

Министерство науки, высшей школы и технической политики
Российской Федерации

Самарский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева

Ю.В.Белов Б.А.Титов

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Учебное пособие

Самара 1992

УДК 629.7.062.2

Системы управления космических аппаратов: Учеб. пособие
/ Ю. В. Б е л о в; Б. А. Т и т о в; Самар. авиац. ин-т. Самара,
1992. 115 с. ISBN 5-230-16907-9.

Рассматриваются принципы построения, структура и аппаратный состав различных систем управления и навигации космических аппаратов. Дается математическое описание и особенности применения бортовых и наземных комплексов управления.

Пособие предназначено студентам специальности 13.07 дневного отделения авиационных вузов и содержит изложение 12 лекций по основным разделам курса.

Ил. 63. Библиогр.: 7 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского ордена Трудового Красного Знамени авиационного института имени академика С.П.Королева

Рецензенты: кафедра робототехнических систем Самарского политехнического института,
канд. техн. наук Я. А. М о с т о в о й

ISBN 5-230-16907-9

© Самарский авиационный институт, 1992

С и с о к с о к р а щ е н и й

АНУ	- астровизирующее устройство,
АРУ	- автоматический регулятор усиления,
АСК	- абсолютная система координат,
АСУ	- автоматизированная система управления,
БКУ	- бортовой комплекс управления,
БЦМ	- бортовая цифровая вычислительная машина,
ГВ	- гироскопическая вертикаль,
ГО	- гироскопическая орбита,
ГСН	- гиросtabilизированная платформа,
ГСС	- гироскопический силовой стабилизатор,
ДС	- динамическая система,
ДУС	- датчик угловой скорости,
ЖРД	- жидкостный ракетный двигатель,
ЗУ	- запоминающее устройство,
ИНМВ	- инфракрасный построитель местной вертикали,
ИСЗ	- искусственный спутник Земли,
ИС	- измерительная система,
КА	- космический аппарат,
КВЦ	- координационно-вычислительный центр,
ЛЛУ	- логически-преобразующее устройство,
МО	- математическое обеспечение,
НККИ	- наземный командно-измерительный комплекс,
ПКУ	- наземный комплекс управления,
НИП	- наземный измерительный пункт,
НУ	- наблюдающее устройство,
ОСК	- орбитальная система координат,
ПВУ	- программно-временное устройство,
ПМВ	- построитель местной вертикали,
ПУ	- пункт управления,
ПДЦМ	- параметры движения центра масс,

ПСК - приборная система координат,
ССК - связанная система координат,
СЕВ - система единого времени,
СУ - система управления,
ТИЗ - траекторные измерения,
ЦУП - центр управления полетом.

1. ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ СИСТЕМАМИ УПРАВЛЕНИЯ КА РАЗЛИЧНЫХ КЛАССОВ. АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КА, ВКЛЮЧАЮЩАЯ БОРТОВОЙ И НАЗЕМНЫЙ КОМПЛЕКСЫ

Управление полетом КА представляет собой управление параметрами его состояния, т.е. изменение части из них по определенному закону и поддержание другой их части внутри заданного диапазона значений.

Если первые КА служили платформой для измерительных устройств с радиосистемой передачи информации и определения координат КА, то современные исследовательские околоземные спутники представляют собой сложные робототехнические системы, автономно реализующие программу исследований, изменяющуюся в зависимости от состояния бортовых средств и окружающей обстановки.

К числу параметров, характеризующих состояние КА, необходимо отнести следующие:

- 1) параметры состояния бортовых систем КА, каждая из которых в рассматриваемый момент времени может быть либо выключена, либо включена в определенный режим, исправна либо неисправна;
- 2) внутренние условия, в которых работают бортовые системы, такие как давление, состав и влажность атмосферы в отсеках КА, температурный режим, уровень радиации и интенсивность шума вокруг КА;
- 3) располагаемые ресурсы КА, величина которых изменяется в ходе полета; к ним относятся запасы топлива двигательных установок, электроэнергии, фотопленки, магнитных лент и других носителей информации для регистрации результатов научных исследований, ресурсы продолжительности работы бортовых систем КА в различных режимах;
- 4) положение КА в пространстве в рассматриваемый момент времени и траектория движения его центра масс в последующий период полета;

5) ориентация осей КА в пространстве и ее изменение во времени (движение КА вокруг центра масс).

Несмотря на постоянно возрастающее совершенство КА и их систем управления (СУ), необходимым элементом системы является человек. За ним остаются функции контроля и анализа работы КА в целом, постановки задач, которые не под силу автоматике КА. Поэтому системы управления КА представляют собой автоматизированные системы управления (АСУ).

АСУ современных КА отличаются большим количеством управляемых параметров и подсистем (контуров), работа которых взаимосвязана. Отличительные особенности АСУ:

наличие подсистем, имеющих функциональную цель, подчиненную общей цели системы в целом;

управление подсистемами единой системой, стоящей на верхнем уровне иерархической структуры;

большое количество логических элементов, обеспечивающих согласование работы отдельных автоматических подсистем;

большое количество связей внутри и между подсистемами, наличие для управления информационной сети;

иерархичность.

Такие системы называются сложными (или большими) системами.

Классификацию задач, решаемых КА и его СУ, целесообразно провести по функциональному признаку (рис. I.I).



Р и с. I.I. Задачи, решаемые системой управления КА

Решение целевых задач осуществляется с помощью аппаратурных средств и соответствующего математического обеспечения (МО), находящихся на борту КА и наземном комплексе, а также коллективом специалистов, которые участвуют в процессе управления и руководствуются соответствующей эксплуатационной документацией.

Наземная часть СУ носит название наземного командно-измерительного комплекса (НКИК) или наземного комплекса управления (НКУ). Примерная структурная схема АСУ КА представлена на рис. 1.2.

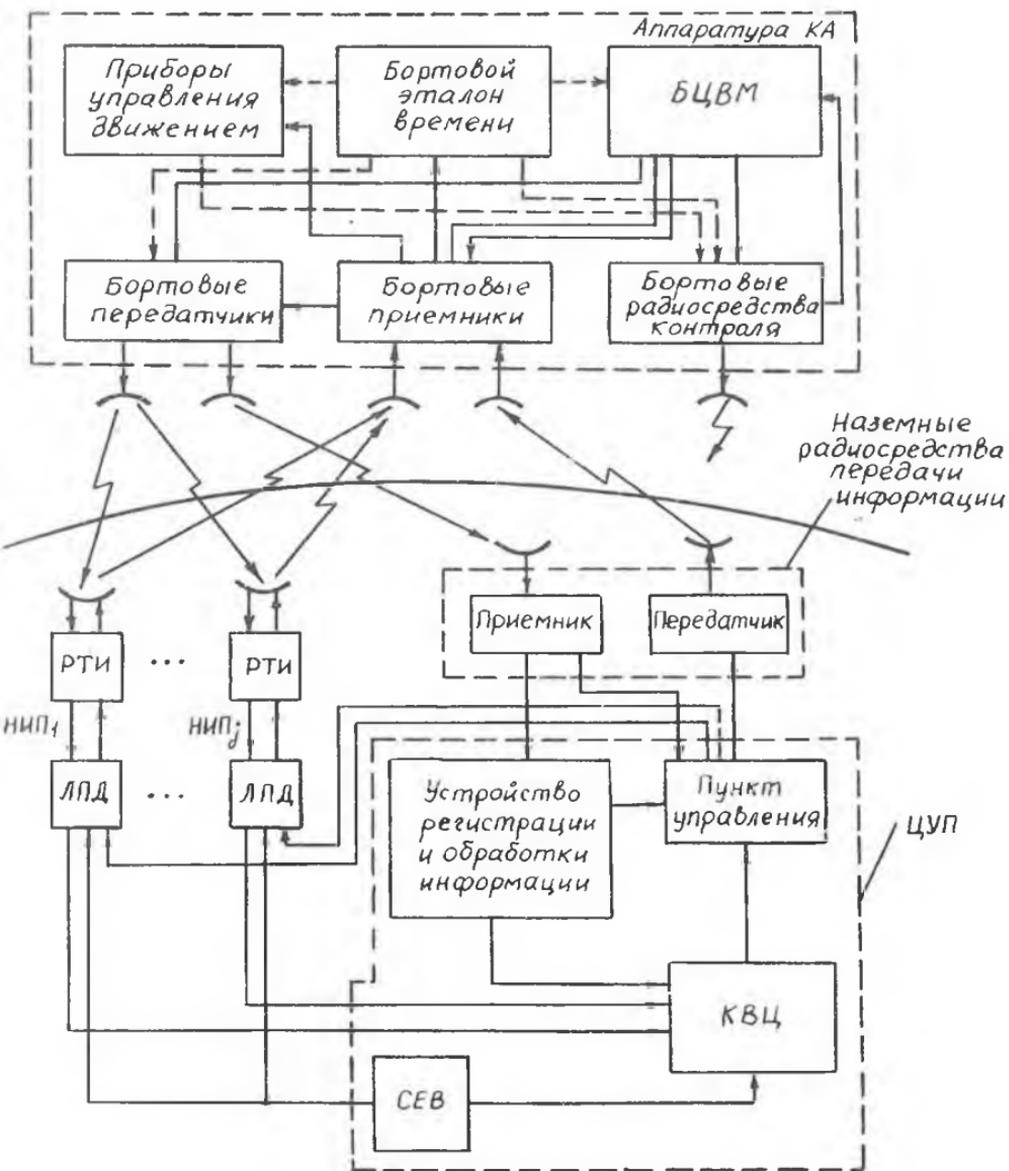
Одной из основных задач, решаемых НКУ, является определение координат КА и скорости его движения в некоторой системе координат, связанной с точками земной поверхности, в которых расположены станции НКИК. Измерения проводятся с помощью радиотехнических средств, включающих аппаратуру, работающую по принципам радиолокации, фазометрических систем и доплеровскому принципу измерения относительной скорости. При этом могут измеряться углы, расстояния, суммы и разности расстояний. В соответствии с используемым принципом действия эти системы называются угломерными, дальномерными, суммарно-дальномерными, разностно-дальномерными.

Координационно-вычислительный центр

Решение всех задач, возложенных на НКИК современного КА, невозможно без проведения большого количества расчетов, связанных с обработкой громадного количества информации, циркулирующей между бортом КА и наземными средствами.

Все расчеты, необходимые для нормального функционирования КА и управления его полетом с Земли, проводятся в вычислительном центре. В некоторых случаях, когда вычислительный центр, наряду со своей основной задачей, выполняет задачу обеспечения общей координации работ всех элементов НКИК в целом, его называют координационно-вычислительным центром (КВЦ).

По данным траекторных измерений, поступающих с измерительных пунктов в КВЦ, проводятся вычисления и прогноз параметров фактической орбиты КА, т.е. решается задача навигации. Если фактическая орбита не отвечает требуемой, то планируется проведение маневра КА. Зная цель маневра (требуемую орбиту) и исходную схему полета, рассчитывают программу управления, в обеспечение которой формируется совокупность команд коррекции движения, на включение и выключение необходимых режимов работы приборов и систем. Сформированные команды и



Р и с. 1.2. Примерная структурная схема АСУ КА: РТИ - радиотелеметрические измерения; ЛПД - линия передачи данных

программы управления, а также другая информация, связанная с управлением полетом КА, поступают из КВЦ на пункт управления.

Пункт управления

Пункт управления (ПУ) полетом оборудован запоминающим устройством (ЗУ) и программно-временными устройствами (ПВУ). ПУ чаще всего находится вблизи приемопередающей станции. ПВУ и устройство запоминания служат для обеспечения необходимой временной последовательности формирования и передачи с помощью приемопередающей станции на КА всей необходимой информации в удобное для условий радиосвязи время. Функции передачи информации могут исполнять и измерительные пункты, связь с которыми осуществляется по линиям передачи данных.

Необходимо отметить, что ПУ совместно с устройствами регистрации и первичной обработки данных территориально может быть совмещен с КВЦ и может находиться на большом расстоянии от передающей станции. В этом случае КВЦ совместно с ПУ превращается в единый центр управления полетом (ЦУП), который координирует работу всего НКИК, бортовых систем и экипажа (при наличии) и совместно с автономной СУ решает все задачи управления полетом КА.

Как правило, ЦУП и НКИК разрабатываются для управления несколькими КА.

Программно-временной метод управления

Особенность функционирования НКИК состоит в том, что из-за орбитального движения КА и суточного вращения Земли радиосвязь с бортом возможна только в течение сеансов определенной продолжительности. Подобная особенность работы НКИК – следствие использования в радиотехнических системах ультракоротковолнового диапазона. В результате этого при организации работы НКИК широкое применение нашел так называемый программно-временной метод управления полетом. Суть метода заключается в том, что команды управления, поданные на борт в сеансах связи с НКИК, выполняются с помощью бортовых ПВУ, которые запускаются с Земли в требуемые моменты времени, точно привязанные к бортовому времени. В основе программно-временного метода управления лежит использование системы единого времени (СЕВ), с помощью которой осуществляется привязка ко времени результатов решения навигационной задачи, длинных телеметрических измерений, синхронизация и необходимая последовательность функционирования всех бортовых и наземных средств.

Применение программно-временного метода управления полетом позволяет разнести во времени решение задач навигации, коррекции траектории и управления работой исследовательской аппаратуры.

Существует более сложный метод логического управления работой бортовых систем КА, т.е. включение той или иной системы в определенный режим, ее выключение, перенастройка ее чувствительных элементов, переключение комплектов приборов и т.д. в соответствии с сигналами, поступающими от нее самой и других систем КА, с заданной логикой совместной обработки этих сигналов.

Бортовые комплексы управления (БКУ) КА могут иметь различный уровень сложности и соответственно разные возможности – от простых коммутационных, программно-временных и логических устройств до сложных кибернетических систем, обладающих способностью к самообучению и самопрограммированию в ходе полета.

Функционирование системы управления КА

Система измерительных пунктов и телеметрических станций, расположенных в различных точках земной поверхности, контролирует траекторию полета и состояние бортовых систем (и экипажа) КА. Эти данные автоматически передаются в ЦУП, где после регистрации и необходимой обработки поступают в систему отображения и в комплекс вычислительных и моделирующих устройств. В результате моделирования ситуации и вычисления фактической траектории движения КА, исходя из утвержденной схемы полета, рассчитывают импульсы коррекции, углы разворотов КА и определяют все необходимые для их реализации команды управления, исходные данные для настройки приборов на определенные режимы их работы.

Совокупность этой информации после ее кодирования в определенной последовательности и подготовки (упаковки) для передачи по радиолинии на борт КА является рабочей программой (РП) КА.

Переданная на борт РП заносится в ПБУ (в частности, БЦВМ). В последнем случае специальная программа проводит ее распаковку и запускает работу планирующих программ и программ, реализующих необходимую последовательность включений и выключений бортовой аппаратуры, привязанную к бортовому времени.

Работа систем КА контролируется как средствами БКУ (с помощью БЦВМ), так и НКУ. В последнем случае все необходимые данные, характеризующие работу бортовых систем, либо передаются в реальном масштабе

времени, либо запоминаются с соответствующим прореживанием в ЗУ с временной привязкой, а затем в зоне "видимости" наземных станций передаются по телеметрическим каналам в ЦУП и отображаются на пультах наземных операторов.

По мере развития космической техники и усложнения задач, решаемых при проведении космических экспериментов, в значительной степени усложнилась и организация процесса управления полетом КА. В связи с этим возникла необходимость иного подхода к организации этого процесса на основе широкой автоматизации выполнения тех функций, которые раньше выполнялись человеком.

Математическое обеспечение АСУ

Чрезвычайное разнообразие и большой объем информации в АСУ КА требуют наличия в ЦУП достаточно сложного программного фонда и обеспечения функционирования информационного банка. Задачей этого фонда программ является организация приема, хранения, размещения и выдачи информации по требованию.

