\frac{n}{12}} \text{ ед. младшего разряда.}$$

Для компенсации накопления ошибок округления необходимо ввести дополнительное число разрядов

$$S = \log_2(\sigma_{\text{и}} + 1) \quad (7.23)$$

или

$$S = \log_2 \left(\sqrt{\frac{n}{12}} + 1 \right). \quad (7.24)$$

Таким образом, может быть определена общая разрядность операционного устройства. Разрядность выходных устройств $R_{\text{вых}}$ обычно выбирают равной разрядности входных преобразователей и запоминающих устройств. В результате, используя уравнение баланса ошибок и зная общие требования, предъявляемые к σ_y , и вычислив значения $\sigma_{\text{м}}$ и $\sigma_{\text{т}}$, можно определить $\sigma_{\text{и}}$, а следовательно, и минимально требуемую разрядность.

Анализ точности решения различных задач на борту показал [1], что можно выделить две существенно различающиеся группы задач, требующие различной точности и соответственно разрядности ЦВМ. При решении задач типа навигации требуемая точность колеблется в пределах от 27 до 32 разрядов. При решении

задач управления функционированием требуемая длина машинного слова не превышает 15 разрядов. При представлении чисел с фиксированной запятой максимальная точность представления чисел

$$\varepsilon_{\max} = 2^{-n}, \quad (7.25)$$

где n — число разрядов, отведенное под мантиссу числа.

Если выбрать разрядность БЦВМ, учитывая самые жесткие требования, возникающие при решении задач навигации, то необходимо выбрать машинное слово, имеющее от 27 до 32 разрядов. Однако в этом случае увеличивается масса оборудования и уменьшается быстродействие за счет увеличения времени пробега сигнала переноса в арифметическом устройстве БЦВМ. Одним из путей разрешения данного противоречия является выбор машинного слова, удовлетворяющего основным требованиям, и использование для решения задач, требующих повышенной точности, специальных программ вычислений с повышенной точностью, отводя при этом для хранения каждого числа не одну, а несколько ячеек.

Рассмотрим принцип построения алгоритма сложения чисел с повышенной точностью в ЦВМ с фиксированной запятой. Пусть мы имеем два числа A и B , размещенные каждое в двух ячейках памяти, и A_c и A_m , B_c и B_m — части чисел A и B , содержащие старшие и младшие разряды соответственно. Пусть результат X также должен быть получен с двойной точностью и состоит из X_c и X_m , тогда для сложения или вычитания

$$\left. \begin{aligned} X_m &= A_m \pm B_m; \\ X_c &= A_c \pm B_c + p, \end{aligned} \right\} \quad (7.26)$$

где p — единица переноса при вычислении X_m .

При выполнении сложения и вычитания могут быть использованы два способа представления результата:

— знак числа единый для частей числа, хранящихся в разных ячейках;

— каждая часть числа может иметь свои знаки.

Пример. Рассмотрим двузначные десятичные числа. Пусть $A = +43$; $B = +28$; $A_c = 4$; $A_m = 3$; $B_c = 2$; $B_m = 8$. Тогда $X_m = 1$; $p = 1$; $X_c = 7$.

При сложении и вычитании чисел с повышенной точностью каждая составляющая может получить свой знак. Будем обозначать числа следующей записью: $A = +43 = [+4, +3]$. Тогда при $A = +43$ и $B = -28$

$$[+4, +3] + [-2, -8] = [+2, -5] = [+1, +5].$$

Этот пример показывает, что в первом способе — использовании одного знака для всех составляющих числа при выполнении операций сложения и вычитания потребуются проводить дополнительные преобразования.

Для того чтобы сократить количество операций, необходимых для обработки данных с двойной точностью, используется второй способ, при котором каждая часть числа имеет свой знак. В этом случае любое число может быть представлено двояко

$$[+4, +3] = [+5, -7];$$

$$[-2, -8] = [-3, +2].$$

Однако операции, проводимые над числами, дают в этом случае одинаковый результат:

$$[+4, +3] + [-2, -8] = [+2, -5];$$

$$[+5, -7] + [-2, -8] = [+2, -5];$$

$$[+4, +3] + [-3, +2] = [+1, +5];$$

$$[+5, -7] + [-3, +2] = [+2, -5].$$

Рассмотренные примеры показывают, что когда появляется перенос, то он вместе со своим знаком переходит в сумму более старшей части. Часть, в которой сформировано переполнение, сохраняет при этом свой знак. Таким образом

$$p = 0 \text{ или } p = \pm 2^{-n}.$$

Примером использования алгоритма вычислений с повышенной точностью может служить ЦВМ, размещаемая на КА «Аполлон», в которой применяется алгоритм вычислений с двойной точностью (сложение, вычитание, умножение и деление) и алгоритм сложения и вычитания с утроенной точностью. При этом данные достигнутого времени выполнения операций с повышенной точностью приведены в табл. 7.3.

Таблица 7.3

Время выполнения операции	Уровень точности	
	Обычная точность	Удвоенная точность
Время сложения, мкс	23,4	35,1
Время умножения, мкс	46,8	57,5

Алгоритм выполнения операций умножения и деления с повышенной точностью не обладает большой сложностью, если использует обычное умножение и деление, а сложение и вычитание с двойной точностью. Однако получение большой точности связано с таким усложнением программ, которое ставит серьезные преграды на пути их практической реализации.

Необходимо отметить, что при использовании алгоритмов выполнения операций с повышенной точностью размер машинного кода в основном определяется структурой команд.

Так, в ЦВМ «Аполлон» выбрано 15-разрядное машинное слово. Такая разрядность не обеспечивает решение поставленной задачи без специальных мер, так как позволяет кодировать лишь 8 команд и производить адресацию к 4096 ячейкам ЗУ. Число команд и адресов в этом случае расширяется при использовании специальных регистров.

Таким образом, машинное слово в 18—20 разрядов и способность машины обрабатывать данные с повышенной точностью, уже позволяют удовлетворить требования, предъявляемые к БЦВМ.

7.3. АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК БЦВМ ПРИ ПОМОЩИ МОДЕЛИ

Определение отдельных требований к БЦВМ при помощи аналитических выражений может быть использовано лишь в простейших случаях, например, если вычислительные бортовые средства состоят из одного процессора. Кроме того, при помощи аналитических выражений крайне трудно с достаточной степенью точности учесть аппаратные системы вычислительных средств, структуру алгоритмической системы, надежность средств обработки и т. д.

Указанные недостатки устраняются при использовании для оценки параметров вычислительной системы метода моделирования [2, 9].

Модель, состав которой приведен на рис. 7. 2, позволяет установить степень влияния различных характеристик на показатели качества системы и определить, как справляется система обработки данных с обслуживанием входящего потока информации при различном составе средств, различных схемах обработки и возможных критических и аварийных ситуациях.

Общая модель состоит из частных моделей. Рассмотрим особенности их построения и основные исходные данные, которые необходимы для создания модели.

1. Модель источников позволяет сформировать входной поток данных, поступающих в вычислительную систему. Под источниками применительно к БЦВМ понимаются различного типа датчики, пульта и другие устройства, с которых поступают данные, а также сигналы, вырабатываемые в самой системе, на решение отдельных задач в соответствии с программой полета. Модель источников, формируя время выдачи сообщений, должна указывать номер задачи, которая обслуживает данный тип сообщений. Необходимо отметить, что точность знания характеристик входного потока данных в основном определяет степень соответствия модели реальной системе обработки данных на борту КА.

2. Модель программной сети является основой общей модели и ее главной частью.

Под моделью программной сети понимается конечный граф, узлами которого являются моделирующие алгоритмы программ, реализующих основные задачи обработки, а ребрами — входы, выходы в моделирующие алгоритмы. Каждая программа в модели представляется одним или несколькими модулями — моделирующими алгоритмами. Число модулей, которыми может быть представлена любая программа, обычно небольшое. В качестве примера могут быть представлены следующие модули:

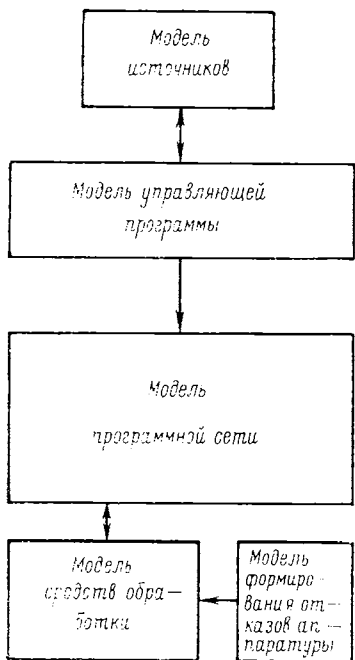


Рис. 7.2. Состав модели оценки основных показателей

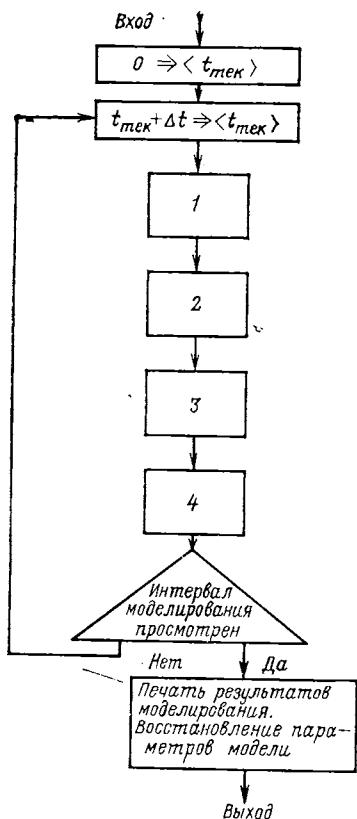


Рис. 7.3. Укрупненная блок-схема модели оценки основных показателей

а) выходом заданного модуля является постоянное число единиц информации независимо от числа сообщений, поступающих на вход. Время работы модуля фиксированно;

б) модуль имеет переменное число входных и выходных сообщений, при этом время работы модуля является функцией числа сообщений, поступивших на вход;

в) модуль имеет переменное число входных и выходных сообщений. Время работы постоянно;

г) модуль используется в системах, имеющих программы накопителей, обеспечивающих ответы на различные типы запросов. Модуль имеет переменное число входных сообщений. Время его работы зависит от типа запроса и объема выдаваемой информации. При записи информации модуль имеет переменное число входных сообщений и не имеет выхода.

В каждый момент времени программа характеризуется определенными значениями переменных, описывающих ее внутреннее состояние:

- временем работы в текущем цикле;
- общим временем работы программы;
- числом единиц информации, обработанных в данном цикле;
- общим числом обработанных программой единиц информации;
- временем простоя в очереди к накопителю в данном цикле;
- общим временем простоя.

Программная сеть имеет несколько открытых входов. Эти открытые входы в общей модели замыкаются на модели источников, формирующие входной поток.

3. Модель средств обработки позволяет учесть влияние на характеристики системы обработки конкретных параметров вычислителей и ЗУ, структуру построения средств. В модели фиксируются простой и загрузка вычислителей, общее время, затрачиваемое на обращение к накопителям разных уровней, число прерываний вычислительного процесса, среднее и общее время, затрачиваемое на прерывания.

4. Модель управляющей программы позволяет оценить время, потребное на организацию вычислений. Основной задачей модели является контроль потока поступающих сообщений, являющихся для данной модели заявками на обслуживание, распределение этих заявок между средствами обработки, организация ввода — вывода и прерывания.

Модель вырабатывает параметры управления, которые определяют дальнейшее функционирование общей модели. Если какая-либо программа выделена моделью управляющей программы для реализации на конкретной ЭВМ, то в данной программе или в первом из модулей, составляющих программу, проставляется признак «программа возбуждена».

Задачи, решаемые при помощи БЦВМ, характеризуются переменными времени решения и частотой принятия решения. Так, по данным [12] длительность решения задач колеблется от 100 мкс до 75 мс, а частота принятия решения от 0 для программ, включаемых по требованию, до 20 решений в секунду.

В связи с этим целесообразно рассмотреть основные из возможных стратегий распределения заявок по средствам обработки: динамическую, циклическую и приоритетную.

Динамический принцип реализуется более сложно и его целесообразно использовать в тех случаях, когда запросы на решение задач распределены во времени произвольно. Циклическая стратегия характеризуется фиксированной очередностью решения задач. Приоритетный принцип позволяет дополнить циклическую стратегию возможностью при ограниченных ресурсах выбора задач для решения в порядке приоритета. В качестве примера распределения временных затрат на работу программ управле-

ния для системы, состоящей из двух процессоров, может быть приведена табл. 7.4 [9].

Таблица 7.4

Тип обработки	Загрузка, %	
	Процессор 1	Процессор 2
Решение основных задач	57,4	52,0
Программа управления вводом — выводом	8,7	10,1
Программа распределения машинных ресурсов	5,9	6,4
Σ	72	68,5

В зависимости от сложности системы затраты на выполнение организационных функций по управлению процессом обработки могут быть еще большими, чем это представлено в табл. 7.4. В некоторых случаях фактическая мощность систем на порядок меньше мощности вычислителей.

Приведенные примеры лишь раз подчеркивают важность исследования затрат, связанных с реализацией управляющих программ.

5. Модель формирования отказов позволяет оценить влияние характеристик надежности аппаратуры на эффективность системы обработки данных. Необходимость такой частной модели определяется тем, что наиболее перспективным вариантом организации обработки является использование мультипроцессорных структур. Основной особенностью таких структур является то, что они позволяют превратить выход из строя вычислительной системы из мгновенного события в постепенный процесс сокращения вычислительных возможностей. Данная модель формирует номер отказавшего устройства и время отказа и передает эту информацию в модель управляющей программы и модель средств обработки.

Блок-схема общего моделирующего алгоритма, использующего принцип Δt , позволяющий определять последовательные состояния системы через некоторые интервалы времени, приведена на рис. 7.3. Величина Δt может изменяться исследователем и выбираться такой, чтобы учесть все существенные изменения состояния системы.

При помощи рассмотренной в данном разделе модели могут быть получены достаточно точные результаты, особенно, если уже получены характеристики отдельных программ, а также на этапе модернизации, заключающейся в расширении числа решаемых задач, изменения состава средств обработки или увеличения потоков информации, подлежащих обработке.

Блоки, приведенные на рис. 7.3, реализуют следующую последовательность действий.

Блок 1. Просматриваются модели источников. Фиксируются изменения параметров источников, происшедшие в данном интервале.

Блок 2. Моделирующим алгоритмом управления распределяются между ЭВМ заявки, выделенные для обслуживания в данном интервале. Заявка представляется последовательно-стью программ (частью программной сети).

Блок 3. Просматриваются модели ЭВМ и возбуждаются узлы программной сети, стоящие первыми в очереди для данных ЭВМ, и корректируются параметры моделей ЭВМ.

Блок 4. Просматриваются возбужденные узлы программной сети и реализуются моделирующие алгоритмы на данных узлах.

Использование при построении модели идей ассоциативного программирования [5] позволяет быстро и удобно изменять программную сеть распределения информации по накопителям, наращивать число источников информации и число процессоров, участвующих в обработке.

7.4. ОБЗОР ХАРАКТЕРИСТИК И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СУЩЕСТВУЮЩИХ БЦВМ

В данном разделе с целью определения перспектив развития и оценки возможностей БЦВМ проводится сравнительный анализ характеристик бортовых вычислительных машин, созданных в последние десять лет и разрабатываемых в настоящее время.

Возможность появления первых бортовых машин определялась успехами микроэлектроники и успехами в совершенствовании технологии изготовления интегральных схем [4].

Высокие требования, предъявляемые к БЦВМ при обеспечении высокой надежности и малой массы оборудования, позволяют сделать вывод о том, что подобный класс ЦВМ представляет собой машины третьего поколения и должен быть построен на базе интегральных схем.

Интегральная схема представляет собой отдельный электронный прибор, решающий такие же задачи, как схемы триггера, вибратора, усилителя и т. д. В этом случае роль транзисторов, диодов, сопротивлений, конденсаторов выполняют отдельные области интегральных схем. При этом существенно снижается число используемых приборов и число различного вида межсхемных соединений, а следовательно, резко повышается надежность машин, построенных на базе интегральных схем.