Эффективность и полезность АСУ определяются располагаемым набором программ по обработке первичной информации.

Одним из важнейших принципов, которыми руководствуются при разработке и развитии МО АСУ, является принцип преемственности программ управления с точки зрения алгоритмических языков наземных и бортовых ЦВМ. Однако этот принцип не всегда удается реализовать из-за специализации языка БЦВМ, позволяющей поднять ее технические характеристики.

Одной из основных составляющих МО АСУ является программа - диспетчер. По сути это комплекс программ, предназначенных для организации оптимального вычислительного процесса, исходя из удовлетворения требованиям максимальной эффективности управления. Первое требование заключается в том, чтобы АСУ функционировала в реальном масштабе времени, т.е. в ритме функционирования объекта управления (КА). Второе требование, предъявляемое к программе-диспетчеру, заключается в обеспечении соответствия функционирования КА и АСУ. Плохо составленная программа-диспетчер не позволит АСУ точно отслеживать состояние КА и тем самым может нарушить ритм управления.

Кроме этого, МО АСУ содержит целый ряд программ: баллистические, подготовки РЛ, диагностические и ряд других специальных программ.

2. СОСТАВ И КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ. ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Управлением ориентацией КА называется осуществление заданного углового движения триэдра осей, жестко связанного с корпусом КА, относительно некоторой заданной системы одноименных осей в пространстве, при котором движение вокруг центра масс не влияет на движение самого центра масс. В случае, если связь между поворотами КА и движением центра масс существует, управление угловым положением КА называется угловой стабилизацией. Например, управление движением ракеты, включающее как управление движением центра масс, так и управление движением вокруг центра масс (угловым положением), принято называть стабилизацией, которую, в свою очередь, делят на стабилизацию центра масс и угловую стабилизацию.

Наиболее часто задаваемыми видами угловых движений являются: совмещение осей, установившиеся вращения одних осей относительно других или отклонение одного триэдра относительно другого на заранее определенные углы. Оси, относительно которых должен совершать заданное угловое движение жестко связанный с корпусом КА триэдр осей, будем называть осями ориентации, а углы, связывающие два указанных триэдра, углами ориентации.

Приведем описание некоторых режимов полета, которые требуют реализации той или иной ориентации.

1. Ориентация перед каждым включением ракетных двигателей, которые должны изменить движение центра масс КА (например, перед выдачей тормозного или корректирующего импульса тяги для спуска КА с околоземной орбиты на Землю или коррекции его траектории).

2. Ориентация КА перед входом в атмосферу при посадке, например лобовой частью, покрытой теплозащитным слоем, в направлении полета или под вполне определенным углом крена при управлении аэродинамическим качеством.

3. Ориентация при изменении околоземной орбиты охватывает широкий класс маневров: коррекция периода обращения ИСЗ, переход на другую орбиту, периодическая компенсация торможения ИСЗ атмосферой путем кратковременного включения ракетного двигателя.

4. При сближении двух КА для сборки в космосе необходима ориентация сближающегося аппарата, которая делает возможной работу системы наведения, когда КА повернуты стыковочными узлами друг к другу.

5. Наведение узконаправленных антенн на Землю.

6. В случае применения солнечных батарей в качестве источника электроэнергии на борту КА заметное увеличение их эффективности можно получить при постоянной ориентации рабочей поверхности батарей нормально к направлению солнечных лучей.

7. Ориентация для проведения навигационных измерений, которые включают в себя как необходимый элемент нахождение угловых расстояний между некоторыми звездами и планетами, а вблизи планет – между звездами и краем диска планеты.

8. Ориентация КА при проведении научных экспериментов, например для наведения оптической оси аппаратуры, установленной неподвижно на автоматической межпланетной станции, предназначенной для фотографирования обратной стороны Луны.

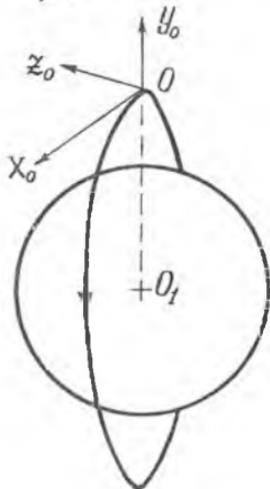
9. Метеоразведка с борта ИСЗ невозможна без ориентации его на Землю, которая необходима для функционирования аппаратуры, фиксирующей распределение облачного покрова по земной поверхности.

Классификация систем ориентации

Системы ориентации классифицируются по 5 признакам.

I. В соответствии со свойствами осей ориентации различаются системы, использующие:

- п о с т у п а т е л ь н о д в и ж у щ и е с я о с и о р и е н т а ц и и ;
- в р а щ а ю щ и е с я о с и о р и е н т а ц и и (в ч а с т н о с т и , о р б и т а л ь н ы е и с к о р о с т н ы е с и с т е м ы о р и е н т а ц и и) ;
- с л е д я щ и е о с и о р и е н т а ц и и .



Для реализации системы первой группы достаточно визировать двумя неподвижными астродатчиками две далекие звезды с борта КА. Орбитальная система координат (Ox_0z_0) (рис.2.1) – ось Oy_0 направлена по радиус-вектору КА от центра планеты; ось Ox_0 перпендикулярна оси Oy_0 и направлена в сторону полета в плоскости орбиты, ось Oz_0 составляет с первыми двумя правую систему координат.

Р и с . 2 . 1 . Орбитальная система координат

Скоростными осями ориентации назовем такие, которые в качестве основного направления используют направление скорости полета (касательной к траектории).

Следящими осями ориентации будем называть все остальные, у которых вектор угловой скорости вращения системы осей ориентации может изменяться произвольным образом (а не быть точным нулем, как в случае поступательно движущихся, или иметь неизменное направление, как в случае вращающихся осей ориентации).

Когда вводятся оси ориентации и утверждается, что задачей системы ориентации является совмещение осей, жестко связанных с КА, с соответствующими одноименными осями ориентации, то говорится лишь об одном режиме работы системы. Во многих случаях, помимо упомянутой задачи, ставится и другая — произвести поворот КА относительно этой системы на заданные углы. Такие повороты называются программными поворотами. Наконец, помимо совмещения осей, связанных с КА, с осями ориентации или совершения программных поворотов относительно последних, задачей системы ориентации может быть приведение КА в режим установившегося вращения (закрутка КА).

2. По степени полноты ориентации системы делятся на о д н о о с н ы е и т р е х о с н ы е (полные).

Первому требованию удовлетворяют системы ориентации панелей солнечных батарей на Солнце, системы ориентации для обеспечения направленной радиосвязи с Землей и т.д.

Во втором случае КА не имеет ни одной вращательной степени свободы относительно осей ориентации и поэтому такую ориентацию нередко называют полной. Двухосных систем ориентации не существует, они тождественно совпадают с трехосными.

3. В зависимости от способа создания управляющих моментов различают а к т и в н ы е , п а с с и в н ы е и к о м б и н и р о в а н н ы е системы ориентации.

Активными системами называют такие, в которых для создания управляющих моментов затрачивается либо энергия бортовых источников питания, либо рабочее тело, отбрасываемое управляющими ракетными двигателями. Активными являются огромное большинство используемых в настоящее время систем ориентации.

Пассивными системами называют такие, которые при своем функционировании используют только внешние моменты, приложенные к КА либо в результате его взаимодействия с гравитационным или магнитным полями, либо в результате испытываемого им солнечного давления или гидродинамического сопротивления. Важно при этом, что на поддержание

ориентации эти системы не используют бортовых источников энергии, не производят отброса массы и поэтому являются идеально экономичными. Из таких систем чаще всего используется так называемая гравитационная система ориентации.

Комбинированными системами называют такие, которые, хотя и используют внешние моменты, все же имеют устройства, расходующие бортовую энергию или запасы рабочего тела (в качестве примера можно привести гравитационно-гироскопические системы). Использование внешних моментов в комбинированной системе является решающим условием ее нормальной работы.

4. В зависимости от участия человека в управлении КА: автоматические, полуавтоматические и системы ручной ориентации.

В системах первой группы все управление осуществляется автоматически в зависимости от сигналов соответствующих датчиков, команд, получаемых от блоков бортовой автоматики или по командной радиолинии.

Вторая группа систем предполагает участие человека в некоторых операциях. Этими операциями могут быть: включение и выключение соответствующих блоков системы, ввод нужных численных величин (установок) в те блоки, которые используют такую информацию (например, численных значений углов программных поворотов).

5. В зависимости от того, какой ориентир или их совокупность являются основными или какое физическое явление играет главную роль, выделяются системы:

- а) солнечной ориентации;
- б) солнечно-звездной ориентации;
- в) ориентации на Землю;
- г) ориентации на Луну или планеты;
- д) южной ориентации и т.д.

Мерой отклонения связанных осей от заданных являются углы, определяющие взаимное положение одноименных осей, которые уместно называть углами ориентации. Введем обобщенную угловую координату φ , равенство которой нулю будет указывать на то, что требуемая ориентация (по этой координате) достигнута. При этом необходимо различать следующие понятия [5]:

1. Мгновенная точность — характеризуется мгновенным значением угла φ , взятым по абсолютной величине.

2. Средняя точность

$$\varphi_{cp} = \frac{1}{T} \int_0^T |\varphi(t)| dt,$$

где T - период колебаний или иное характерное время.

3. Вероятная точность может быть получена применением соответствующих методов теории вероятностей для серии многократных включений системы ориентации.

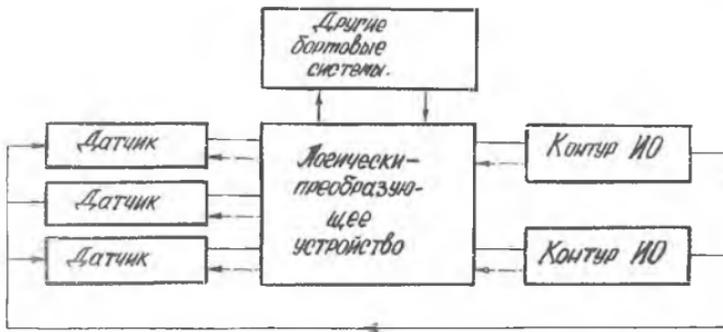
4. Гарантированная точность равна максимальному абсолютному значению угла φ : $\varphi_{гар} = |\varphi_{max}|$.

Если в процессе колебаний наибольшее значение угла φ будет φ_{max} , а наименьшее φ_{min} , то их разность может быть названа наибольшим размахом колебаний $\Delta\varphi_{max}$, а наилучшая гарантированная точность, которую мыслимо получить, будет определяться очевидным условием $\varphi_{гар} = \frac{\Delta\varphi_{max}}{2}$.

Обычно, когда говорят "точность ориентации", имеют в виду гарантированную точность.

Состав системы ориентации

Под системой ориентации будем понимать совокупность устройств, обеспечивающих нужную ориентацию КА (рис. 2.2). Эта совокупность не-



Р и с. 2.2. Общая структурная схема системы ориентации

редко входит в систему управления движением, которая обеспечивает не только ориентацию, но также стабилизацию, управление движением центра масс, навигацию.

Наиболее распространенный тип активной системы ориентации строится по схеме (рис.2.2).

На борту КА устанавливаются необходимые датчики-устройства, формирующие сигналы, характеризующие положение жестко связанного с КА триэдра осей относительно избранных осей ориентации, скорость смещения этих осей относительно друг друга, соответствующие ускорения, т.е. параметры углового движения КА, причем объем информации, поступающей с этих датчиков, должен быть достаточным для заданного управления ориентацией.

Вырабатываемые сигналы могут быть линейного, релейного или другого типа, а выходной вид сигналов согласуется со схемой блока, в который они подаются.

С датчиков сигналы поступают в блок логики, который чаще называют логически-преобразующим блоком или просто преобразующим устройством. Здесь происходит анализ сигналов, снятых с датчиков, их сравнение, иногда запоминание и на основании всей совокупности полученных данных вырабатывается решение о работе системы ориентации в последующее мгновение. Кроме сигналов, снимаемых с датчиков, в логически-преобразующий блок поступают команды от бортовых систем, не входящих в систему ориентации. Такие команды могут поступать от бортовой автоматики, ЛВУ, БКУ, командной радиолинии и с пульта космонавта. Наиболее характерными командами являются: включение и выключение системы или ее части, переход с одних режимов ориентации на другие, запоминание блоком логики нужных чисел (уставок).

С логически-преобразующих устройств сигналы поступают в другие бортовые системы (это обычно сигналы об исполнении команд соответствующих систем) и, кроме того, на исполнительные органы. Для возможности включения исполнительных органов соответствующие сигналы должны быть усилены, что позволяет иногда называть преобразующие устройства усилительно-преобразующими.

Под контуром исполнительных органов понимают совокупность устройств, в результате работы которых к корпусу КА прикладываются все необходимые управляющие моменты. Это может быть, например, совокупность реактивных двигателей ориентации или управляющих маховиков. В том случае, если на борту КА имеются, например, два контура (как изображено на схеме), один из них может быть системой силовых гироскопов (например, маховиков), другой - системой реактивных двигателей ориентации.

Иногда сигналы о работе исполнительных органов возвращаются в блок логики (см.рис.2.2), пунктирные линии). В результате работы ис-

полнительных органов к КА прикладываются моменты, вызывающие изменение углового движения аппарата. Это изменение фиксируется датчиками и, таким образом, происходит замыкание обратной связи в системе ориентации.

К системе ориентации предъявляется ряд требований, не связанных непосредственно с ее функционированием, но тем не менее чрезвычайно важных. Основными из них являются:

- 1) малый суммарный вес системы;
- 2) высокая экономичность;
- 3) надежность;
- 4) конструктивное оформление с учетом условий работы в космосе.

3. ДАТЧИКИ И ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ. ОСНОВНЫЕ РЕЖИМЫ ОРИЕНТАЦИИ

Управление ориентацией немислимо без получения информации о движении жестко связанных с КА осей относительно осей ориентации. Относительное движение этих осей может быть охарактеризовано углами между одноименными осями (углами ориентации), в общем случае являющимися функциями времени, соответствующими угловыми скоростями, угловыми ускорениями и производными более высоких порядков от углов по времени. Ценность такого рода данных падает по мере увеличения порядка производной. Действительно, в конечном итоге управление ориентацией требует соблюдения некоторых соотношений типа

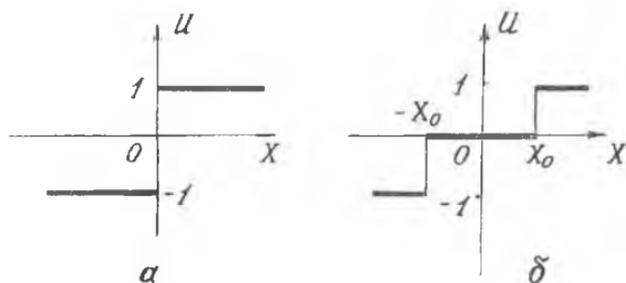
$$\varphi_1 < \varphi(t) < \varphi_2, \quad (3.1)$$

где φ - угол ориентации; φ_1 и φ_2 - заданные границы интервала, внутри которого должно находиться текущее значение φ в любой момент времени.

По информации о текущих значениях φ можно следить за выполнением условия (3.1), а при необходимости - получать текущие значения $\dot{\varphi}$, $\ddot{\varphi}$, $\ddot{\ddot{\varphi}}$ и т.д. путем дифференцирования функции $\varphi = \varphi(t)$. Если исходную информацию об угловом движении КА дает измерение угловых скоростей $\dot{\varphi} = \dot{\varphi}(t)$, ускорений $\ddot{\varphi} = \ddot{\varphi}(t)$ или производных более высокого порядка, то суждение об углах $\varphi = \varphi(t)$ можно сделать лишь путем интегрирования, а, как известно, любое интегрирование приводит к появлению неопределенной константы, что делает невозможным суждение о выполнении условия (3.1).