Если в 1962 году процессор ЦВМ можно было построить с использованием 2000 и более схем, то в 1972 году эта цифра была сокращена до 200, т. е. на порядок [3]. Следствием этого является увеличение времени наработки на отказ с 1000 ч в 1965 году до 9000 ч в 1970 году. Рассматривая в первой главе

Таблица 7.5

ЭВМ	Год выпуска	Тип арифметического устройства	Время выполнения команд, мкс				Характеристики памяти			Масса, кг	Объем, дм³	Энергопотребление, Вт	Число часов наработки на отказ
			Сложность	Умножения	Деления	Линия слова	Объем памяти						
							мин	макс					
Univac ADD 1000	1962	Параллельный	12	711	837	24 24	256 7К	—	40	31	262	—	
ARMA MICRO computer	1962	Последовательный	27	135	324	22	2К	8К*	9	11	50	—	
IBM GEMINI GUIDANCE comp.	1963	Последовательный	140	420	840	39	4К	—	27	46	85	—	
HUGHES HCM-202	1963	Параллельный	6	120	120	24 24	512 1024	4К 8К	23	150	150	—	
IBM SATURN IB/V LVDC	1963	Последовательный	82	328	656	28	4К	32К	36	61	138	—	
MIT BLOCK IAGC	1963	Параллельный	23,4	117	210	16 16	1К 10К	—	39	28	125	—	
UNIVAC 1824	1963	Параллельный	8	92	128	24 48	512 4К	—	14	13	110	10000	
BURROUGHS D84	1964	Параллельный	6	25	—	24	4К	32К	75	100	150	—	
LITTON L-304	1965	Параллельный	5,6	61	—	32	4К	131К	15	7,3	100	2300	
AUTONETICS D261	1965	Параллельный	8	18	18	12	4К	8К	16	5,9	200	7200	
HONEYWELL ALERT	1965	Параллельный	4	14	32	24	4К	64К	29	33	150	1951	
SPERRY MARK XII	1966	Параллельный	18	60	—	21	6К	—	29	42	250	—	
TRW MARCO 4418	1966	Параллельный	10	70	73	18	4К	8К	15	11	75	—	

SPERRY MARK XIV	1966	Параллельный	18	60					21	6К		29	42	250	—
TI 2501	1966	Параллельный	4	27	37				32	4К	16К	29	31	350	—
UNIVAC 1830-A	1966	Параллельный	4	20	34				30	4К	131К	90	74	567	4500
AUTONETIC D26C	1966	Параллельный	12	45					30	8К	32К	21	18	175	15600
CDC 5400	1966	Параллельный	3,1	25	275				24	4К	256	27	34	140	2500
HONEYWELL sign III	1966	Параллельный	4	24	24				20	2К	16К	13	14	92	4000
IBM 4Pi/EP	1966	Параллельный	5,8	9,5	18,3				36	8К	128К	27	25	303	5000
MIT BLOCK II AGC	1966	Параллельный	23,4	46,8	81,9				16	2К		3	28	100	4100
IBM 4Pi/TC	1967	Параллельный	15	51					8	16К		12	13,5	75	7500
RCA VIC 36A	1967	Параллельный	9,3	66					38	4К	32К	54	84	525	—
UNIVAC 1818	1967	Параллельный	4	22	22				18	1К	8К	16	19,5	197	1500
RAYTHEON RAC-230	1967	Параллельный	2	11,4	11,4				24	4К		9	11	95	5000
HONEYWELL H-437	1968	Последовательный	9	103	193				12	1К		1,8	3,6	20	17522
AUTONETICS D200	Разрабатывается								18	32					
TI 2502 LSI	Разрабатывается	Параллельный	4	11	20				24	4К	32К	4	3,1	10	—
TRW EW 20/24	Разрабатывается	Параллельный	4	29	55				32	4К	32К	21	12,6	200	—
UNIVAC 1819	Разрабатывается	Параллельный	4	24	24				18	4К	32К	16	19,6	197	—

* К = 1024 ячейки.

перспективы использования БЦВМ, мы пришли к выводу о том, что требования по быстродействию, объему памяти БЦВМ, надежности и потребности энергии с течением времени будут становиться все более жесткими. Естественно, что и совершенствование элементной базы БЦВМ может идти по пути интегрализации. От этапа интегральных схем логичен переход к интегральным подсистемам, а в перспективе — к интегральным системам.

Однако на определенной стадии на пути укрупнения встанут стремления изготовителей интегральных схем к максимальной стандартизации. Разумным сочетанием этих двух противоречивых требований очевидно определится степень укрупнения интегральных схем.

В табл. 7.5 [10] приведены характеристики отдельных аэрокосмических ЦВМ, разработанных и разрабатываемых в настоящее время за рубежом. Не все, из выбранных для рассмотрения, созданы и создаются специально для использования на борту КА. Так, например, ЦВМ D210 может быть использована для решения задач навигации и управления самолетами, ракетами и искусственными спутниками Земли. Однако рассмотрение данного семейства вычислительных машин позволяет выявить их характерные черты и особенности. Рассмотрим более подробно основные характеристики БЦВМ.

Характеристики вычислителя

Большинство бортовых машин имеют арифметические устройства (АУ) параллельного действия. Существенный проигрыш в скорости вычислений, сопровождающий применение АУ последовательного действия, обычно не может быть компенсирован выигрышем в объеме оборудования. Поэтому последовательные АУ могут найти в будущем применение лишь в исключительных случаях для решения задач, не требующих высокой скорости вычислений.

Для большинства БЦВМ используется форма представления чисел с фиксированной запятой. Однако такой принцип затрудняет программирование, так как одна треть времени, затрачиваемого на программирование, расходуется на масштабирование. По-видимому, для сложного комплекса программ все же будет выгоднее иметь ЭВМ с представлением чисел с плавающей запятой.

В первых бортовых ЭВМ система команд была крайне ограничена и включала примерно 20—30 команд. Опыт составления программ показал чрезвычайно высокую стоимость составления рабочих программ. В существующих образцах стоимость составления программ превышает стоимость самого машинного комплекса. Естественно, что в таких условиях современные бортовые ЭВМ должны иметь развитую систему команд. В некоторых

образцах 1967 года БЦВМ уже имеет до 135 команд. Большие успехи достигнуты также и в быстродействии. Время выполнения операций за 6 лет с 1964 по 1970 год сократилось на порядок. Так, время выполнения умножения снижено со 100 до 10 мкс.

Длина машинных слов в БЦВМ значительно ниже, чем в обычных машинах. Размер машинного слова зависит от требований, предъявляемых к точности данных. Наибольшая точность необходима при решении навигационных задач. Такую точность, как уже было отмечено в разд. 7. 2, обеспечивает длина машинного слова в 27—32 разряда.

Однако большинство решаемых на БЦВМ задач требует существенно меньшей длины слова. Оригинальное решение найдено при проектировании БЦВМ, используемой на КА «Аполлон», которая оперирует 16-разрядными словами. Решение задач с повышенной точностью осуществляется программным образом. Так как частота решения задач с повышенной точностью не высока, то за счет незначительного увеличения времени на выполнение операций с повышенной точностью достигается уменьшение массы вычислителя сокращением длины слов.

Наличие машинного слова небольшой длины определяет и другую особенность бортовых машин — их одноадресность. Однако для повышения эффективности выполнения программ, применяются модификации одноадресных систем, использующие специальные регистры.

Характеристики памяти

Для бортовых машин характерно такое распределение памяти, при котором большие объемы заняты под память программ и меньшие — под память данных. Эта специфика определяется характером решаемых задач и временным циклом их решения.

В связи с этим память БЦВМ обычно разделяется на три вида:

- память программ;
- память данных;
- память центрального вычислителя или сверхоперативная память.

В некоторых ЭВМ отдельные виды памяти могут быть функционально объединены. Память программ чаще всего представляет собой память, допускающую только считывание. В этом случае резко повышается надежность выполнения программ, а следовательно, и надежность управления в целом.

Память данных предназначена для хранения различных сведений, в том числе исходных данных для решения задач и промежуточных результатов решения. Этот тип памяти использует режимы как записи, так и считывания. Сверхоперативная память имеет малый объем, но высокое быстродействие и позволяет более эффективно использовать вычислитель.

В качестве примера можно привести память ЦВМ «Аполлон», состоящую из постоянной памяти (памяти программ) объемом 36864 ячейки, памяти данных объемом 2048 ячеек и сверхбыстродействующей памяти, состоящей из 10 регистров.

Наибольшее распространение в бортовых машинах находят ЗУ на ферритовых сердечниках. Модернизация в данном направлении идет по пути уменьшения размеров сердечников, что уменьшает размеры ЗУ и снижает потребляемую мощность.