В связи с этим все системы ориентации содержат измерители углов φ , нередко имеют в своем составе измерители угловых скоростей $\dot{\varphi}$ и практически никогда не содержат устройств, измеряющих $\ddot{\varphi}$, $\ddot{\varphi}$ и производные от φ по t более высоких порядков. Ограничимся поэтому рассмотрением измерительных приборов, дающих информацию об углах φ и угловых скоростях $\dot{\varphi}$. Первые называются позиционными датчиками ориентации (так как эти приборы дают информацию о мгновенном угловом положении КА), вторые – датчиками угловых скоростей (они дают возможность судить о мгновенном значении вектора угловой скорости КА или его проекций). Сигнал, вырабатываемый датчиком ориентации, дающий информацию об измеренной величине, может иметь непрерывный характер (напряжение, являющееся функцией измеряемой величины) или дискретный (импульсы, частота которых является функцией измеряемой величины, или соответствующие числа в цифровых системах управления).

Рассмотрим типичные зависимости сигнала U от измеряемой величины x . Наиболее простым видом зависимости $U = U(x)$ является релейная, когда при непрерывном монотонном изменении x величина U , изменяясь скачкообразно, принимает два-три значения, например: $-I$; $+I$ или чаще $-I$; 0 ; $+I$ (рис. 3.1а).



Р и с. 3.1. Релейная характеристика датчика: а – без зоны нечувствительности; б – с зоной нечувствительности

Область $|x| < x_0$ называется областью нейтралы, так как прибор при этих значениях x ведет себя нейтрально, не вырабатывая ни положительных, ни отрицательных сигналов (рис. 3.1б). В некоторых режимах ориентации размеры области нейтралы определяют расход рабочего

тела и энергии на поддержание заданной ориентации, причем увеличение x_0 уменьшает этот расход, то есть оказывается полезным.

Обе эти зависимости являются теоретической идеализацией.

Фактическое изменение сигнала u происходит не при $|x| = x_0$, а в некоторой окрестности этого значения $|x| = x_0 \pm \Delta x$. На практике чаще рассматривают

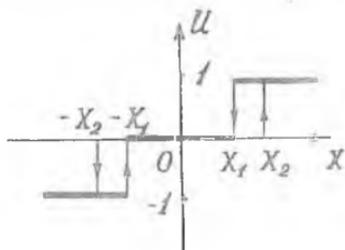
зависимость, представленную на рис.3.2. Здесь учтено существование гистерезиса, то есть зависимости положения точки

скачкообразного изменения u от предыстории. Область $x_1 < x < x_2$ является областью двузначности сигнала. Он может иметь в ней как значение 0, так и значение 1, что следует учитывать при анализе динамики ориентации. Однако нередко область $x_1 < x < x_2$ является не только областью двузначности, порожденной гистерезисом, но и областью неопределенности. Это означает, что при многократных испытаниях датчика переход от $u=0$ к $u=1$ будет происходить при различных значениях x , но всегда при $x_1 < x < x_2$, а обратный переход — тоже при неопределенных значениях x , удовлетворяющих данному неравенству.

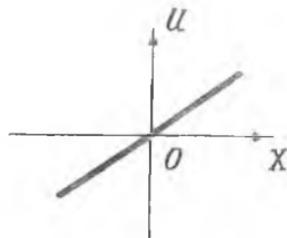
При целом ряде задач, в частности для получения точной ориентации и хороших переходных процессов, предпочтительными являются другие виды зависимостей $u = u(x)$, например, линейная (рис.3.3).

В отличие от функций релейного типа линейная функция $u = u(x)$ позволяет путем дифференцирования сигнала получить сигнал, пропорциональный x . Следует заметить, что приборная реализация этой зависимости будет сопровождаться эффектами типа гистерезиса и неопределенности, и поэтому при более

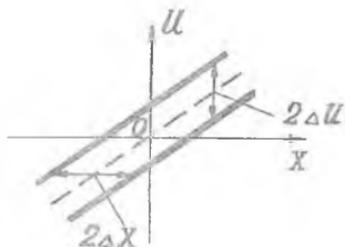
точном анализе вместо линейной следует брать зависимость, показанную на рис. 3.4. Обычно достаточно знать, что при данном значении x сигнал u может содержать ошибку $\pm \Delta u$, а данному сигналу u соответствует аргумент x с ошибкой $\pm \Delta x$.



Р и с.3.2.Релейная характеристика датчика с гистерезисом

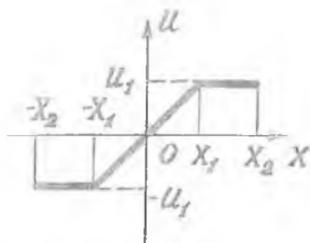


Р и с.3.3.Линейная характеристика датчика

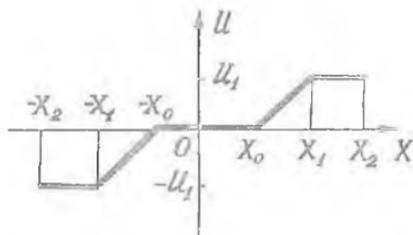


Р и с.3.4. Линейная характеристика с гистерезисом и зоной неопределенности сигнала

Приборная реализация линейной зависимости $u = u(x)$ для значительного диапазона значений X обычно затруднительна. Как правило, линейная для ограниченной области около $x = 0$ зависимость $u = u(x)$, начиная с некоторого значения x_1 , отклоняется от этого простого закона вследствие наступления в приборе различного рода эффектов на смещения (рис.3.5, 3.6).



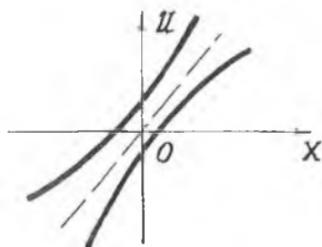
Р и с.3.5. Линейная характеристика датчика с насыщением



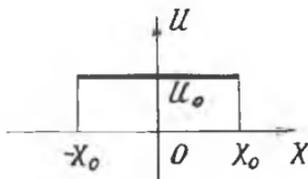
Р и с.3.6. Линейная характеристика датчика с насыщением и зоной нечувствительности

На вид функции $u = u(x)$ помимо динамики КА накладывает свой отпечаток и режим использования датчика. Различают два режима: измерительный и режим нуль-индикатора. В первом случае каждому значению x соответствует определенное значение u , и наоборот, по сигналу u можно с достаточно высокой точностью судить о величине x . Это особенно важно при использовании сигнала u в БЦВМ, когда величина u входит в соответствующие алгоритмы обработки данных, поступающих в преобразующие блоки системы ориентации. В этих случаях наиболее подходящей является линейная зависимость $u = u(x)$, характерная особенностью которой – одинаково высокая точность независимо от значения x . Работа датчика в режиме нуль-индикатора применяется в тех случаях, когда задачей системы управления является удержание некоторой величины x около значения $x = 0$. В этом случае (рис.3.7) высокая точность нужна лишь в области $x = 0$, во всем же остальном диапазоне значений x достаточно иметь зависимость $u = u(x)$ со значительно худшей точностью. Кроме того, требо-

вание линейной зависимости $u = u(x)$ во всем возможном диапазоне значений x тоже излишне.



Р и с.3.7. Характеристика датчика, работающего в режиме нуль-индикатора



Р и с.3.8. Характеристика датчика "наличия" ориентира

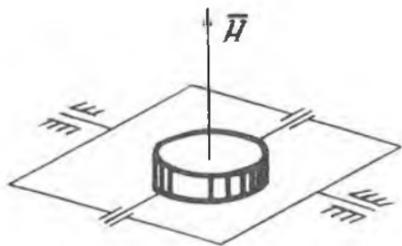
Создание прибора, работающего в измерительном режиме, является задачей значительно более сложной, чем создание прибора, работающего в режиме нуль-индикатора. Преимуществом датчиков, способных работать в измерительном режиме, является возможность применения их в самых разнообразных режимах управления; преимуществом датчиков, работающих в режиме нуль-индикатора, является их конструктивная простота.

В заключение приведем зависимость $u = u(x)$ для датчика "наличия", т.е. прибора, который должен только подтверждать, что величина x лежит в заданных пределах $\pm x_0$ (рис. 3.8). В зависимости от принципа действия позиционные датчики можно разбить на три группы.

1. Датчики, основанные на использовании внешней по отношению к КА информации, вырабатывающие сигнал об углах φ , опираясь на некоторые внешние ориентиры.

2. Датчики, использующие только свойства абсолютного углового движения осей ориентации и осей, жестко связанных с корпусом КА. Они дают возможность знать углы φ , измеряя другие параметры углового движения КА относительно инерциального пространства. Учитывая последнее обстоятельство, будем называть их инерциальными датчиками ориентации.

3. Датчики, которые не в состоянии производить прямое измерение φ (как датчики внешней информации) или косвенное измерение φ (как инерциальные датчики), но способные "запомнить" некоторое направление и измерять углы отклонения осей КА от этого условного направления. Такие датчики называются датчиками памяти. Пример датчика памяти — некорректируемый свободный гироскоп, позволяющий измерять два угла поворота КА, то есть осуществлять одноосную ориентацию (рис.3.9).



Р и с.3.9.Свободный (некорректируемый) гироскоп

свободный гироскоп, то необходимо периодически или непрерывно вводить коррекцию в его работу, что возможно лишь путем получения необходимой информации от других позиционных датчиков.

Позиционные датчики, использующие внешнюю информацию, нередко классифицируют по сущности используемых физических явлений. Можно говорить об оптических, радиотехнических, ионных и других датчиках внешней информации.

Оптические датчики основаны на использовании оптического диапазона длин волн излучения небесных тел. Их, в свою очередь, можно разбить на звездные (астродатчики), солнечные и планетные. К первым относятся все те, которые используют точечные источники света, т.е. звезды или достаточно удаленные планеты – они должны обеспечивать селекцию точечных источников света. Главный их недостаток – конструктивная сложность, преимущество – высокая точность.

Солнечные датчики значительно проще по конструкции, более надежны и обладают большей помехозащищенностью.

Планетные датчики, работающие вблизи планет, основаны на использовании как отраженного планетой солнечного света, так и собственного (теплового) излучения планеты (инфракрасный диапазон длин волн). Типичными представителями таких оптико-электронных приборов являются различные типы инфракрасных построителей местной вертикали (ИКПМВ).

Комбинация датчиков внешней информации с гироскопами может оказаться полезной в двух случаях: во-первых, если датчик внешней информации по каким-либо причинам способен вырабатывать сигналы только периодически и, во-вторых, если сигнал, поступающий с датчика внешней информации, подвержен сильным и короткопериодическим флюктуациям (например, сигнал с ИКПМВ).

Как известно из механики, ротор гироскопа обладает свойством сохранять неизменным свое положение в инерциальном пространстве, причем с увеличением кинетического момента уменьшается влияние всякого рода возмущений, нарушающих эту идеализированную картину. Если возникает необходимость в течение длительного времени вести управление ориентацией, используя

Во втором случае можно использовать известное свойство гироскопа, по которому короткопериодическое действие на него моментов практически не изменяет положения вектора кинетического момента в пространстве. В этом случае гироскоп будет действовать как фильтр, через который в логику системы ориентации будут проходить достаточно медленные, связанные, главным образом, с движением КА сигналы, а хаотическая составляющая, связанная со случайными флуктуациями внешней обстановки, будет отфильтровываться.

Логически-преобразующие устройства

Основными функциями ЛПУ являются следующие:

1) формирование сигналов управления ориентацией на основе информации с датчиков и других связанных с преобразующим устройством приборов;

2) преобразование сигналов управления к виду, необходимому для работы исполнительных органов;

3) формирование сигналов управления работой датчиков ориентации и других приборов системы ориентации;

4) программно-логическое управление системой ориентации.

Элементарные режимы ориентации

Каждый из элементарных режимов обладает некоторой логикой, реализация которой является задачей ЛПУ. На практике приходится иметь дело со следующими элементарными режимами:

1) успокоение КА, закрутка;

2) поиск ориентира;

3) приведение ориентации к заданной;

4) поддержание заданной ориентации;

5) программные повороты;

6) смена ориентиров (перехват).

Успокоением называют режим, в котором гасятся большие по величине составляющие угловой скорости КА либо до нуля, либо до заданных значений. Обычно с него начинается первый после выведения на орбиту сеанс ориентации. Для успокоения используются только сигналы датчиков угловых скоростей по простейшей логике – момент, создаваемый исполнительными органами, имеет знак, противоположный зна-

ку угловой скорости. Режим закрутки является в известном смысле противоположным, его цель - получение заданной угловой скорости вращения.

Поиск ориентира - это один из основных режимов. Под ориентиром здесь следует понимать все то внешнее по отношению к КА, что используется в данной системе для ориентации. Это могут быть опорные небесные светила (в том числе и Земля), магнитные поля, направление вектора скорости КА относительно внешней среды (например, ионосферы планеты) и т.д. К нужным результатам здесь приводит двухступенчатый поиск ориентира: сначала находят вспомогательный ориентир типа описанных выше, а затем, опираясь на него, находят требуемый. В большинстве случаев режим поиска необходим, так как соответствующие датчики не имеют сферического обзора: как правило, поле зрения датчика ограничено и его надо направить на ориентир. Когда этот датчик установлен на корпусе КА неподвижно, то поиск приходится вести путем поворотов всего КА. Это можно сделать, например, следующим образом: на один из датчиков угловой скорости подается сигнал смещения нуля, в то время как два другие продолжают удерживать свои компоненты угловой скорости равными нулю.

Следующие два элементарных режима входят как составные режимы в процесс двухступенчатого поиска и, конечно, являются в известном смысле главными режимами системы ориентации. Почти все свое время система работает в последнем режиме.

Режим программных поворотов может оказаться необходимым при проведении научных наблюдений, чтобы направить соответствующую аппаратуру на объект исследования.

Если, например, после нахождения второго ориентира прекратить ориентацию по первому и, начав одноосное вращение поиска вокруг направления на второй ориентир, приступить с помощью соответствующего датчика к поиску третьего ориентира, а после его нахождения и приведения ориентации по нему к заданной точности прекратить ориентацию по второму и т.д., то на лицо будет один из возможных вариантов смены ориентиров.

4. ГИРООРБИТА. НАХОЖДЕНИЕ (ОПРЕДЕЛЕНИЕ) ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ

Рассматривая системы ориентации, мы говорим о датчиках углового положения и датчиках угловых скоростей (ДУС), обладающих линейными или релейными выходными характеристиками.

К датчикам углового положения относятся:

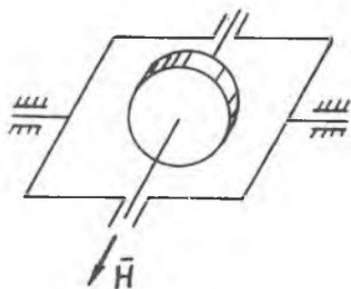
астродатчики, гидрирующие звезды (в частности, солнечные), используемые для инерциальной ориентации;

построители местной вертикали (ПМВ) для орбитальной ориентации;

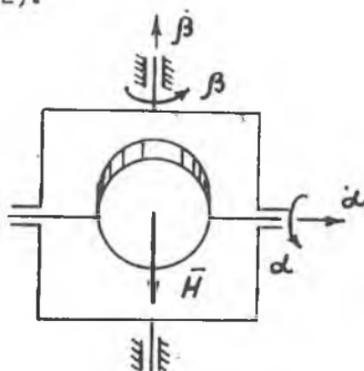
гироскопические датчики для запоминания направлений в инерциальном пространстве, для отыскания плоскости орбиты.

Рассмотрим решение последней задачи.

Г и р о с к о п - быстровращающееся симметричное тело в одно- или двухстепенном подвесе (рис.4.1,4.2).



Р и с .4.1. Двухстепенный гироскоп



Р и с .4.2. Трехстепенный гироскоп

Рассмотрим трехстепенный гироскоп (рис.4.2). Углы поворотов гироскопа обозначим: α - вокруг внутренней оси подвеса, β - вокруг внешней оси подвеса. Они называются углами Резаля.

Воспользуемся уравнениями Эйлера в общей форме:

$$\frac{d\vec{H}}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{H} = \vec{M},$$

где $\frac{d}{dt}$ - локальная производная по отношению к осям Резаля;
 \vec{H} - полный момент количества вращательного движения (кинетический момент);

$\bar{\Omega}$ - вектор мгновенной угловой скорости системы координат, связанной с кожухом гиromотора;

\bar{M} - полный момент внешних сил.

В проекциях на оси, связанные с кожухом гиromотора (оси Резаля), получим:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dH_x}{dt} + qH_z - zH_y &= M_x, \\ \frac{dH_y}{dt} + zH_x - pH_z &= M_y, \\ \frac{dH_z}{dt} + pH_y - qH_x &= M_z, \end{aligned} \right\} \quad (4.1)$$

где p, q, z - проекции вектора $\bar{\Omega}$ на оси Резаля - OX, OY, OZ (рис.4.3).

При $\omega_0 = 0$

при $\omega_0 \neq 0$

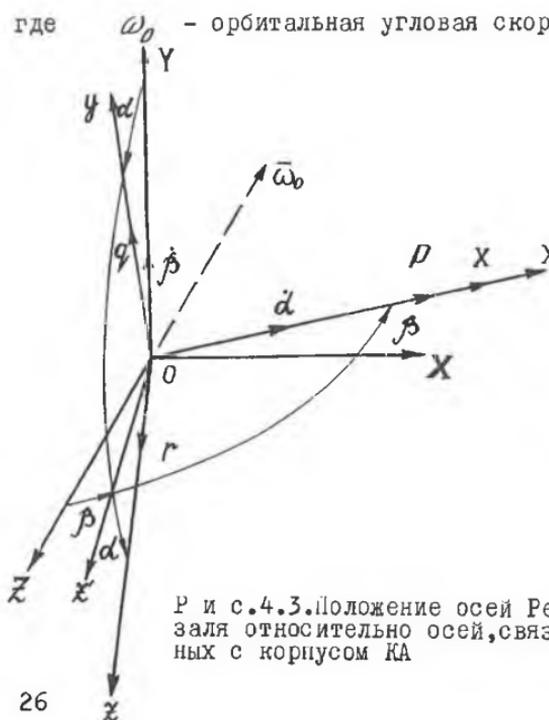
$$\left\{ \begin{aligned} p &= \dot{\alpha}, \\ q &= \dot{\beta} \cdot \cos \alpha, \\ z &= -\dot{\beta} \sin \alpha, \end{aligned} \right. \quad \left\{ \begin{aligned} p &= \dot{\alpha} + \omega_0 \sin \beta, \\ q &= \dot{\beta} \cos \alpha - \omega_0 \cos \beta \sin \alpha, \\ z &= -\dot{\beta} \sin \alpha - \omega_0 \cos \beta \cos \alpha, \end{aligned} \right. \quad (4.2)$$

где ω_0 - орбитальная угловая скорость КА.

Пренебрежем кинетическими моментами рамок гироскопа. Тогда

$$\begin{aligned} H_x &= J_3 p; \quad H_y = J_3 q; \\ H_z &= J(\omega + z), \end{aligned} \quad (4.3)$$

где J_3 - экваториальный момент инерции гиromотора;
 J - полярный момент инерции ротора гиromотора.



Р и с.4.3. Положение осей Резаля относительно осей, связанных с корпусом КА

Третье уравнение (4.1) описывает движение вокруг главной оси гироскопа. Наиболее интересны первые два. Преобразуем их, подставив в (4.1) выражения (4.2) и (4.3).

Получим $J_z \ddot{\alpha} + J \omega \dot{\beta} \cos \alpha = M_x$ - относительно внутренней оси подвеса, $J_z \ddot{\beta} - J \omega \dot{\alpha} = M_y$ - относительно внешней оси подвеса,

Пренебрегая инерционными моментами, получим уравнения прецессионного движения гироскопа:

$$-H \dot{\alpha} = M_y;$$

$$H \dot{\beta} \cos \alpha = M_x.$$

Отсюда легко увидеть два свойства гироскопа - прецессия и сохранение положения главной оси в пространстве:

1. По наружной оси

По внутренней оси

$$\dot{\alpha} = -\frac{M_y}{H} = -\frac{M_{нар}}{H},$$

$$\dot{\beta} = \frac{M_x}{H} = \frac{M_{вн}}{H}$$

скорость $H \rightarrow M$

скорость $H \rightarrow M$

прецессии по кратчайшему (при малом α) пути

прецессии по кратчайшему (при малом β) пути

$$2. \alpha = -\frac{M_{нар} t}{J \omega}$$

. При достаточно больших оборотах ω α имеет малые значения.

Кинематические основы гироорбиты

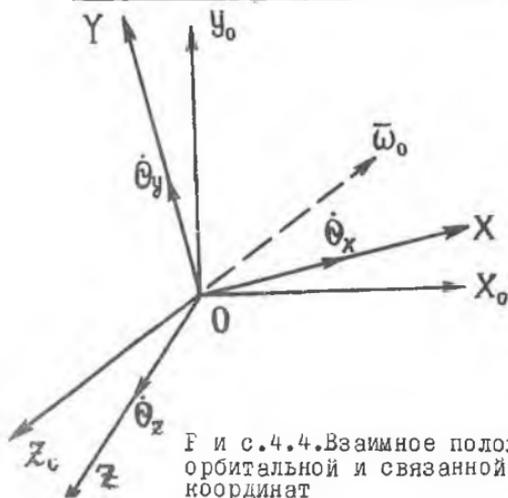


Рис. 4.4. Взаимное положение орбитальной и связанной систем координат

Рассмотрим следующие системы координат (рис. 4.4):

$Ox_0y_0z_0$ - орбитальная система координат;

$OXYZ$ - связанная с корпусом КА система координат;

p, q, r - проекции абсолютной угловой скорости КА на связанные оси; 27

$\theta_x, \theta_y, \theta_z$ - элементарные повороты, задающие положение триэдра $OXYZ$ относительно $Ox_0y_0z_0$;
 $\dot{\theta}_x, \dot{\theta}_y, \dot{\theta}_z$ - скорости элементарных поворотов.

Тогда

$$p = \dot{\theta}_x + \omega_0 \theta_y,$$

$$q = \dot{\theta}_y - \omega_0 \theta_x,$$

$$z = \dot{\theta}_z - \omega_0.$$

Отсюда

$$\theta_x = \frac{\dot{\theta}_y - q}{\omega_0}; \theta_y = \frac{p - \dot{\theta}_x}{\omega_0}; \theta_z = \int (z + \omega_0) dt. \quad (4.4)$$

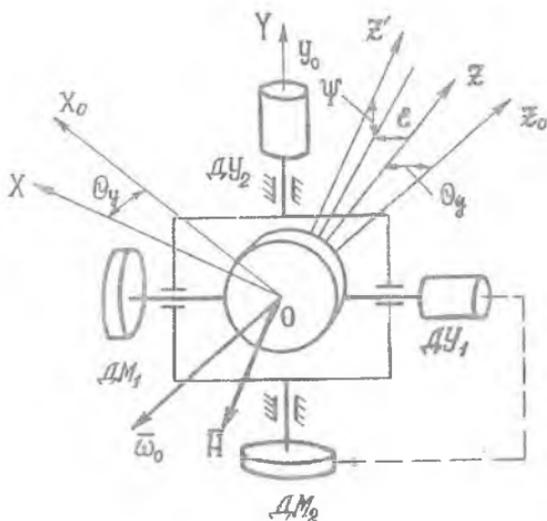
Из уравнений (4.4) видно, что инерционным датчиком угол тангажа измерить невозможно, но если измерить p, q и θ_x или θ_y , то однозначно можно определить θ_y или θ_x .

Если на ИСЗ установлен датчик вертикали, то угол рыскания определяется инерциальным датчиком, т.е. если $\theta_x = \theta_z = 0$ обеспечивается системой ориентации с помощью ЦМВ, то из (4.4) имеем $\theta_y = \frac{p}{\omega_0}$;
 $\theta_y = q$; $\omega_0 = -z$.

Таким образом, ДУС с осью чувствительности, параллельной оси OX КА, измеряет отклонение θ_y . Он играет роль инерциального датчика. Если он работает в режиме "нуль-индикатора" (т.е. лишь следит за отклонением величины θ_y от нуля), то знание величины ω_0 не является обязательным.

Принцип гиросорбиты

Гиросорбитой называется прибор, позволяющий находить плоскость орбиты КА и тем самым определять угол θ_y . Пусть на спутнике установлен гироскоп в двухстепенном кардановом подвесе, наружная ось которого параллельна оси OY и несет датчик момента DM_2 и датчик угла DY_2 , а внутренняя ось параллельна плоскости OZX и несет датчик угла DY_1 (рис.4.5). Датчики углов измеряют угловые координаты ψ и ε главной оси гироскопа OZ' . При отсутствии внешнего момента главная ось ротора гироскопа OZ' , которая направлена прямо противоположно вектору его собственного кинетического момента \vec{H} , неподвижна.



Р и с. 4.5. Кинематическая схема однороторной гироорбиты

на в инерциальном пространстве и, в силу вращения орбитального триэдра $Ox_0 y_0 z_0$, совершает относительно него незатухающие колебания, двигаясь по круговому конусу с осью Oz_0 . Гироскопический момент, действующий в плоскости рассогласования осей Oz' и Oz_0 и равный $\vec{M}_r = \vec{H} \times \vec{\omega}_0$, стремится совместить вектор собственного кинетического момента гироскопа \vec{H} с вектором $\vec{\omega}_0$. Коническое движение оси Oz' , наблюдаемое по отношению к орбитальному триэдру, объясняется действием именно этого момента. Если сформировать должным образом корректирующий момент, приложенный к гироскопу, то можно погасить коническое движение оси Oz' по отношению к орбитальному триэдру и тем самым совместить эту ось с осью Oz_0 . Движение оси гироскопа Oz' по отношению к воображаемому триэдру $Ox_0 y_0 z_0$ можно обнаружить (а затем погасить) только в том случае, когда сам этот триэдр построен хотя бы частично на борту ИСЗ. Отсюда вытекает

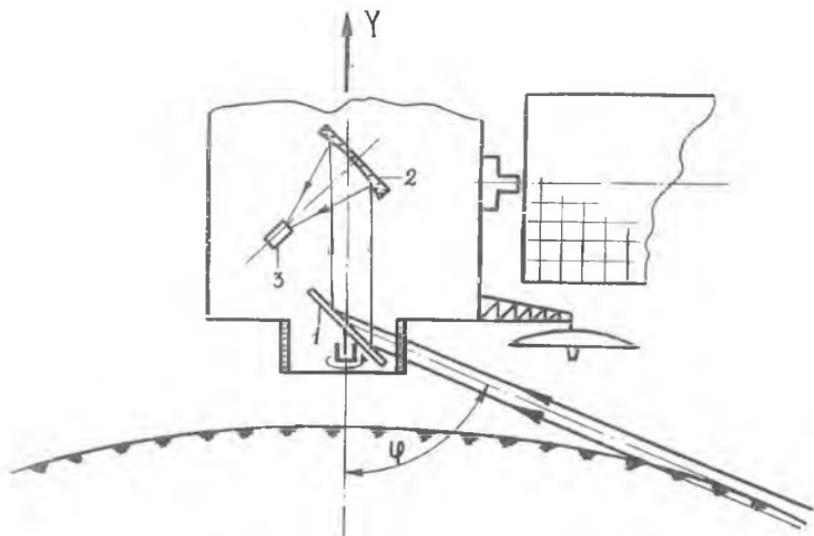
необходимость в предварительной ориентации одной из осей спутника относительно орбитального триэдра, которая требуется для нормальной работы гироорбиты.

Допустим, что датчик момента DM_2 связан с датчиком угла DY_1 , измеряющим угол φ' , схемой рамочной коррекции и приводит этот угол к нулю, совмещая таким образом ось гироскопа OZ' с плоскостью OZX . Коррекция включается через одинаковые интервалы времени $t_k = \frac{1}{4} T_0$, $T_0 = \frac{2\pi}{\omega_0}$ на короткое время, достаточное для совмещения оси OZ' с плоскостью OZX . Учитывая вращение триэдра Ox_0, y_0, z_0 с постоянной угловой скоростью ω_0 вокруг оси Ox_0 , легко установить, что независимо от начального положения оси гироскопа OZ' уже в результате второго включения коррекции данная ось будет совмещена с осью Ox_0 . После этого угол θ_y непосредственно отсчитывается на датчике угла гироскопа DY_2 .

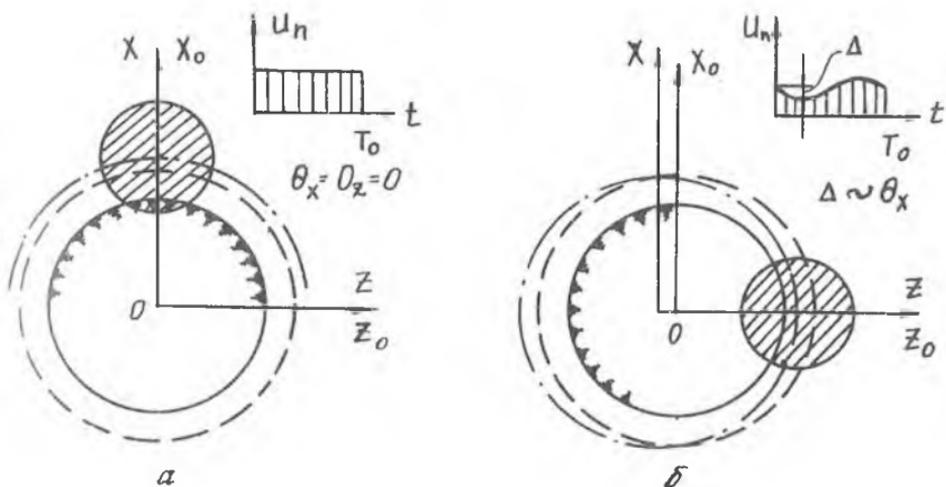
Заметим, что период включения коррекции не обязательно должен совпадать с $\frac{1}{4} T_0$ и может быть любым, но не равным и не кратным $\frac{1}{2} T_0$. В реальных условиях существуют уходы, т.е. прецессия под действием возмущающих моментов: трения, тяжения токоподводов и т.д., — в результате чего необходимо чаще корректировать, т.е. практически непрерывно.

Ниже остановимся на варианте коррекции гироскопической орбиты от ПМВ, который обеспечивает (с точностью до неизбежных ошибок) совмещение оси OY КА с осью Oy_0 . Задача гироорбиты в этом случае заключается в определении угла рассогласования θ_y осей OZ , Ox_0 и Ox , Ox_0 соответственно.

В орбитальном полете для измерения углов тангажа и крена используют ИКПМВ. В основу принципа его работы положено явление теплового контраста между излучением Земли, окруженной атмосферой, и космическим пространством (рис. 4.6).



Р и с. 4.6. Принципиальная схема ИКТМБ



Р и с. 4.7. Принцип формирования выходного сигнала ИКТМБ:
 а - при отсутствии отклонения оптической оси от местной вертикали;
 б - при отклонении оптической оси от местной вертикали

Зеркало I воспринимает инфракрасные лучи, которые излучают Земля и атмосфера в космическое пространство, и отражает их на параболическое зеркало 2, фокусирующее их на приемнике 3.