Находят применение и ЗУ на тонких пленках, которые также обладают высокой надежностью и потребляют малую мощность. К числу перспективных относятся ЗУ на интегральных схемах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бебенин Г. Г. Приборы навигации наведения и управления КК. — В кн.: Исследование космического пространства. (Сер. Итоги науки и техники). М., ВИНТИ, 1972, т. 3, с. 195—226.
2. Бусленко Н. П. Моделирование сложных систем. М., «Наука», 1968. 355 с.
3. Геллер С. И., Журавлев Ю. П. Основы логического проектирования цифровых вычислительных машин. М., «Советское радио», 1969, 272 с.
4. Долкарт В. М., Новик Г. Х., Колтыпин И. С. Микроминиатюрные аэрокосмические цифровые вычислительные машины. М., «Советское радио», 1967, 348 с.
5. Китов А. И. Программирование информационно-логических задач. М., «Советское радио», 1967, 327 с.
6. Дрейпер Ч., Ригли У. и др. Навигация, наведение и стабилизация в космосе. (Пер. с англ.). М., «Машиностроение», 1970, 363 с.
7. Функциональная структура os/360. (Пер. с англ.). М., «Советское радио», 1971, 87 с.
8. Хетагуров Я. А. Мультипроцессорные системы. М., «Энергия», 1971, 320 с.
9. Day Elmer C. Simulating the operation of an aerospace computer system. — «AIAA Paper», 1969, No. 973, p. 12.
10. Donald O. Baechler. Trends in the design of aerospace digital computers. Calloque International. Paris, Oct. 1969, pp. 7—14.
11. Mallach Efrem G. Jol-mix modeling and system analysis of an aerospace multiprocessor. IEEE Trans Comput., 1972, C21, No. 5, pp. 446—454.
12. Sloper David K., Squire Jon S. A general purpose onboard satellite computer. — «Westinghouse Eng.», 1969, 29, No. 1, pp. 18—23.
13. Schmitt A. F. Future trends of airborne computers. «AIAA Paper», 1972, No. 895, p. 8.
14. Whipple Rodger. The Apollo program: an evaluation. Minn. Technol., 1969, 49, No. 4, pp. 34—43.
15. Vacca G. A., Phipps P. L., Burke T. E. Mission Influence on advanced computers. — «Astronautics and Aeronautics», 1967, vol. 5, No. 4, pp. 36—40.

Принципы использования БЦВМ на космических аппаратах различного назначения могут быть пояснены на конкретных примерах, приводимых в данной главе. Общим требованием обычно является то, что при управлении КА и контроле функционирования его подсистем БЦВМ должна работать как неотъемлемая часть замкнутой системы, получать сигналы рассогласования между фактическим и требуемым значениями контролируемых величин, соответствующим образом обрабатывать сигналы и вырабатывать управляющие команды. БЦВМ должна обладать развитой системой прерываний с программируемыми уровнями приоритета. Такая структура позволит к БЦВМ подключать различные по своей природе датчики и устройства, работающие в реальном масштабе времени.

Классификация, взятая за основу, не является достаточно строгой, однако она довольно хорошо отражает этапы освоения космического пространства и позволяет на практических примерах подтвердить те тенденции развития БЦВМ, о которых говорилось ранее. Первыми в такой классификации являются необитаемые КА — искусственные спутники Земли.

8.1. БЦВМ ДЛЯ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

Примерный состав датчиков, информация от которых может быть обработана на БЦВМ, и аппаратуры, функционирование которой контролируется и корректируется при помощи БЦВМ, показан на рис. 8. 1.

В качестве примера использования вычислительных машин на искусственных спутниках Земли приведена универсальная БЦВМ модульной конструкции, разработанная фирмой Westinghouse [5]. Комплектация БЦВМ и ее программное обеспечение может изменяться в зависимости от целевого назначения ИСЗ. Основной комплект включает два центральных процессора, два блока ЗУ и два устройства ввода — выдачи (рис. 8. 2). Комплект

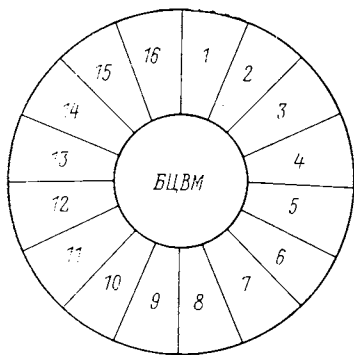


Рис. 8. 1. Состав основных датчиков и аппаратуры КА и их связь с БЦВМ:

1 — аналоговое командное устройство; 2 — батареи бортового питания; 3 — температурные датчики; 4 — датчики частиц высоких энергий; 5 — лазерная аппаратура; 6 — измерение шумов и электрических полей; 7 — передатчик и приемник телеметрической системы; 8 — датчики радиации; 9 — магнитометры; 10 — астродатчик; 11 — стабилизированная платформа; 12 — система охлаждения и ее исполнительные механизмы; 13 — накопители информации на магнитной ленте; 14 — оптическая система ориентации; 15 — исполнительные механизмы системы управления движением; 16 — дешифратор команд

может быть легко расширен до трех процессоров, трех устройств ввода — вывода, восьми блоков ЗУ. Центральный процессор (ЦП) выполняет арифметические операции в дополнительном коде. Скорость работы БЦВМ выбиралась как компромисс между требованием высокого быстродействия и малого потребления энергии. Быстродействие центрального процессора характеризуется следующими данными: время сложения 6,25 мкс, среднее время умножения 45 мкс, среднее время деления 90 мкс. Потребление энергии составляет всего 5 Вт от бортовой сети.

8.2. БЦВМ ОРБИТАЛЬНОЙ ОБИТАЕМОЙ СТАНЦИИ

Применение БЦВМ для управления обитаемой станции приземного космоса рассмотрим на примере американской орбитальной станции «Скайлэб» [5]. Программой исследований предусмотрены высокоточные эксперименты по наблюдению и фотографированию Солнца в белом свете, рентгеновских и ультрафиолетовых лучах. Эти эксперименты обусловили высокие требования к точности управления угловым положением станции и формирование двух отдельных систем управления. Одна система управляет движением станции в целом, другая — движением блока научных приборов. В качестве исполнительных органов системы управления станцией выбраны три двухстепенных силовых гироскопа. Блок научных приборов управляется отдельной системой управления.

Управление угловым положением станции и блоком научных приборов выполняет бортовая цифровая вычислительная машина на основе информации, поступающей от солнечных датчиков и датчиков угловой скорости, сигналы которых используются в управлении по тангажу и рысканию. Для получения сигнала, пропорционального углу крена, интегрируется сигнал от датчика угловой скорости крена. Структурная схема системы управления угловым положением станции с использованием БЦВМ приведена на рис. 8. 3. Объем памяти БЦВМ составляет 16384 16-разряд-

ных слова и на $\sim 1\%$ превышает необходимый объем памяти. Для достижения высокой надежности на станции установлены две БЦВМ, одна из которых находится в горячем резерве и осуществляет периодически самопроверку.

Обработка информации от датчиков угловой скорости и формирование законов управления силовыми гироскопами (быстрые вычисления) осуществляется 5 раз в секунду. Навигационные вычисления (медленные вычисления) осуществляются 1 раз в 1 с. Программа самопроверки требует ~ 4000 слов и работает каждую секунду в течение 60 мксек.

8.3. БЦВМ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ «АПОЛЛОН»

Одним из важных классов космических аппаратов являются обитаемые космические корабли, предназначенные для изучения и освоения Луны.

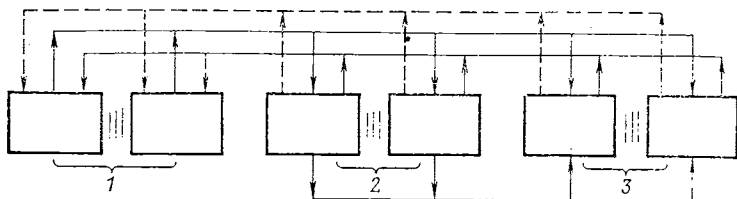
В состав бортового комплекса командного модуля КК «Аполлон» входят:

- блок инерциальных измерений;
- бортовой вычислитель с индикатором и пультом управления;
- оптические средства;
- средства управления;
- двигатели ориентации;
- индикатор углового положения.

Лунный модуль содержит ряд аналогичных устройств. Бортовой вычислитель командного модуля (КМ) и лунного модуля (ЛМ) является основным элементом управляющего комплекса и выполняет следующие задачи:

- навигацию и наведение на всех этапах полета;
- рациональное управление угловым положением;
- вырабатывает сигналы для синхронизации работы различных систем;
- осуществляет информационный обмен с космонавтами через клавишный пульт и световые указатели;
- осуществляет связь с наземными станциями слежения по каналам цифровой информации.

Рис. 8.2. Схема модульной конструкции БЦВМ для ИСЗ:
1 — процессоры; 2 — блоки ЗУ; 3 — устройства ввода — выдачи



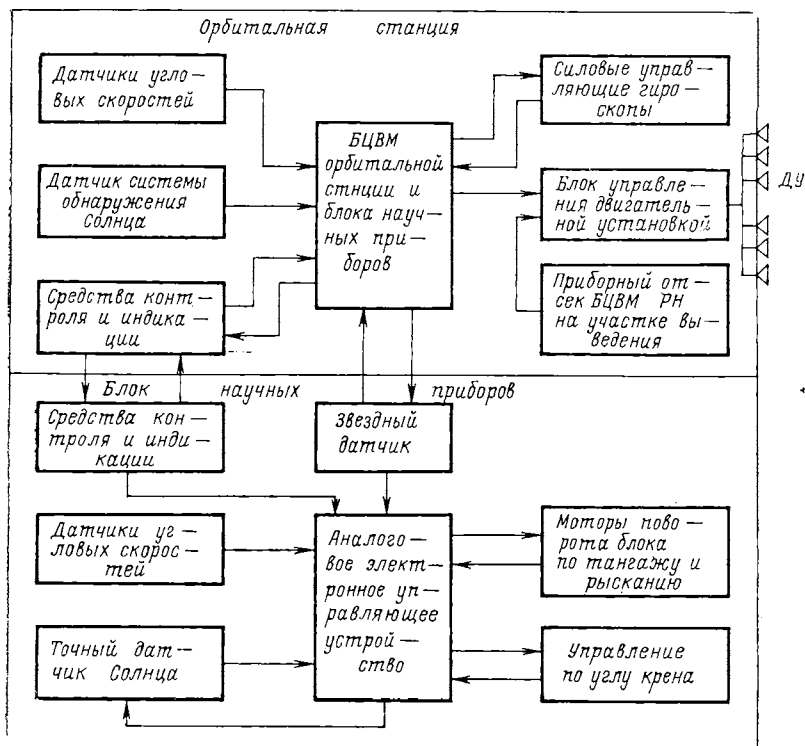


Рис. 8. 3. Связь БЦВМ с элементами орбитальной станции «Снайзлб»:

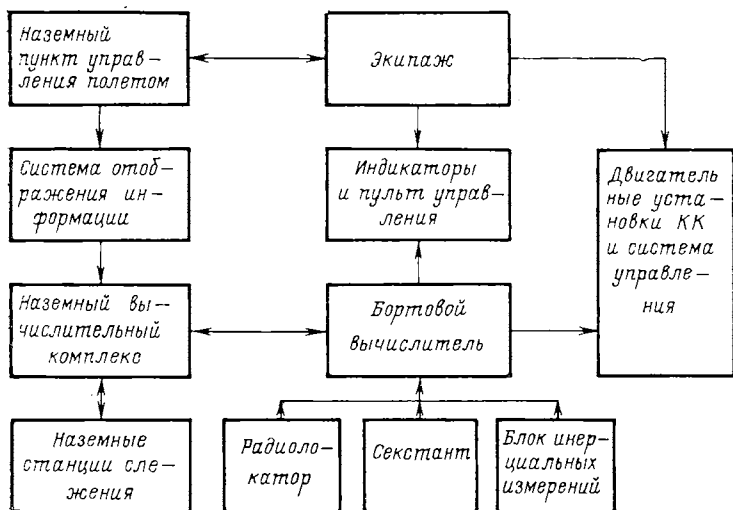
ДУ — двигательная установка

На рис. 8. 4, а, б приведены функциональные схемы включения бортового вычислителя в бортовой комплекс соответственно КМ и ЛМ КК «Аполлон» [1, 4].

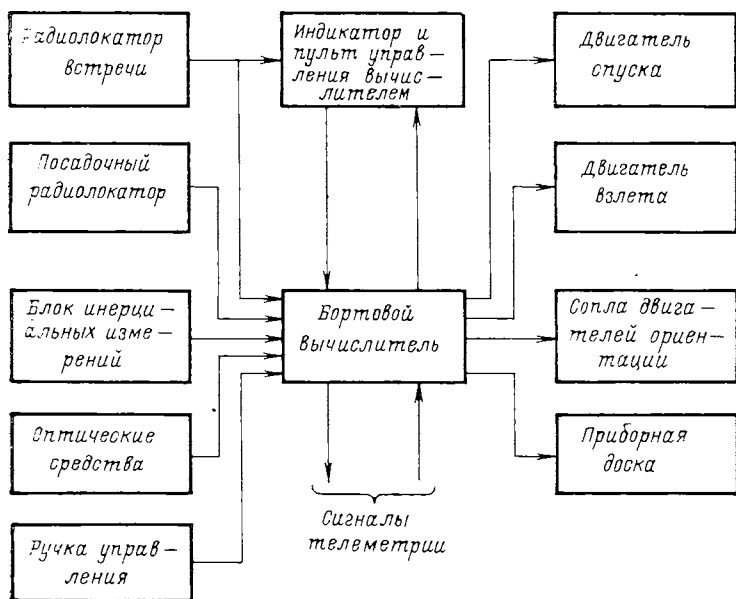
БЦВМ КК «Аполлон» обладают большими вычислительными возможностями при малых габаритах и массе. Отличительной особенностью БЦВМ является возможность решения ряда различных задач в реальном масштабе времени в одном центральном процессоре на приоритетной основе. Другой особенностью является большое количество сигналов, поступающих на бортовой вычислитель от различных схем КК. ЦВМ «Аполлон» состоит из трех основных узлов.

Центральный узел включает в себя арифметическое устройство, дешифратор команд, дешифратор адресов запоминающего устройства и несколько регистров с фиксированными адресами специального назначения.

Второй узел — устройство управления, обеспечивающее определенную последовательность выполнения программ и блок прерывания и запроса. Генератор устройства управления выра-



а)



б)

Рис. 8. 4. Функциональные схемы включения бортовых вычислителей в бортовой комплекс КМ и ЛМ космического корабля «Аполлон»:

а — связь бортового вычислителя с элементами КМ; б — связь бортового вычислителя с элементами ЛМ

батывает тактовые импульсы обращения к памяти, серии управляющих импульсов, реализующих выполнение команд в машине, и включает в себя приоритетную схему прерывания.

Третий узел — запоминающее устройство, включающее постоянную память (только для считывания данных) емкостью 36864 слов и оперативную память емкостью 2048 слов.

Постоянная память выполнена в виде системы из переплетенных проводников и сердечников и в состоянии закодировать $5 \cdot 10^5$ единиц информации. Время цикла ~ 12 мкс. Оперативная память выполнена на ферритовых сердечниках и имеет цикл также ~ 12 мкс. Различие между двумя типами памяти состоит в том, что содержание постоянной памяти не могут изменить программные операции. Каждый код, хранимый в памяти, состоит из 16 двоичных разрядов (15 для записи информации и 1 — добавочный контрольный). Числа хранятся в виде слов, записанных в дополнительном коде и состоящих из 14 цифровых и одного знакового разряда. Команды состоят из трехразрядных кодов операций и 12-разрядных кодов адреса.

Часть вычислителя лунного модуля, используемая в контуре управления, называется цифровым автопилотом. Он занимает около 11% памяти вычислителя. Цикличность работы цифрового автопилота составляет 10 циклов/с. Цифровой автопилот наряду с формированием логики управления ориентацией обрабатывает получаемую с гироскопа информацию, осуществляет ее преобразование к осям КК и вычисляет угловые скорости дифференцированием угловых отклонений по осям КК. Автопилот уточняет информацию, получаемую с гироскопов. Текущее состояние параметров движения оценивается с учетом экстраполяции прошлого состояния, поворота двигателя посадки и включения софел системы ориентации.

Кроме того, автопилот позволяет корректировать коэффициенты усиления контура стабилизации. Ускорения, измеренные инерциальным блоком, используются для оценки уменьшения массы КК за счет расхода топлива.

Основные характеристики ЦВМ «Аполлон» приведены в табл. 8. 1.

Как уже отмечалось, характерной особенностью управляющей ЦВМ КК «Аполлон» является обширный обмен информацией с системами КК. Этот обмен занимает значительную часть времени работы машины. Природа информации, передаваемой от систем к машине и от машины к системам, различна. Большая часть поступающей в ЦВМ информации представлена в инкрементном виде (информация в приращениях). Поступающая информация преобразуется в инкрементную форму в аналого-цифровых блоках связи корабля, куда поступают сигналы с электрических датчиков угла.