Если ось конуса, образованного сканирующим лучом, совпадает с направлением на центр Земли (рис. 4.7, а), то результирующий сигнал на выходе приемника будет иметь постоянную величину. При таком сигнале ось OY КА совпадает с вертикалью и углы крена и тангажа равны нулю ($\theta_x = \theta_z = 0$), т.е. обеспечивается заданная ориентация КА.

Рис. 4.7, б поясняет, как наличие угла отклонения КА по крену вызывает модуляцию сигнала на приемнике излучения, по глубине которой Δ судят о величине отклонения оси OY КА от местной вертикали. Сдвиг по фазе переменной составляющей сигнала $U_{\text{п}}$, обусловленной отклонением КА от местной вертикали, относительно сигналов, вырабатываемых генератором опорных напряжений, позволяет судить об отклонениях от вертикали по каналам крена и тангажа.

Выходной сигнал ИКПМВ по крену (аналогично по тангажу) имеет структуру

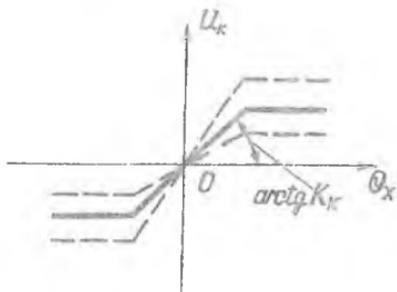
$$U_K = K_K (\theta_x + \Delta y - \varphi_T), \quad (4.5)$$

где K_K — крутизна линейной части выходной характеристики ИКПМВ (рис. 4.8);

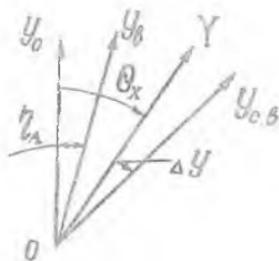
θ_x — угол крена объекта (угол между местной вертикалью — осью OY_0 ОСК и связанной с КА осью OY);

Δy — погрешность установки корпуса ИКПМВ (угол между строительной осью прибора $OY_{\text{св}}$ и связанной с КА осью OY);

φ_T — методическая ошибка (рис. 4.9).



Р и с. 4.8. Выходная характеристика ИКПМВ



Р и с. 4.9. Взаимное положение осей

Методическая ошибка построения вертикали возникает вследствие того, что Земля вместе с атмосферой имеет систематические и случайные геометрические отличия от сферы. ИКИМВ строит вертикаль как направление на энергетический центр омегаемой полем зрения кольцевой зоны у горизонта Земли - направление Oy_B . Вследствие упомянутых выше отличий Земли от сферы направление Oy_B не совпадает с геоцентрической вертикалью (рис. 4.10).

В угловую меру сигнал ИКИМВ переводится путем деления выражения (4.5) на номинальное значение крутизны K_H :

$$\theta_{zB} = \frac{\alpha_K}{K_H} = K(\theta_x + \Delta y - \varphi_1),$$

где $K = \frac{K_K}{K_H}$.

Ошибка φ_1 имеет систематическую $\varphi_{1,1}$ и случайную $\varphi_{1,2}$ составляющие.

Первая обусловлена несферичностью Земли и широтным распределением средних температур атмосферы по поверхности Земли (у экватора теплее, у полюсов - холоднее). Она зависит от положения спутника на орбите (от аргумента широты α):

$$\varphi_{1,1} = -\beta_1 \sin \alpha.$$

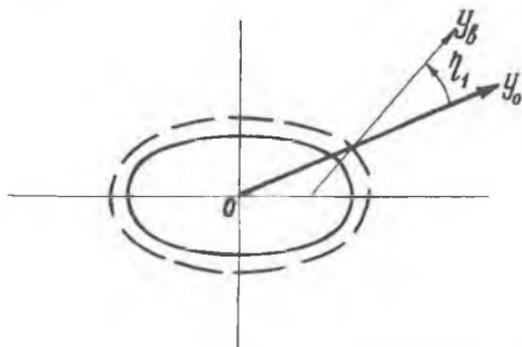
Если орбита круговая, то $\alpha = \omega_0 t$, где t отсчитывается от момента прохождения восходящего узла орбиты. Амплитуда ошибки β_1 изменяется в зависимости от наклона орбиты и достигает 18 угл. мин.

Случайная составляющая ошибки по крену $\varphi_{1,2}$ на слабозллиптических орбитах представляет собой стационарный случайный процесс с корреляционной функцией

$$R_{\varphi_2}(\tau) = \sigma_{\varphi_2}^2 e^{-\mu |\tau|},$$

где σ_{φ_2} - среднеквадратическое значение случайной ошибки (составляет несколько угл. мин);

μ - коэффициент, характеризующий быстроту убывания корреляционной связи ошибок через интервал времени τ .



Р и с. 4.10. Физический смысл методической ошибки

Дифференциальные уравнения для ошибок гироорбиты получим из уравнений (4.1) с учетом соотношений (4.2) при $\omega_0 \neq 0$:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\alpha} &= -\omega_0 \beta + m_{kx} + dx, \\ \dot{\beta} &= \omega_0 \alpha + m_{ky} + dy, \end{aligned} \right\} \quad (4.6)$$

где α, β - ошибки гироорбиты по крену и рысканию;

m_{kx}, m_{ky} - корректирующие воздействия в каналах крена и рыскания;

dx, dy - уходы гироскопа по крену и рысканию.

В наиболее распространенном на практике случае косвенной (по разностному сигналу) пропорциональной коррекции корректирующие воздействия формируются по законам

$$m_{kx} = -K_1(\theta_{x\beta} - \psi); \quad m_{ky} = K_2(\theta_{x\beta} - \psi), \quad (4.7)$$

где ψ - значение угла крена КА, измеренного с помощью гироорбиты.

Поскольку $\theta_{x\beta} = K(\Delta x + \Delta y - \tau_1)$ и $\theta_{x\alpha} = \psi + \alpha$, то

$$\theta_{x\beta} - \psi = K\alpha + K(\Delta y - \tau_1) + (K-1)\psi. \quad (4.8)$$

Система уравнений (4.6) с учетом соотношений (4.7) и (4.8) запишется в виде

$$\left. \begin{aligned} \dot{\alpha} &= -\omega_0 \beta - K_1 K \alpha - K_1 K (\Delta y - \tau_1) - K_1 (K-1) \psi + dx, \\ \dot{\beta} &= \omega_0 \alpha + K_2 K \alpha + K_2 K (\Delta y - \tau_1) + K_2 (K-1) \psi + dy. \end{aligned} \right\} \quad (4.9)$$

Из уравнений (4.9) очевидно преимущество косвенной коррекции гироорбиты. Действительно, если значение крутизны выходной характеристики ИКПМВ близко к номинальному значению, то величина $K \approx 1$. Следовательно, колебания КА по крену ψ мало возмущают гироорбиту. Предельный случай, когда $K=0$, соответствует непосредственной коррекции гироорбиты от корпуса КА, и тогда колебания КА по крену прямо возмущают гироорбиту.

Решение системы (4.9) при детерминированном рассмотрении возмущающих гироорбиту факторов показывает, что в установившемся режиме

ошибки гироорбиты (если положить $\kappa=1$) определяются следующими выражениями:

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \frac{dy}{\omega_0 + \kappa_2} + \frac{\kappa_2}{\omega_0 + \kappa_2} \Delta y - b_1 \sin u, \\ \beta &= \frac{dx}{\omega_0} + \frac{\kappa_1}{\omega_0 + \kappa_2} \left(\Delta y + \frac{dy}{\omega_0} \right) + b_1 \cos u. \end{aligned} \right\} \quad (4.10)$$

Дисперсии ошибок по крену и рысканию, обусловленных влиянием случайной помехи с ИКИМВ (случайной методической ошибки), определяются выражениями

$$\left. \begin{aligned} \sigma_1^2 &= \frac{\sigma_2^2}{\mu} \left[\kappa_1 + \omega_0 \frac{\kappa_2^2}{\kappa_1 (\omega_0 + \kappa_2)} \right], \\ \sigma_2^2 &= \frac{\sigma_2^2}{\mu} \left[\kappa_2 \frac{\kappa_2}{\kappa_1} + \omega_0 \frac{\kappa_1}{\omega_0 + \kappa_2} \right]. \end{aligned} \right\} \quad (4.11)$$

Выражения (4.8) - (4.11) показывают влияние на точность гироорбиты совокупности основных возмущающих факторов.

Собственные уходы гироорбиты

Поскольку обычно величины коэффициентов коррекции существенно превышают величину собственного ухода, влияние ухода по рысканию мало сказывается на точности гироорбиты по крену ($\kappa_2 \gg dy$); уход гироорбиты по крену вызывает в канале рыскания ошибку, не зависящую от выбора коэффициентов коррекции - $\frac{dx}{\omega_0}$. Масштаб влияния ухода таков, что уходу $0,1 \frac{\text{угл. мин}}{\text{мин}}$ соответствует ошибка по рысканию:

$$\frac{0,1 \cdot 57,3 \cdot 60}{240} = 1,43 \text{ угл. мин.}$$

Отсюда, если допустима ошибка гироорбиты в 1° , то, следовательно, допустим уход, равный

$$\frac{60}{1,43} \cdot 0,1 = 4,2 \frac{\text{УГЛ. МИН}}{\text{МИН}}.$$

Подобный уход отвечает (с учетом эксплуатации в условиях непересомости) довольно грубому исполнению гироорбиты и позволяет обойтись при ее построении простейшим шарикоподшипниковым подвесом гирокопа и небольшой величиной его собственного кинетического момента.

В прецизионных системах ориентации ИСЗ, обладающих суммарными точностями порядка единиц угловых минут, становится необходимым применение более сложных способов подвеса гироскопов (аэродинамического, жидкостного и др.), обеспечивающих значительно меньшие уходы гиросорбиты.

Ошибки установки ИКПМВ

Из выражений (4.10) видно, что ошибка установки на КА ИКПМВ по крену при $\kappa_2 \gg \omega_0$ практически полностью переходит в ошибку гиросорбиты по крену, а в канале рыскания проявляется, усиливаясь в зависимости от соотношения коэффициентов коррекции (аналогично проявляется влияние в канале рыскания ухода гиросорбиты по этому каналу).

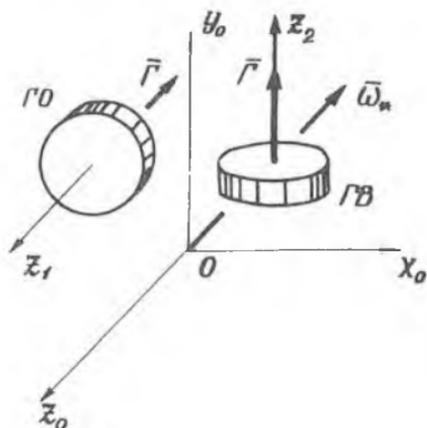
Обычно коэффициенты коррекции выбираются так, что $|\kappa_1| \gg \omega_0$ и $|\kappa_2| \gg \omega_0$. При этом, рассматривая одновременно влияние на точность гиросорбиты ошибки установки и случайной помехи от ИКПМВ (увеличение степени сглаживания ее), видим, что требования по уменьшению их влияния противоречивы: в первом случае требуется обеспечить $\frac{\kappa_1}{\kappa_2} < 1$, во втором случае — $\frac{\kappa_2}{\kappa_1} < 1$. Кроме того, величины коэффициентов коррекции и соотношение между ними влияют на быстрдействие гиросорбиты в переходных процессах. Следовательно, выбор этих коэффициентов должен осуществляться из условий конечной точности гиросорбиты, обусловленной влиянием всей совокупности возмущающих факторов, воздействующих на гиросорбиту.

О повышении точности гироскопической орбиты

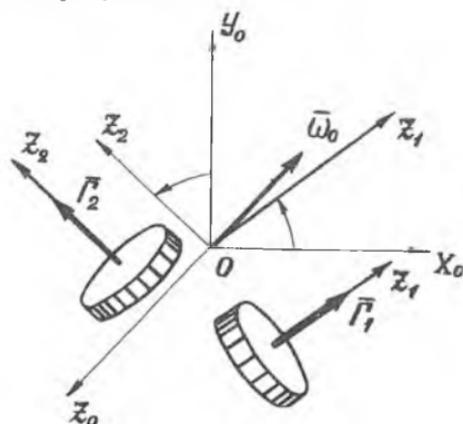
При достаточно высоком качестве подвеса гироскопа увеличение точности гироскопической орбиты возможно за счет снижения ее методической погрешности, вызываемой ошибкой ориентации ИСЗ в плоскости крена. Одним из путей снижения этой ошибки является повышение точности построения на борту ИСЗ направления местной вертикали. Этой цели может служить гироскоп, главная ось которого Z_2 в нормальном положении параллельна оси орбитального триэдра Oy_0 [5]. В этом случае выходные сигналы ПМВ используются не для непосредственного управления ориентацией ИСЗ, а для коррекции положения главной оси гироскопа, образующего вместе с ПМВ единое устройство (гироскопическую вертикаль), обладающее в конечном счете более высокой точностью благодаря фильтрации значительной части собственных ошибок ПМВ, осуществляемой гироскопом. Гироскопическую вертикаль можно конструктивно объеди-

нить с гироскопической орбитой в одном общем кардановом подвесе. При этом надобность в подаче компенсирующего сигнала $z(\gamma)$ в систему коррекции гироскопической орбиты отпадает, так как она оказывается размещенной на основании, стабилизированном (прямо или косвенно) гироскопической вертикалью, и колебания спутника в плоскости крена не оказывают непосредственного влияния на ее работу. Ошибка гироскопической орбиты по крену измеряется относительно гироскопической вертикали и в функции ее вырабатывается корректирующее воздействие на гироскопическую орбиту. В этом случае мы имеем дело уже с единой гироскопической системой, фиксирующей направления осей Ox_0 и Oz_0 , т.е. по существу с гироскопической системой, строящей на борту ИСЗ все три оси орбитального трехгранника $Ox_0 y_0 z_0$ (рис.4.II). Вообще говоря, расположение осей гироскопов по отношению к триэдру $Ox_0 y_0 z_0$ может быть произвольным (лишь бы в рабочем положении эти оси не были параллельны друг другу). В этом случае гироскопы сами по себе реализуют лишь некоторую опорную систему осей, и переход к орбитальным осям осуществляется с помощью специальных преобразователей координат.

Примером трехосной гироскопической орбиты, использующей указанный принцип, является двухроторная гироскопическая орбита, упрощенная кинематическая схема которой изображена на рис.4.I2. Особенностью двухроторной гироскопической орбиты является то, что ее конструкция не содержит стабилизированной платформы, угловое положение которой непосредственно воссоздает положение триэдра $Ox_0 y_0 z_0$. Главным преимуществом двухроторной гироскопической орбиты является использование



Р и с.4.II. Гироскопическая вертикаль, конструктивно совмещенная с гироскопической орбитой

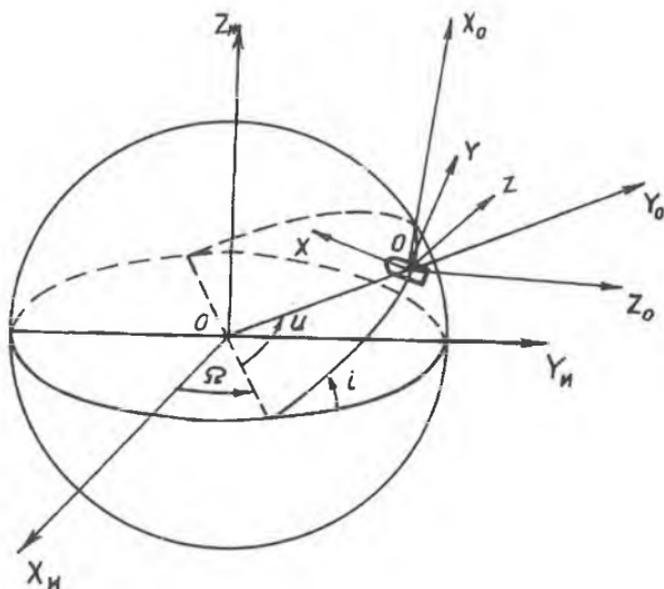


Р и с. 4.I2. Трехосная гироскопическая орбита

в ней гироскопов, работающих в наиболее естественной для них инерциальной системе отсчета (непрецессирующих гироскопов), что способствует увеличению точности гиросистемы.

5. ПРИНЦИПЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ КА.
 КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ АСТРООРИЕНТАЦИИ.
 АСТРОНОМИЧЕСКИЕ ОРИЕНТИРЫ
 И ХАРАКТЕРИСТИКИ АСТРОДАТЧИКОВ

Ориентация КА определяется в базовых системах координат, направление осей которых в пространстве известно. В качестве базовых систем координат обычно используют инерциальную и орбитальную системы (рис.5.1).



Р и с. 5.1. Системы координат: Ω - долгота восходящего узла; u - аргумент широты; i - наклонение орбиты

Обозначим через Ox_M, y_M, z_M инерциальную систему координат с началом в центре Земли; оси ее не вращаются в инерциальном пространстве. Ось Oz_M направлена в сторону Северного полюса, оси Ox_M

и OY_{II} находятся в экваториальной плоскости, причем OX_{II} направлена в точку весеннего равноденствия γ . Система осей Ox_0, y_0, z_0 - подвижная орбитальная система координат с началом в центре масс КА; $OXYZ$ - жестко связанная с корпусом КА система координат, центр ее - в центре масс КА, а оси направлены по главным центральным осям инерции, причем Ox - по продольной оси КА.

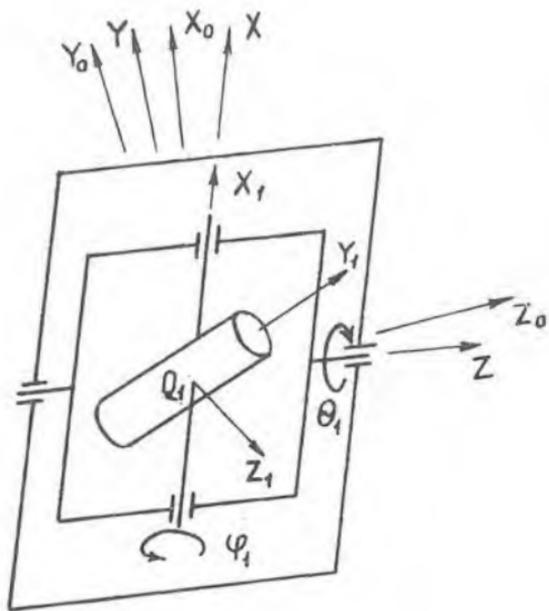
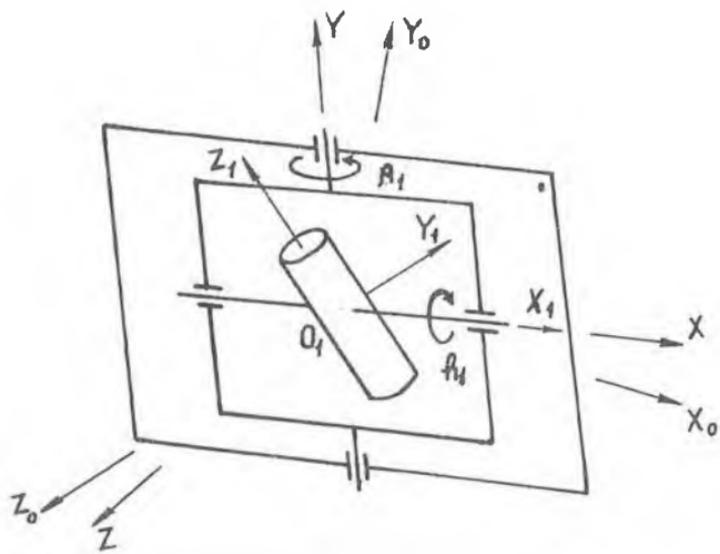
Астродатчики могут устанавливаться неподвижно на корпусе КА или в двухступенном кардановом подвесе. Возможны две схемы подвеса астродатчиков [3]: высотно-азимутальная (рис.5.2), в которой ось внешней рамки вертикальна, и зенитная (рис.5.3) - с горизонтальной осью внешней рамки.

В первом случае относительно внутренней оси подвеса измеряют угол k , относительно внешней оси - угол A ; во втором варианте относительно осей подвеса измеряют углы φ и θ соответственно. Систему координат, связанную с оптической осью астродатчика, обозначим O_j, x_j, y_j, z_j ; ($j = 1, 2$ - по числу астродатчиков).

Принцип ориентации в инерциальной системе координат заключается в следующем. Для выбранной инерциальной системы координат вычисляют программные значения углов k_{np} и A_{np} или φ_{np} и θ_{np} конкретных рабочих астроориентиров, положение которых на небе известно.

После захвата астродатчиками звезд в процессе слежения за ними измеряют углы k_{II} и A_{II} или φ_{II} и θ_{II} в системе координат, связанной с КА. Если оси Ox , Oy , Oz не совпадают с осями Ox_{II} , Oy_{II} , Oz_{II} , то значения измеренных и программных углов k, A или φ, θ также не будут совпадать. Разности между измеренными и программными углами определяют угловые ошибки ориентации КА в инерциальной системе координат. Если приложить к КА управляющие моменты, пропорциональные разности между программными и измеренными значениями углов k, A или φ, θ , то КА под их воздействием займет в пространстве требуемое положение.

Возможен также несколько видоизмененный принцип ориентации КА в инерциальной системе координат. Оптические оси астродатчиков устанавливаются относительно осей корпуса КА в соответствии с вычисленными углами k_{np} , A_{np} или φ_{np} , θ_{np} и жестко фиксируют их в таком положении. КА разворачивают таким образом, чтобы рабочие звезды оказались в поле зрения астродатчиков. Если КА отклоняется от требуемого положения, то и оптические оси астродатчиков не будут совпадать с направлениями на соответствующие звезды. С помощью астродатчиков формируются сигналы, пропорциональные отклонениям их оптических осей



от направлений на звезды, которые затем усиливаются и поступают на исполнительные органы системы ориентации. Под действием управляющих моментов КА разворачивается до тех пор, пока направления оптических осей астродатчиков не совпадут с направлениями на звезды, что будет соответствовать требуемой ориентации КА.

Для ориентации КА по астрономическим измерениям в орбитальной системе координат (ОСК) необходимо в каждый момент времени знать параметры движения его центра масс. По известным координатам центра масс КА вычисляют программные значения горизонтальных координат h_{np} и A_{np} звезд. В моменты времени, соответствующие данным значениям координат центра масс КА, астродатчики измеряют текущие значения углов h_u и A_u относительно осей Ox , Oy , Oz КА, которые необходимо ориентировать. Если есть разность между вычисленными и измеренными значениями углов h и A , то по соответствующим формулам можно определить величины отклонений осей КА относительно соответствующих осей ОСК, а затем сформировать управляющие сигналы на исполнительные органы для совмещения этих осей.

Астрономические методы ориентации как в инерциальной, так и в орбитальной системах координат могут быть реализованы путем слежения за одиночными звездами или визированием некоторого поля звезд. Во втором случае возможны варианты слежения за выбранной ранее группой звезд или за распознанной в полете группой звезд, случайно оказавшейся в поле зрения астродатчика. В соответствии с вышеизложенными принципами можно осуществить с помощью астродатчиков коррекцию положения гиросtabilизированной платформы (ГСП). В этом случае система управления ориентацией КА использует ГСП в качестве датчика углов.

Системы астроориентации можно классифицировать по следующим признакам.

I. В зависимости от системы координат, в которой необходимо ориентировать КА:

астросистемы для ориентации в инерциальной системе координат;

астросистемы для ориентации в системе координат, вращающейся

относительно инерциальной.

Первая группа проста в технической реализации, требует малого количества исходной информации и несложного вычислительного устройства. Такие системы предназначены для ориентации КА при межпланетных перелетах, а также для ориентации на околопланетных орбитах, когда научные приборы должны быть ориентированы неподвижно относительно звезд.

Ко второй группе относятся системы, ориентирующие КА на какой-либо объект, когда радиус-вектор, соединяющий центр объекта с центром КА, вращается в инерциальном пространстве.

2. В зависимости от используемого источника информации—устройства астроориентации по естественным небесным светилам и искусственным источникам излучения (зонды и т.п.);

3. В зависимости от способа решения основных уравнений — астро-системы кинематические, аналитические и комбинированные (полуаналитические),

В связи с необходимостью приборной реализации базовой системы координат первые системы громоздки и малонадежны из-за большого количества подвижных элементов конструкции.

Во вторых системах непосредственное приборное построение базовой системы координат не осуществляется, она моделируется аналитическими выражениями в вычислителе. Определение углов ориентации также осуществляется аналитически путем решения уравнений, связывающих координаты звезд на небесной сфере с координатами звезд, измеренными относительно осей КА, и углами, характеризующими угловое положение КА в пространстве.

В полуаналитических системах часть уравнений решается в вычислителе, а часть определяется кинематически.

П р и м е р. Астродатчики устанавливаются на ГСП и ориентируют ее в заданной базовой системе координат. Поместив указанную площадку в трехступенный подвес относительно корпуса КА, можно получить информацию об угловом положении КА относительно базовой системы координат.

4. В зависимости от размещения астродатчиков — системы с астродатчиками, установленными непосредственно на корпусе КА или на гиropлатформе. В первом варианте проще обеспечить необходимый обзор небесной сферы, однако угловое движение КА предъявляет повышенные требования к динамическим характеристикам следящих и измерительных систем и, в первую очередь, к их точности.

Второй вариант предпочтителен из-за возможности обеспечения более высокой точности, а также продолжительной "памяти" на случай временной потери астроориентира.

5. В зависимости от типа астродатчиков — системы с астродатчиками, визирующими одиночные звезды или группу (поле) звезд. В первых системах для трехосной ориентации необходимо иметь два астродатчика, во вторых достаточно иметь один, в поле зрения которого одновременно находится не менее двух-трех звезд. В последнем — возможно распозна-

вание (идентификация) звезд и автоматическое определение ориентации КА, однако вычисления в системе будут громоздкими.

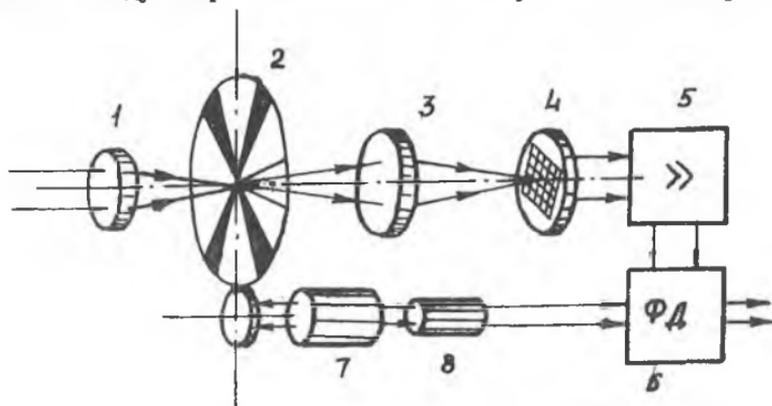
6. Астросистемы с использованием полной и неполной информации, поступающей с астродатчиков. Каждый астродатчик может измерить два независимых параметра. Для трехосной ориентации же необходимо иметь три независимых параметра. Чтобы определить ориентацию КА, можно использовать минимально необходимую информацию (три параметра) или полную информацию с двух астродатчиков. При использовании полной информации необходимо производить более сложные вычисления, однако такая система обеспечит более высокую точность за счет избыточности информации.

Основным фактором классификации астродатчиков является способ формирования сигнала рассогласования между оптической осью и направлением на астроориентир [3]:

- астродатчики с дифференциальным включением фотоэлектрических чувствительных элементов;
- астродатчики с механической модуляцией светового потока от астроориентира;
- астродатчики с телевизионной разверткой изображения;
- астродатчики с волоконно-оптическими преобразователями изображения.

Рассмотрим наиболее распространенные 2-й и 3-й типы астродатчиков:

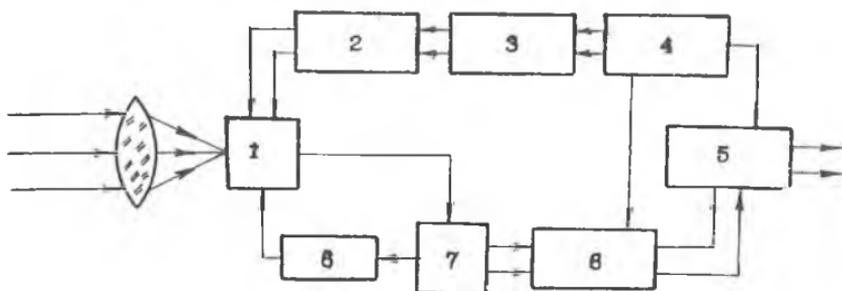
Общая функциональная схема типового следящего астродатчика с механическим модулятором светового потока представлена на рис. 5.4.



Р и с. 5.4. Общая схема оптико-электронного координатора: 1-оптическая система; 2-механический модулятор; 3- конденсор; 4-фотоприемник лучистой энергии; 5-усилитель; 6-фазовый детектор; 7-двигатель; 8-генератор опорного напряжения

Оптическая система воспринимает лучистый поток энергии от астроориентира и формирует в фокальной плоскости его изображение, несущее информацию об угловом положении в той или иной системе координат. Механический модулятор путем модуляции светового потока обеспечивает анализ положения изображения астроориентира в поле зрения астродатчика. Приемник лучистой энергии преобразует оптический сигнал в электрический. Благодаря механическому модулятору электрический сигнал содержит в общем случае информацию о величине и направлении отклонения оптической оси астродатчика от направления на астроориентир. Задачей следящего астродатчика является автоматическое совмещение направления оптической оси с направлением линии визирования на центр астроориентира. Автоматическое совмещение оптической оси с линией визирования обеспечивается с помощью усилителя-преобразователя и обратной связи, которые формируют управляющий сигнал и воздействуют на исполнительные двигатели, расположенные на осях карданова подвеса астродатчика.

Требование высокой надежности систем астронавигации и астроориентации часто приводит к необходимости исключить из состава аппаратуры приборы с механически движущимися частями. Этому требованию отвечают следящие астродатчики с использованием в качестве чувствительных элементов телевизионных передающих трубок типа "видикон", "булерортикон" и "диссектор". Наличие электронной развертки позволяет в случае использования диссектора легко изменять размеры поля зрения при захвате и слежении астроориентира. Рассмотрим принцип действия и характеристики следящего астродатчика с использованием передающей трубки типа диссектор (рис.5.5).