При передаче сигналов из ЦВМ на элементы корабля также часто используется инкрементная передача управляющей инфор-

Таблица 8.1

Длина слова	15 разрядов+1 для проверки на четность
Система представления чисел	Обратный код
Цикл обращения к памяти	11,7 мкс
Регистры постоянной памяти	36864 слов
Регистр оперативной памяти	2048 слов
Время сложения	23,4 мкс
Время умножения	46,8 мкс
Потребляемая мощность	100 Вт (ЦВМ вместе с клавишно-индикаторным устройством)

мации. Объем связи БЦВМ «Аполлон» с другими системами приведен в табл. 8.2.

Таблица 8.2

Количество дискретных входов	73
Количество входных импульсных сигналов (последовательных и инкрементных)	33
Количество дискретных входных сигналов постоянного тока	68
Количество переменных выходных импульсных сигналов (последовательных, инкрементных и дискретных)	43
Количество фиксированных импульсных выходов	10

Члены экипажа КК осуществляют связь с вычислителем при помощи индикатора и пульта управления. В ходе подготовки к полетам была проведена большая работа по составлению и отладке программ. В процессе этой работы были рассмотрены свыше 750 изменений программы.

В программах предусмотрены ситуации, возникающие при ошибочных сигналах с пульта управления, которые могут возникнуть при перепутывании клавиш. В этом случае на пульте появляется сигнал «ошибка оператора», указывающий космонавту на необходимость повторения операции. Предусмотрена и другая логика выявления ошибки, которая автоматически заставляет вычислитель повторить вычисления. Соответствующий сеанс заставляет программу вернуться на несколько шагов назад к точке, где результат вычислений был введен в память. Затем с этой точки начинаются новые вычисления. Космонавт узнает о случившемся по световым сигналам.

На борту ЛМ помимо основного вычислителя установлен дополнительный вычислитель аварийной системы управления. Он представляет собой универсальный вычислитель, выполненный

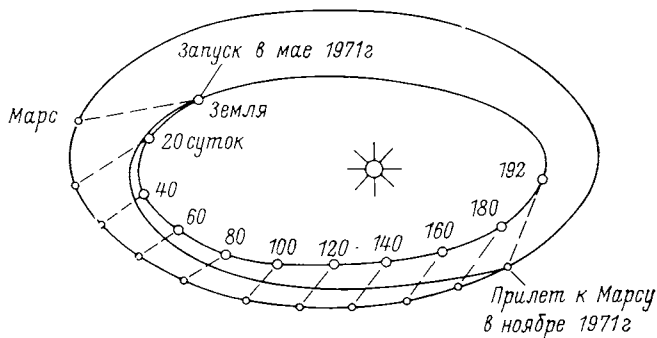


Рис. 8. 5. Схема траектории полета автоматической станции «Маринер-9» к Марсу

на ферритовых сердечниках, имеющий запоминающее устройство объемом 4096 18-разрядных слов. Память делится поровну на постоянную и переменную. Скорость выполнения операции сложения 10 мкс, умножения — 70 мкс. Вычислитель снабжен блоком ввода данных и индикации. Основной задачей дополнительного вычислителя является решение задач навигации и управления в аварийных ситуациях в любой момент после отделения ЛМ от КМ до спуска на поверхность Луны. В течение всего участка снижения, во время нахождения ЛМ на поверхности Луны и при взлете с нее вычислитель осуществляет непрерывный расчет траектории полета для встречи с КМ, если откажет основная система. Полет КК «Apollo-13» показал, что вычислитель аварийной системы может быть использован как резервный для управления движением КК на любой фазе полета вне пределов атмосферы Земли.

8.4. МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Межпланетные полеты КА характеризуются сложностью условий функционирования систем аппарата и большой продолжительностью полета и последующего активного существования КА. Пример межпланетной траектории полета КА приведен на рис. 8. 5, где дана типичная трасса движения аппарата «Маринер», запущенного к Марсу в мае 1971 года.

Космические аппараты, предназначенные для межпланетных полетов, должны быть автономными и надежными в высшей степени. Вместе с тем функционирование КА должно предусматривать управление по командам с Земли. Высокая автономность системы управления КА возможна только при наличии ключевого элемента системы управления — бортовой ЦВМ. Задачи, решаемые ЦВМ в межпланетных полетах, рассмотрим на характерных примерах.

При межпланетных полетах в общем случае возможно управление при помощи ЦВМ на участках:

- полета в сторону планеты назначения;
- при движении аппарата по планетоцентрической орбите;
- при выполнении мягкой посадки аппарата на поверхность планеты и ее исследовании.

БЦВМ КА «Маринер-6», «Маринер-7»

Командные функции на борту космических аппаратов выполняются центральной вычислительной машиной и программно-временным устройством. Вычислительная машина программируется набором слов и инструкций. Программа полета закладывается в память машины с объемом 128 слов еще до запуска космического аппарата. Однако вся бортовая подсистема может быть полностью переграммирована в полете по радиокоманде [3].

Центральная вычислительная машина и программный механизм рассчитывают, согласовывают во времени и определяют последовательность действий бортовых систем космического аппарата. Выполнение указанных действий осуществляется на основных этапах движения: при запуске, в пассивном полете, при выполнении маневров и в период сближения с планетой. Например, при коррекции на среднем участке траектории выходные сигналы вычислительной машины и программного устройства сравнивают между собой и если есть расхождение, коррекцию прекращают. При этом восстанавливают логику движения на среднем участке траектории. Причину нарушения выясняют по телеметрическим данным, после чего вновь предпринимают попытку скорректировать траекторию при помощи исправно работающего устройства.

Основными частями вычислительной машины и программного механизма являются датчик времени, дешифратор входных сигналов, матрица памяти и группа регистров для временного хранения информации. Программа для вычислительной машины состоит из 16 инструкций, по которым производится запись и извлечение данных из основного и вспомогательного запоминающих устройств. Вся информация хранится в памяти в форме 22 слов двоичного разряда. Код слов указывает тип инструкции, адрес ячейки памяти и время событий. Можно запрограммировать события, которые имеют степень дискретности 1 ч, 1 мин, 1 с.

Программный механизм имеет датчик времени, аналогичный датчику в вычислительной машине, и собственный дешифратор входных сигналов. При помощи дешифратора получают команды с Земли и подают их на регистры магнитной памяти.

При непредусмотренных ситуациях, а также если необходимо выполнить более сложную по сравнению с рассчитанной после-

довательность, центральная вычислительная машина и программный механизм могут быть перепрограммированы по команде с Земли.

БЦВМ аппарата, предназначенного для исследования поверхности планет

Для изучения поверхностей планет большое значение приобретают автоматические аппараты, передвигающиеся по их поверхности и способные проводить научные исследования. В качестве примера таких аппаратов рассмотрим автономный аппарат, предназначенный для изучения Марса [4]. Аппарат должен функционировать относительно длительное время независимо от Земли, для чего необходима автономность и высокая надежность, возможность анализа окружающей обстановки и управление исследованиями в соответствии с ее изменениями.

Важнейшим элементом системы управления автономного аппарата будет являться бортовая ЦВМ, которая должна выполнять следующие функции:

- обрабатывать и приводить к стандартному виду показания датчиков;

- осуществлять навигацию, проводить расчеты по управлению движением и наведению специальных датчиков (например, антенн, солнечных и звездных датчиков и т. п.);

- оценивать местность, определять курс и вырабатывать соответствующие команды управления;

- оценивать состояние аппарата и принимать решения по использованию энергетических ресурсов;

- формировать логику последовательности операций системы управления движением и синхронизацию действий различных систем аппарата.

Следует особо отметить, что обнаружение неисправностей и восстановление работоспособности аппарата в условиях длительного функционирования являются очень важными задачами. При неисправности какого-либо узла необходимо, чтобы ЦВМ обнаружила неисправность и подключила бы дублирующий узел или перевела бы аппарат на работу во вспомогательном режиме. Аварийные режимы должны учитывать всевозможные неисправности — от неисправности навигационных приборов и небольших неисправностей ЦВМ до потери аппаратом возможности автономно вырабатывать команды управления. В последнем случае необходимо перейти на управление с Земли. Функциональная блок-схема бортовой вычислительной системы приведена на рис. 8. 6.

На рис. 8. 6 периферийные узлы и подсистемы помещены вне контура. Основным элементом ЦВМ является главная программирующая система (ГПС), при помощи которой все функциональные блоки связаны между собой. ГПС ответственна за

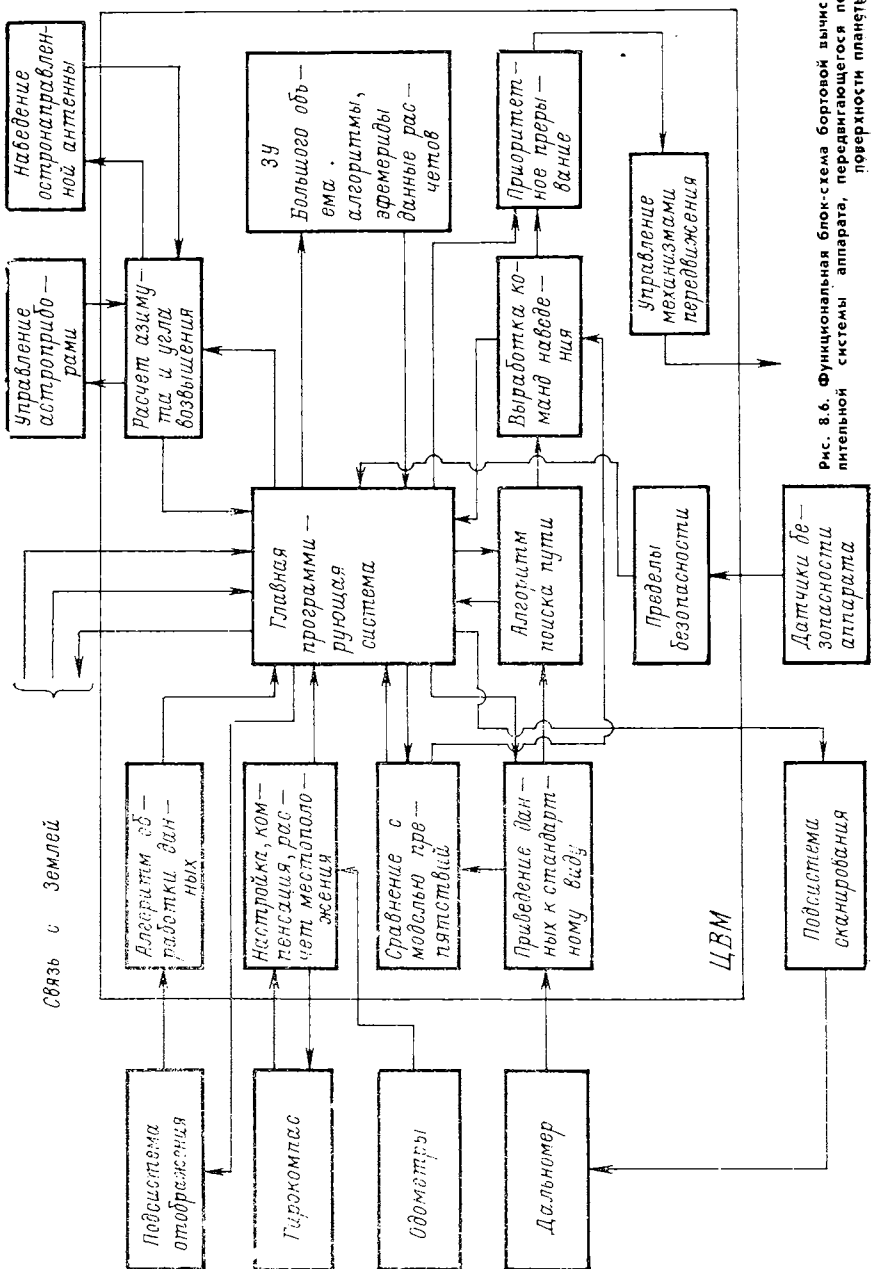


Рис. 8.6. Функциональная блок-схема бортовой вычислительной системы аппарата, передающего по поверхности планеты

иерархическое исполнение бортовых функций и обеспечивает доступ ко всему объему информации, хранящейся в ЗУ большого объема.

Существенной особенностью бортовой вычислительной системы является наличие блока приоритетного прерывания, основной задачей которого является прерывание процесса движения и остановка аппарата в неопределенных ситуациях (связанных с внутренним состоянием аппарата или внешними обстоятельствами). После остановки запрашивается наземный комплекс, который производит анализ ситуации и принимает необходимые решения. Только после этого передвижение аппарата по поверхности планеты может быть возобновлено.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дрейпер Ч., Ригли У. и др. Навигация, наведение и стабилизация в космосе. (Пер. с англ.). М., «Машиностроение», 1970, 363 с.
2. Сапонро Д. А., Колпс С. Л. Функция бортовой вычислительной машины КЛА «Аполлон» на этапе встречи на орбите. — В кн.: Управление в космосе. М., «Наука», 1972, т. 2, с. 253—277.
3. Скалл Дж. Р. Системы навигации, наведения и управления космических кораблей «Маринер-VI» и «Маринер-VII», совершивших полет к Марсу в 1969 году. — В кн.: Управление в космосе. М., «Наука», 1972, т. 2, с. 56—63.
4. Мур. Требования к управлению аппаратом, перемещающимся по поверхности Марса. — «Вопросы ракетной техники», 1970, № 11, с. 81—84.
5. Хауссерман. Требования к управлению в проектах американских долговременных орбитальных станций. — «Вопросы ракетной техники», 1972, № 4, с. 58—73.
6. Sloper David K., Squire Jon S. A general — purpose onboard Satellite computer. — «Westinghouse Eng.», 1969, 29, No. 1, pp. 18—23.

А Автокод 161

Автоматическая станция «Луна-1»
14

Автоматические станции

- лунной программы 13
- межпланетные (АМС) 15

Автономные системы 26

Автономный контроль состояния
аппарата 140

Адаптивная телеметрическая си-
стема 147

Алгол 60, 161

Алгоритмические языки 161

Алгоритмы 161

Аналого-дискретный transforma-
тель 116

Аргумент перицентра 34

Астроориентация космического ап-
парата 112

Б Безразмерные параметры 97

Бескардановые инерциальные си-
стемы 50

Беспилотные космические аппара-
ты 9

Бесплатформенная навигационная
система 50, 51

Библиотека стандартных программ
161

Большая полуось 34

Бортовая система с перестраивае-
мым форматом 146

Бортовые цифровые вычислитель-
ные машины 3, 24

— для искусственного спутника
Земли 193

— орбитальной обитаемой стан-
ции 194

— для космических кораблей
«Аполлон» 195

— космических аппаратов «Ма-
ринер-6», «Маринер-7» 201

— аппарата для исследования
поверхности планет 202

В Вектор

— измерений 56

— параметров движения 53

— состояния 53

— шумов измерений 53, 55

Вероятность ошибок

— первого рода 139, 142

— второго рода 139, 143

Возмущения

— из-за нецентральности поля
тяготения Земли 40, 42

— из-за влияния Луны и Солнца
39, 42

Время выполнения команд 176

Время непосредственного решения
задачи 176

Время обнаружения отказа 142

Время опережения включения дви-
гательной установки 79

Г Гелиоцентрические участки полета 43

Геод 40

- Геоцентрические участки траектории движения 42
- Гироблоки с цифровым выходом 102
- Д** Датчик местной вертикали 103
- Декартово управление 89
- Дисперсия конечной ошибки 85
- Длительность работы двигательной установки 46
- Долгота восходящего узла 34
- Достоверность контроля 139
- И** Изображение функции 116
- Импульсная цепь 116
- Импульсный элемент 116
- Интегральная схема 187
- Искусственные спутники Земли 11
 - исследовательские 11
 - метеорологические 12
 - навигационные 13
 - связные 11
- К** Квантование аналоговой величины 116
- Ковариационная матрица 55
 - погрешности 56
- Кодирующее устройство 116
- Кодовый диск цифрового инерциального устройства 102
- Контроль за состоянием аппарата 139, 143
 - оперативный 140
 - неоперативный 140
- Коррекция траектории движения 79
 - двухимпульсная 79, 83
 - многоимпульсная 79, 85
 - одноимпульсная 79, 81
- Космический аппарат «Сервейер» 15
- Космический корабль окололунного космоса 18
 - «Аполлон» 136
- Космонавт-оператор 123, 126
- Критерий
 - максимального правдоподобия 54
 - максимума апостериорной вероятности 54
 - минимального риска 54
 - отказа аппарата 152
 - отказа отдельных систем 152
- Коэффициент затухания 91
- Л** Логарифмические частотные характеристики 119
- «Луна-16» (автоматическая станция) 14
- М** Мажоритарный клапан 167
- Мажоритарный элемент 167
- Маневр космического аппарата
 - в плоскости орбиты 61
 - двухимпульсный 61
 - трехимпульсный биэллиптический 61
 - компланарный при ограничении на время маневра 68
 - изменением плоскости орбиты 64
- Математическое обеспечение ЦВМ 160
 - внешнее 160
 - внутреннее 160
- Межпланетные автоматические станции 15
- Метод моделирования 183
- Метод параллельного сближения 93
- Метод Рунге-Кутты 48
- Метод среднего ускорения 49
- Минимальный импульс тяги двигательной установки 83
- Модели
 - источников информации 183
 - программной сети 183
 - средств обработки 185
 - управляющей программы 185
 - формирования отказов 186
- Наведение с «переменной точкой прицеливания» 70
- Навигация 32, 53
 - автономная на борту космического корабля с участием экипажа 126
 - инерциальная 46