Р и с. 5.5. Функциональная схема астродатчика фирмы Бендикс (США): 1-диссектор; 2-усилитель отклонения; 3-умножитель; 4- опорные схемы; 5-синхронный демодулятор на 25 Гц; 6-синхронный демодулятор на 400 Гц; 7 - видеоусилитель; 8- АРУ

Устройство может работать в режиме измерения координат звезды, расположенной со смещением относительно оптической оси, или обеспечить режим совмещения оси с направлением на звезду. Сигнал ошибки между направлением на звезду и оптической осью вырабатывается путем электронного сканирования поля зрения (рис.5.6). Сигналы ошибки формируются относительно осей Ox и Oy (пропорционально составляю-

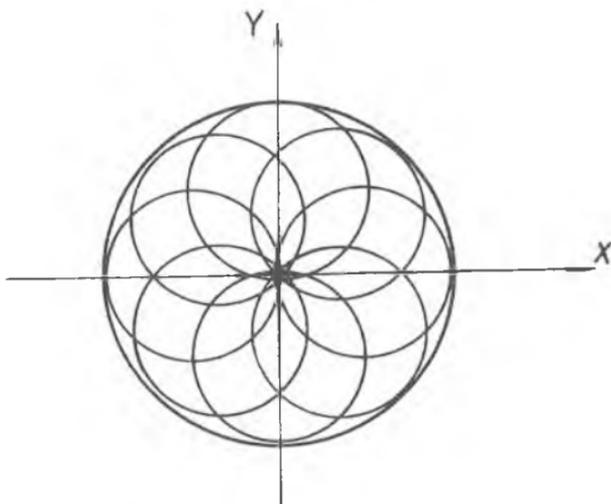


Рис. 5.6. Сканирование поля зрения синусоидальным розеточным растром

щим углом рассогласования). Поле зрения сканируется синусоидальным розеточным растром. Преимуществом розеточной развертки является простота генератора развертки и увеличение времени наличия сигнала от звезды по мере движения звезды к центру.

Розеточная развертка описывается уравнениями

$$x = D \cos 2\pi ft \sin n 2\pi ft,$$

$$y = D \sin 2\pi ft \cos n 2\pi ft,$$

где f — число розеток в 1 секунду;
 D — диаметр розетки;
 n — число лепестков.

После захвата звезды устройство генерирует выходные сигналы путем запоминания мгновенных значений величин отклоняющих напряжений x и y в момент захвата звезды. Сигналы ошибки используются для приведения оптической оси астродатчика к направлению на звезду.

Астрономические ориентиры

На небесной сфере даже невооруженным глазом можно наблюдать большое количество звезд. Все они принципиально могут использоваться для навигации и ориентации. Однако видимая яркость большинства из них настолько мала, что возможно отыскание и использование лишь небольшой части звезд. Яркость астроориентиров характеризуется звездными величинами. Существует несколько шкал звездных величин. Наиболее часто пользуются визуальной, фотовизуальной, фотографической и болометрической. Различные шкалы яркости звезд связаны со спектральными чувствительностями приемников излучения.

Шкала звездных величин основана на почти логарифмической зависимости между градациями яркости и реакцией глаза человека. Эта зависимость выражается следующим образом:

$$m_1 - m_2 = -2,512 \lg \frac{B_1}{B_2}.$$

где m — звездные величины;
 B — яркость звезд.

Перевод яркости в звездную величину для всех шкал одинаков, но спектральная чувствительность приемников излучения различна. Некоторые приемники излучения более чувствительны к синим лучам и воспринимают голубые звезды как более яркие; приемники излучения, чувствительные к красным лучам, напротив, получают больше энергии от холодных красных звезд. Различие в спектральном распределении навигационных звезд может оказаться весьма полезным. Можно подобрать приемник излучения с такой спектральной чувствительностью, что он будет избирательно воспринимать энергию вполне определенных звезд. Путем выбора фотоэлементов, чувствительных к тому или иному участку спектра излучения, можно расширить число наблюдаемых на небесной сфере звезд заданной звездной величины.

При выборе конкретных рабочих звезд следует руководствоваться многими соображениями и, в первую очередь, требованиями обеспечения

устойчивого слежения за астроориентиром, простоты поиска и опознания последнего. Практически это означает, что необходимо учитывать углы к Солнцу, Луне, горизонту планеты, ограничения углов обзора элементами конструкции КА, в том числе из-за поворотов последнего относительно центра масс при выполнении каких-либо задач. Необходимо также учитывать окружение выбранных рабочих звезд другими яркими звездами, так как возможен захват соседней звезды. Неучет этого важного фактора может привести к ошибкам в решении задач навигации и ориентации.

6. СИСТЕМЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И АСТРОКОРРЕКЦИИ

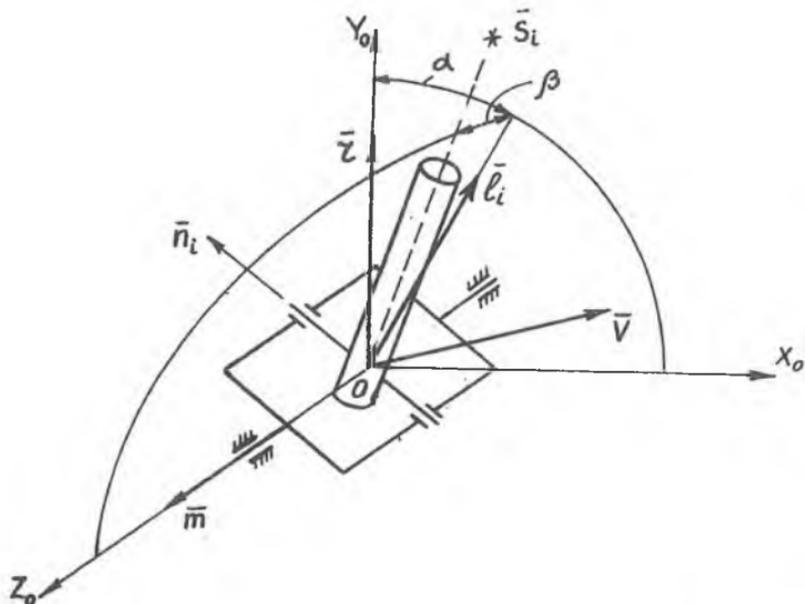
Для трехосной ориентации КА необходимо использовать два астродатчика, визирующих одиночные астроориентиры, или один, осуществляющий наблюдение группы (поля) звезд. Астродатчики могут устанавливаться на корпусе ориентируемого объекта в кардановом подвесе или жестко крепиться в определенном положении.

Под системами астрокоррекции будем понимать системы, в которых астрономическими методами (применением астродатчиков) повышается точность других методов ориентации, чаще всего гироскопических. Системы, в которых сочетаются астрономические и гироскопические методы ориентации, называются астроинерциальными.

В системе астрокоррекции гироскопической платформы в ОСК астродатчики установлены на платформе, а управляющие сигналы с выхода вычислителя поступают в систему стабилизации платформы, состоящую из усилителей мощности, датчиков моментов и гироскопов. Иногда может оказаться целесообразным размещение астродатчиков непосредственно на гироскопической платформе: во-первых, потому, что возрастают габариты платформы и масса ее подвижных частей; во-вторых, элементы конструкции платформы ограничивают поле обзора астродатчиков. В этих случаях предпочтительнее вариант с повторителем платформы. Эта площадка с тремя степенями свободы крепится в той части корпуса КА, в которой астродатчикам может быть обеспечен хороший обзор небесной сферы.

Рассмотрим возможные способы так называемой аналитической коррекции ГСП, т.е. способы определения ошибок ее трехосной ориентации с целью их последующего учета в алгоритме определения угловой ориентации.

Схема визирования звезды каждым из двух астроблоков, осуществляющих одновременное и независимое слежение за двумя опорными астроориентирами, представлена на рис. 6.1.



Р и с. 6.1. Схема визирования звезды астродатчиком в кардановом подвесе

В случае идеального совмещения осей связанной системы координат с осями текущей ОСК $Ox_0y_0z_0$ углы α_i^* измеряются в плоскости орбиты, углы β_i^* - в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты. Если ошибки стабилизации корпуса ИСЗ относительно осей гиросистемы - приборной системы координат (ПСК) - по крену обозначить через $\Delta\gamma_{cm}$, по тангажу - $\Delta\psi_{cm}$, то положение вектора \vec{z} направления на астроориентир в ПСК можно определить по приближенным зависимостям:

$$\left. \begin{aligned} \tilde{\alpha}_i &= \alpha_i^* - \Delta\psi_{cm}, \\ \tilde{\beta}_i &= \beta_i^* - \Delta\gamma_{cm}, \quad i = 1, 2. \end{aligned} \right\}$$

Если $\vec{q} = \|x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}\|'$ - вектор текущих параметров движения центра масс спутника в инерциальной геоцентрической системе координат, то положение осей ОСК легко определяется: ось Oy_0 совпадает с радиусом-вектором спутника $\vec{z} = \|x, y, z\|'$, ось Oz_0 совпадает с вектором, определяемым векторным произведением $\vec{v} \times \vec{z}$, где $\vec{v} = \|\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}\|'$ - вектор скорости центра масс спутника.

Расчетные значения углов α_i и β_i определяются по формулам

$$\alpha_i = \arcsin \left\{ [-\text{sign}(\bar{\kappa}_i \cdot \bar{m})] \frac{|\bar{z} \times \bar{\ell}_i|}{|\bar{z}|} \right\},$$

$$0 \leq \alpha_i < 360^\circ;$$

$$\beta_i = \arcsin \left\{ [-\text{sign}(\bar{s}_i \cdot \bar{m})] \frac{|\bar{s}_i \times \bar{\ell}_i|}{|\bar{s}_i|} \right\},$$

$$-90^\circ \leq \beta_i \leq 90^\circ,$$

$$\text{где } \bar{m} = \frac{\bar{v} \times \bar{z}}{|\bar{v} \times \bar{z}|}, \bar{\kappa}_i = \frac{\bar{z} \times \bar{\ell}_i}{|\bar{z} \times \bar{\ell}_i|}, \bar{\ell}_i = \frac{\bar{n}_i \times \bar{m}}{|\bar{n}_i \times \bar{m}|}, \bar{n}_i = \frac{\bar{m} \times \bar{s}_i}{|\bar{m} \times \bar{s}_i|},$$

$$s_i = \begin{pmatrix} \cos \alpha_{\beta i} \cdot \cos \delta_{\beta i} \\ \cos \alpha_{\beta i} \cdot \sin \delta_{\beta i} \\ \sin \alpha_{\beta i} \end{pmatrix}, \quad i = 1, 2,$$

где $\alpha_{\beta i}$ - прямое восхождение светила;

$\delta_{\beta i}$ - склонение светила.

Имея расчетные значения углов α_i и β_i и их фактические значения $\tilde{\alpha}_i$ и $\tilde{\beta}_i$, можно определить вектор отклонений измеренных значений углов от их расчетных значений:

$$\Delta \bar{\theta} = \begin{pmatrix} \Delta \alpha_1 \\ \Delta \alpha_2 \\ \Delta \beta_1 \\ \Delta \beta_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \tilde{\alpha}_1 - \alpha_1 \\ \tilde{\alpha}_2 - \alpha_2 \\ \tilde{\beta}_1 - \beta_1 \\ \tilde{\beta}_2 - \beta_2 \end{pmatrix} \quad (6.1)$$

Теперь можно окончательно сформулировать задачу определения вектора $\Delta \bar{\theta}$ отклонения ПСК от ОСК $\Delta \varphi = \|\Delta \psi, \Delta \gamma, \Delta \vartheta\|'$ по известным вектору $\Delta \bar{\theta}$ и координатам звезд α_i и β_i .

Ввиду малости угловых отклонений ПСК от ОСК для перехода от ОСК к ПСК можно воспользоваться матрицей поворота на малые углы

$$A = \begin{pmatrix} 1 & \Delta \vartheta & -\Delta \psi \\ -\Delta \vartheta & 1 & \Delta \gamma \\ \Delta \psi & -\Delta \gamma & 1 \end{pmatrix}.$$

В ОСК вектор направления на астроориентир определяется как

$$\vec{S}_i = \begin{vmatrix} \cos \beta_i \cdot \sin \alpha_i \\ \cos \beta_i \cdot \cos \alpha_i \\ \sin \beta_i \end{vmatrix}.$$

Этот же вектор в ПСК запишется аналогично:

$$\vec{S}_i^{\sim} = \begin{vmatrix} \cos \tilde{\beta}_i \cdot \sin \tilde{\alpha}_i \\ \cos \tilde{\beta}_i \cdot \cos \tilde{\alpha}_i \\ \sin \tilde{\beta}_i \end{vmatrix}.$$

Векторы \vec{S}_i и \vec{S}_i^{\sim} связаны между собой соотношением

$$\vec{S}_i = A \cdot \vec{S}_i^{\sim}. \quad (6.2)$$

Из (6.1) имеем

$$\left. \begin{aligned} \tilde{\alpha}_i &= \alpha_i + \Delta \alpha_i, \\ \tilde{\beta}_i &= \beta_i + \Delta \beta_i. \end{aligned} \right\}$$

Подставляя данные выражения в правую часть матричного уравнения (6.2), раскладывая синусы и косинусы углов на составляющие и ограничиваясь членами первого порядка малости относительно $\Delta \alpha_i$ и $\Delta \beta_i$, получим три скалярных уравнения:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \alpha_i \cos \alpha_i \cos \beta_i - \Delta \beta_i \sin \alpha_i \sin \beta_i &= -\Delta \nu \cos \alpha_i \cos \beta_i + \\ &+ \Delta \psi \sin \beta_i, \\ \Delta \alpha_i \sin \alpha_i \cos \beta_i + \Delta \beta_i \cos \alpha_i \sin \beta_i &= -\Delta \nu \sin \alpha_i \cos \beta_i + \\ &+ \Delta \gamma \sin \beta_i, \end{aligned} \right\} \quad (6.3)$$

$$\Delta \beta_i = \Delta \gamma \cos \alpha_i - \Delta \psi \sin \alpha_i.$$

Записывая третье уравнение для двух звезд ($i = 1, 2$), получим векторное уравнение

$$\begin{vmatrix} \Delta \psi \\ \Delta \gamma \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} -\sin \alpha_1 \cos \alpha_1 \\ -\sin \alpha_2 \cos \alpha_2 \end{vmatrix}^{-1} \begin{vmatrix} \Delta \beta_1 \\ \Delta \beta_2 \end{vmatrix}. \quad (6.4)$$

Искомые отклонения ПСК от ОСК по курсу и крену определяются путем обращения матрицы в правой части выражения (6.4):

$$\begin{pmatrix} \Delta\psi \\ \Delta\gamma \end{pmatrix} = \frac{1}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)} \begin{pmatrix} -\cos\alpha_2 \cos\alpha_1 \\ -\sin\alpha_2 \cdot \sin\alpha_1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta\beta_1 \\ \Delta\beta_2 \end{pmatrix}. \quad (6.5)$$

Уравнение (6.5) подтверждает интуитивное представление о том, что для уменьшения ошибок определения ориентации ГСН по курсу при выборе звезд необходимо стремиться к увеличению углов α_i , а для уменьшения ошибки по крену необходимо уменьшать углы α_i , а также, что обе эти ошибки зависят только от углов, измеряемых в плоскости орбиты и от ошибок измерения углов в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты.