— на свободных участках полета 53

Наклонение орбиты 34

Нелинейные дискретные системы 120

Неопределенность оценки траектории 85

Непрерывная часть системы 118

О Обработка телеметрической информации 149

— первичная 150

— вторичная 150, 151

Общий земной эллипсоид 40

Операционная система 160

Оптическая система ориентации 136

Орбитальные космические станции 19

Орбитальная станция «Скайлэб» 19

Орбитальные траектории встречи 70

Организация вычислительных систем

— мультимашинные структуры 165

— мультимодульные структуры 165

— структура с рассредоточенным процессором 165, 166

Орбиты

— эллиптические 34, 130

— гиперболические 130

Организация процесса обработки 155

Оригинал функции 116

Ориентация космических аппаратов 101

— при помощи гироустройств 102

— с использованием датчиков горизонта 103

— с солнечным датчиком 106

Ошибки

— инструментальные 178

— квантовая 179

— математической аппроксимации 178

— трансформированные 178

П Панель управления 136

Память цифровой вычислительной машины 24

— данных 191

— программ 191

— центрального вычислителя 191

Параметры бортовой вычислительной машины

— быстродействие 170

— длина кода 178

— номинальное быстродействие 171

— производительность 171

— разрядность 170

— разрядность машинного слова 178

— характеристики запоминающего устройства 170, 174

Передающие функции

— дискретная 118

— разомкнутой импульсной цепи 118

Период дискретности 116

Пилотируемые космические корабли 5

— для межпланетных полетов 20

— для полета на Луну 20

— околоземного космоса 18

— программы «Аполлон» 21

Повышение надежности аппаратуры 165

Полином Лежандра 40

Приращение скорости

— космического аппарата 47

— в относительной системе координат 82

Принцип разделения времени 154

Проблемно-ориентированные языки 161

Программа наведения при многоимпульсной коррекции 85

Программы математического обеспечения

— интерпретирующие 162

— рабочие 162

— обслуживающие 162

- управляющие 162
- функционального контроля 160

Программное обеспечение 160

Программы функционального контроля 161

Процессор 187

Р Радиотелеметрическая система (РТС) 141

Размещение программ в памяти ЦВМ

- с использованием базовых и граничных регистров 157
- страничная организация памяти 158
- сегментная организация памяти 159

Разностные уравнения 117

Разрядность 170

- для компенсации ошибок округления 180
- запоминающих устройств 179
- машинного слова 178
- операционного устройства 179

Ручное управление 126, 132

С Сближение космических аппаратов 60, 88

- двухимпульсное, использующее орбитальные уравнения движения 90
- затухающее 90, 92

Связные ИСЗ 11

Система автономного контроля 140

Система дифференциальных уравнений угловых движений 45, 120

Система разностных уравнений движения 49

Система управления движением 10

Система энергоснабжения 10

Система терморегулирования 10

Системы координат 33

- базовая 39, 101, 104
- геоцентрическая подвижная 33

— геоцентрическая, связанная с плоскостью орбиты космического аппарата 37

— геоцентрическая экваториальная инерциальная 34

— инерциально-лучевая 39

— орбитальная 38

— связанная 39, 101, 104

Системы ориентации 106

— аналоговая гирокомпасная 105

— с солнечным датчиком 106

Сканирующий телескоп 136

Склонение 34

Стабилизация космических аппаратов 114

— на активных участках движения 114

— в свободном полете 114

Стадиметр 127

Т Табло управления 136

Телеконтроль 140

Теорема Котельникова 116

У Угловое движение 45

Управление пропорциональное 115

— релейное 120

Управляющие импульсы скорости 93

Уравнение движения 39

— общее неуправляемое центра масс космического аппарата 39

— общее управляемое с учетом возмущений 43

— в геоцентрической подвижной системе координат 42

— в инерциально-лучевой системе координат 44

— в орбитальной системе координат 43

Уравнение Эйлера 45

Уровни тяги 76

Ускорение для тела переменной массы 79

Условия устойчивости 119

Устойчивость дискретных систем 118

- Устройство ввода 116
- Устройство квантования по уровню 116
- Уточнение ориентации 136
- Ф** Фазы полета 171
 - космического корабля «Аполлон» 172
 - к Марсу 177
- Функция веса 118
- Ц** Цифровой автопилот 133, 198
- Цифровая вычислительная машина (ЦВМ) 23
- Цифровой солнечный датчик ориентации 107
- Ч** Частотные характеристики космонавта-оператора 127
- Численное решение дифференциальных уравнений 47
- Ш** Шаг квантования 116
- Э** Эксцентриситет 34
 - Эллиптическая орбита 34
 - Эллипсоидальные координаты 51

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Глава 1. Классификация и задачи систем управления космических аппаратов	5
1.1. Беспилотные космические аппараты	5
1.2. Пилотируемые космические корабли	14
1.3. Использование цифровой вычислительной машины на борту как основного средства обработки информации и управления . . .	19
1.4. Перспективы развития систем управления космическими ап- паратами	23
Список литературы	27
Глава 2. Навигация космических аппаратов при помощи БЦВМ . .	28
2.1. Системы координат	29
2.2. Уравнения движения	35
2.3. Задачи инерциальной навигации	42
2.4. Навигация на свободных участках полета	49
Список литературы	55
Глава 3. Управление движением космического аппарата при помощи БЦВМ	56
3.1. Маневр космического аппарата	57
3.2. Орбитальные траектории встречи	66
3.3. Коррекция траектории движения космического аппарата . .	75
3.4. Сближение космических аппаратов	84
3.5. Ориентация космических аппаратов	97
3.6. Стабилизация космических аппаратов	110
Список литературы	117
Глава 4. «Оператор — ЭВМ» в контуре управления космического ко- рабля	119
4.1. Распределение функций по управлению между оператором и ЭВМ	119
4.2. Автономная навигация на борту космического корабля с уча- стием экипажа	122
4.3. Управление движением космического корабля	127
4.4. Уточнение ориентации гиростабилизированной платформы и пилотируемом полете	131
Список литературы	134

	<i>Стр.</i>
Глава 5. Использование БЦВМ для контроля за состоянием аппарата	135
5.1. Задачи контроля за состоянием аппарата и его систем . . .	135
5.2. Использование БЦВМ в системах контроля за состоянием аппарата	139
5.3. Принципы построения системы обработки телеметрической информации	145
Список литературы	149
Глава 6. Системные принципы построения БЦВМ	150
6.1. Организация вычислительного процесса	150
6.2. Программное обеспечение	156
6.3. Меры по повышению надежности	160
Список литературы	165
Глава 7. Методы оценки основных характеристик БЦВМ	166
7.1. Оценка быстродействия и памяти	167
7.2. Оценка требуемой точности вычислений и выбор разрядности ЦВМ	174
7.3. Анализ характеристик БЦВМ при помощи модели	179
7.4. Обзор характеристик и перспективы развития существующих БЦВМ	183
Список литературы	188
Глава 8. Примеры использования ЦВМ на космических аппаратах различного назначения	189
8.1. БЦВМ для искусственного спутника Земли	189
8.2. БЦВМ орбитальной обитаемой станции	190
8.3. БЦВМ для космических кораблей «Аполлон»	191
8.4. Межпланетные полеты космических аппаратов	196
Список литературы	200
Предметный указатель	201

*Владимир Александрович Шаталов,
Сергей Николаевич Селетков, Борис Сергеевич Скребушевский*

ПРИМЕНЕНИЕ ЭВМ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Редактор издательства *Г. П. Филипповская* Технический редактор *Т. С. Старых*
Художник *С. А. Соколов* Корректор *В. Е. Блохина*

Сдано в набор 31/V 1974 г. Подписано к печати 26/VIII 1974 г. Т-12000
Формат 60×90^{1/16} Бумага № 1 Печ. л. 13,9 Уч.-изд. л. 12,8
Тираж 3000 экз. Изд. зак. 3973 Цена 95 коп.

Издательство «Машиностроение», 107885 Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 «Союзполиграфпрома»
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 994.