Для определения отклонения ПСК от ОСК по каналу тангажа воспользуемся первыми двумя уравнениями из (6.3). Умножая первое из них на $\cos\alpha_i$, а второе - на $\sin\alpha_i$ и вычитая второе из первого, получим:

$$\left. \begin{aligned} \Delta\alpha_1 \cos\beta_1 &= -\Delta\vartheta \cos\beta_1 + (\Delta\psi \cos\alpha_1 + \Delta\gamma \sin\alpha_1) \sin\beta_1 \\ \Delta\alpha_2 \cos\beta_2 &= -\Delta\vartheta \cos\beta_2 + (\Delta\psi \cos\alpha_2 + \Delta\gamma \sin\alpha_2) \sin\beta_2. \end{aligned} \right\}$$

Подставляя в эти уравнения выражения для $\Delta\gamma$ и $\Delta\psi$ из (6.5) и складывая полученные уравнения, после несложных преобразований будем иметь

$$\Delta\vartheta = -\frac{\cos\beta_1 \cdot \sin\beta_2}{\sin(\beta_1 + \beta_2)} \Delta\alpha_1 - \frac{\cos\beta_2 \cdot \sin\beta_1}{\sin(\beta_1 + \beta_2)} \Delta\alpha_2 + \delta(\Delta\beta_2 - \Delta\beta_1),$$

где

$$\delta = \frac{2 \sin\beta_1 \cdot \sin\beta_2}{\sin(\beta_1 - \beta_2) \sin(\alpha_1 + \alpha_2)} \cdot \cos^2\left(\frac{\alpha_1 - \alpha_2}{2}\right).$$

Таким образом, получено отклонение $\Delta\bar{\varphi}$ ПСК от ОСК через отклонение измеряемых величин углов положения астроориентиров в ПСК от их расчетных значений $\Delta\bar{\theta}$ в матричном виде

$$\Delta\bar{\varphi} = N \Delta\bar{\theta},$$

где матрица N имеет вид:

$$N = \begin{vmatrix} 0 & 0 & -\frac{\cos \alpha_2}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)} & \frac{\cos \alpha_1}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)} \\ 0 & 0 & -\frac{\sin \alpha_2}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)} & \frac{\sin \alpha_1}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)} \\ -\frac{\cos \beta_1 \sin \beta_2}{\sin(\beta_1 + \beta_2)} & -\frac{\cos \beta_2 \sin \beta_1}{\sin(\beta_1 + \beta_2)} & -\delta & \delta \end{vmatrix}$$

Последними соотношениями можно воспользоваться для оценки точности процесса астрокоррекции с учетом инструментальных погрешностей гиросистемы и астровизирующих устройств (АВУ), расположения астроориентиров по отношению к ОСК и ошибок прогноза параметров орбиты. В этом случае под $\Delta \bar{\theta}$ следует понимать погрешность, с которой могут быть определены рассматриваемые разности между фактическими и расчетными значениями измеряемых углов.

Рассмотрим другой алгоритм астрокоррекции.

По информации с АВУ формируется матрица S^c , элементами которой являются компоненты векторов направлений на астроориентир и составляющие векторного произведения последних:

$$S^c = \begin{vmatrix} S_1^{c_1} & S_1^{c_2} & P_1^c \\ S_2^{c_1} & S_2^{c_2} & P_2^c \\ S_3^{c_1} & S_3^{c_2} & P_3^c \end{vmatrix},$$

где $S_{1,2,3}^{c_1}$ — компоненты единичного вектора направления на левый астроориентир (\bar{S}^{c_1}) в связанной системе координат (ССК);

$S_{1,2,3}^{c_2}$ — компоненты единичного вектора направления на правый астроориентир (\bar{S}^{c_2}) в ССК;

$P_{1,2,3}^c$ — компоненты векторного произведения векторов \bar{S}^{c_1} и \bar{S}^{c_2} .

По экваториальным координатам формируется матрица S^a , аналогичная матрице S^c , но определенная в абсолютной (инерциальной) системе координат (АСК):

$$S^{\alpha} = \begin{vmatrix} S_1^{\alpha_1} & S_1^{\alpha_2} & P_1^{\alpha} \\ S_2^{\alpha_1} & S_2^{\alpha_2} & P_2^{\alpha} \\ S_3^{\alpha_1} & S_3^{\alpha_2} & P_3^{\alpha} \end{vmatrix}$$

По навигационной информации формируется матрица перехода из одной системы координат в другую (из АСК в ОСК)

$$W = \begin{vmatrix} i_1 & i_2 & i_3 \\ j_1 & j_2 & j_3 \\ k_1 & k_2 & k_3 \end{vmatrix},$$

где $i_{1,2,3}$, $j_{1,2,3}$, $k_{1,2,3}$ - координаты орта \bar{i} , \bar{j} , \bar{k} , в АСК соответственно.

Матрица отклонения ССК относительно ОСК, записанная через углы γ , ψ , ϑ , при малых значениях этих углов имеет вид:

$$A = \begin{vmatrix} 1 & \vartheta & -\psi \\ -\vartheta & 1 & \gamma \\ \psi & -\gamma & 1 \end{vmatrix}.$$

Для определения элементов матрицы S^{α} через элементы матрицы S^{α} составляется матричное уравнение

$$S^{\alpha} = A W S^{\alpha}.$$

В алгоритме при расчете поправок астрокоррекции определяются элементы матрицы A через элементы матриц S^c , S^{α} , W :

$$A = S^c (W \cdot S^{\alpha})^{-1} = S^c (S^{\alpha})^{-1} W^{-1}.$$

Поскольку матрица W является ортогональной, то $W^{-1} = W^T$. Матрица S^{α} не является ортогональной. Обратная ей матрица $(S^{\alpha})^{-1}$ вычисляется по формуле

$$(S^{\alpha})^{-1} = \frac{1}{|S^{\alpha}|} \cdot S^{\alpha*},$$

где $|S^\alpha|$ - определитель матрицы S^α ;

S^* - союзная матрица, составленная из миноров элементов матрицы S^α и затем транспонированная.

Таким образом, уравнение относительно матрицы A принимает вид

$$A = \frac{1}{|S^\alpha|} S^\alpha S^* W^T.$$

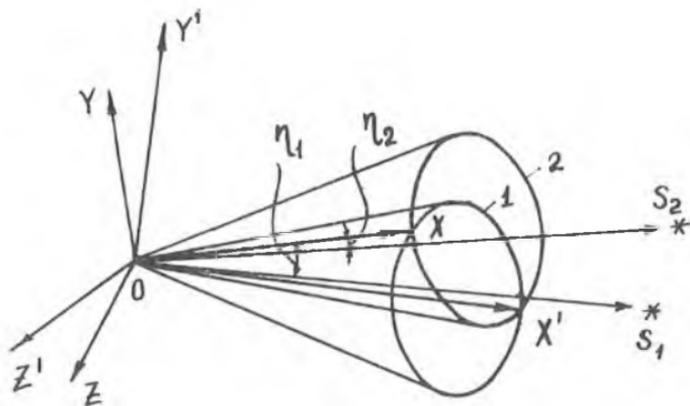
Такой алгоритм астрокоррекции инвариантен к положению астроориентиров по отношению к плоскости орбиты и, следовательно, накладывает одно единственное условие на выбор рабочих астрориентиров с точки зрения минимума методической погрешности - угол между звездами должен быть близким к $\frac{\pi}{2}$.

Определение углового положения КА с помощью единственного источника излучения

Определить в полете угловое положение КА с помощью одного источника излучения, неподвижного в инерциальном пространстве, невозможно. Исключение составляет случай, когда ось КА, ориентация которой определяется, направлена по оптической оси астродатчика.

Если же источник излучения в инерциальном пространстве перемещается и его координаты известны или могут быть вычислены, то производя слежение и отсчеты углов в разные моменты времени, определяют ориентацию всех осей КА. В качестве движущихся в инерциальном пространстве астроориентиров можно использовать Солнце, Луну, космические аппараты и специальные искусственные зонды. Координаты естественных ориентиров задаются таблицами, а координаты искусственных ориентиров можно получить интегрированием уравнений их движения по известным начальным условиям.

Таким образом, по измерениям лишь одного угла γ_1 нельзя определить ориентацию оси OX в пространстве. Если же произвести еще измерение угла γ_2 между осью OX и направлением на астроориентир после перемещения последнего в точку S_2 (рис.6.2), то окажется, что направление оси OX совпадает с линией пересечения поверхностей конусов 1 и 2, углы полураствора которых равны γ_1 и γ_2 соответственно.



Р и с. 6.2. Определение углового положения КА с помощью единственного источника излучения: $OX'Y'Z'$ - ИСК; $OXYZ$ - ССК

Определение углового положения КА по звездному полю

Ориентацию КА в пространстве можно осуществить путем использования не только отдельных звезд, но и звездного поля. В зависимости от принципа построения астродатчиков возможно наблюдение заранее выбранного участка звездного неба или случайно оказавшегося в поле зрения оптической системы. Во втором случае необходимо распознавание созвездий (звезд), наблюдаемых в данный момент астросистемой.

Чтобы получить достаточно полную информацию об ориентации КА путем наблюдения группы звезд, необходимо применять оптические системы с широким полем зрения. Действительно, направление линии визирования определяется оптической системой с малым углом зрения, однако точное измерение поворота вокруг этой линии в случае использования одной оптической системы возможно только при широком поле зрения. Расширение поля зрения дает другие преимущества: можно не учитывать слабые звезды, что упрощает проектирование астросистемы.

Измерительные устройства, работающие по произвольному участку небесной сферы и неподвижно закрепленные на корпусе КА, можно использовать только в сочетании с цифровыми вычислительными устройствами. Это обусловлено тем, что для определения углового положения КА

необходимо осуществлять распознавание созвездий и производить расчет ориентации. В случае, когда требуется лишь коррекция положения ГСП в инерциальном пространстве, задача распознавания звезд не требуется, так как можно предварительно, по информации с ГСП, определить ориентацию осей КА в инерциальном пространстве и осуществить наведение АБУ по целеуказаниям на заданные звезды для последующей коррекции ГСП и, таким образом, уточнения ориентации КА в пространстве.

7. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОРГАНЫ

Различают два класса исполнительных органов:

- 1) исполнительные органы, использующие для создания управляющих моментов внешние по отношению к КА силы;
- 2) исполнительные органы, основанные на реактивных принципах.

Исполнительные органы первого класса используют магнитное поле Земли, солнечное давление, гравитацию, аэродинамические силы и моменты при движении в верхней атмосфере. Преимуществом этого класса исполнительных органов является то, что для своей работы они требуют только подвода энергии (например, магнитодинамические исполнительные органы) или вовсе не требуют подвода энергии (пассивные системы ориентации).

Ко второму классу исполнительных органов относятся все те, которые основаны на реактивных принципах, т.е. используют закон сохранения вектора кинетического момента системы тел при отсутствии внешних моментов, действующих на эту систему.

Известны две разновидности второго класса:

- 1) управляющие реактивные двигатели ориентации, создающие реактивные силы;
- 2) инерционные исполнительные органы (силовые гироскопы), создающие реактивные моменты.

Рассмотрим общую схему действия на КА исполнительных органов, основанных на реактивных принципах. Предположим, что до включения исполнительных органов КА двигался поступательно без изменения своего углового положения и на него не действовали внешние моменты. В таком случае его суммарный кинетический момент равнялся нулю, и по закону сохранения этого момента он не может изменить своего значения под действием внутренних сил.

Если теперь включить реактивный двигатель ориентации (для определенности примем, что он работает в импульсном режиме), который от-

присит массу m рабочего тела со скоростью W , причем вектор скорости \vec{W} относительно центра масс КА имеет плечо L , то закон сохранения момента количества движения примет вид

$$J\dot{\varphi} - LmW = 0,$$

где J - момент инерции КА относительно оси вращения, кг·м²;
 $\dot{\varphi}$ - угловая скорость вращения аппарата, рад/с.
 Разрешая это равенство относительно $\dot{\varphi}$, получим

$$\dot{\varphi} = \frac{LmW}{J},$$

откуда следует, что для увеличения угловой скорости вращения КА при импульсном включении двигателя и расходе m массы рабочего тела следует стремиться к выполнению условий:

$$L \rightarrow \max, W \rightarrow \max, J \rightarrow \min.$$

Включение маховика приведет к тому, что КА начнет вращаться в сторону, противоположную той, в которую вращается маховик, подчиняясь уравнению

$$J^*\dot{\varphi} + J_M\omega^* = 0,$$

где J^* - момент инерции КА без маховика, кг·м²;
 J_M - момент инерции маховика, кг·м²;
 ω^* - угловая скорость вращения маховика относительно инерциальной системы координат, рад/с.

Разрешая это равенство относительно $\dot{\varphi}$, получим

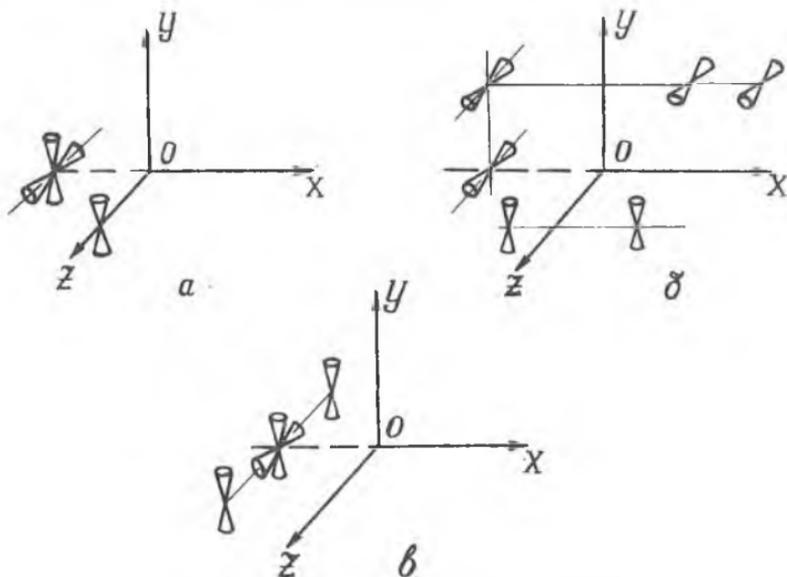
$$\dot{\varphi} = -\frac{J_M}{J^*}\omega^*,$$

откуда следует, что $\dot{\varphi}$ и ω^* имеют разные знаки и скорость вращения КА в J_M/J^* раз меньше скорости маховика, поскольку всегда $J_M < J^*$.

Для полной ориентации КА необходимо осуществлять управление им путем поворотов вокруг трех осей.

Рассмотрим типичные компоновки двигателей ориентации на борту КА. Из выражения $\dot{\varphi} = L m W / J$ следует, что двигатели ориентации следует располагать так, чтобы плечи относительно центра масс были возможно больше ($L \rightarrow \max$); с другой стороны, необходимо, чтобы движение КА под действием тяги реактивного двигателя ориентации было простым сводилось к повороту относительно одной оси.

Такого рода движение можно организовать в том случае, если оси управляющих сопел расположить в плоскостях, перпендикулярных главным осям инерции КА. Ниже приводятся три характерных компоновки двигателей ориентации на борту КА (рис. 7.1).



Р и с. 7.1. Компоновка двигателей ориентации на борту КА: а - схема расположения двигателей при наименьшем возможном их числе; б - схема расположения двигателей при управлении парами сил; в - схема расположения всех двигателей в одной плоскости

Конструктивно комплекс реактивных двигателей ориентации может выполняться по следующим основным схемам: на холодном газе, на унитарном топливе, на двухкомпонентном жидком топливе, на криогенном двухкомпонентном топливе.

Для получения некоторого заданного тягового импульса с возможно меньшими массовыми затратами рабочего тела надо стремиться к получению как можно более высоких удельных импульсов, что, в свою очередь,

требует максимального увеличения скоростей истечения продуктов сгорания из сопла.

Как известно, тяга двигателя равна

$$R = m_s W,$$

где m_s — секундный расход массы, кг/с;

W — скорость истечения, м/с.

В технике нередко рассматривают не массовый, а весовой секундный расход $G_s = g m_s$. Тогда

$$R = G_s J_s.$$

Величину $J_s = W/g$ называют удельным импульсом. Величина J_s измеряется в с.

Другим важным параметром двигателя ориентации (или системы двигателей) является суммарный импульс I_Σ (Н·с), равный произведению тяги двигателя на суммарное время его включения в системе ориентации: $I_\Sigma = R \cdot t_\Sigma$.

В координатах R , I_Σ удобно представить области рационального применения реактивных систем управления КА [2] при использовании различных топлив (рис. 7.2).

Помимо перечисленных ранее параметров системы реактивных двигателей важной и в ряде случаев определяющей является масса реактивной системы управления в целом. Зависимость массы реактивной системы от суммарного импульса и типа топлива представлена на рис. 7.3 [2].

Полная масса системы может быть оценена по следующим соотношениям:

1) для системы на холодном газе

$$m_\Sigma = A_1 + z_1 I_\Sigma,$$

где m_Σ — полная масса системы, кг;

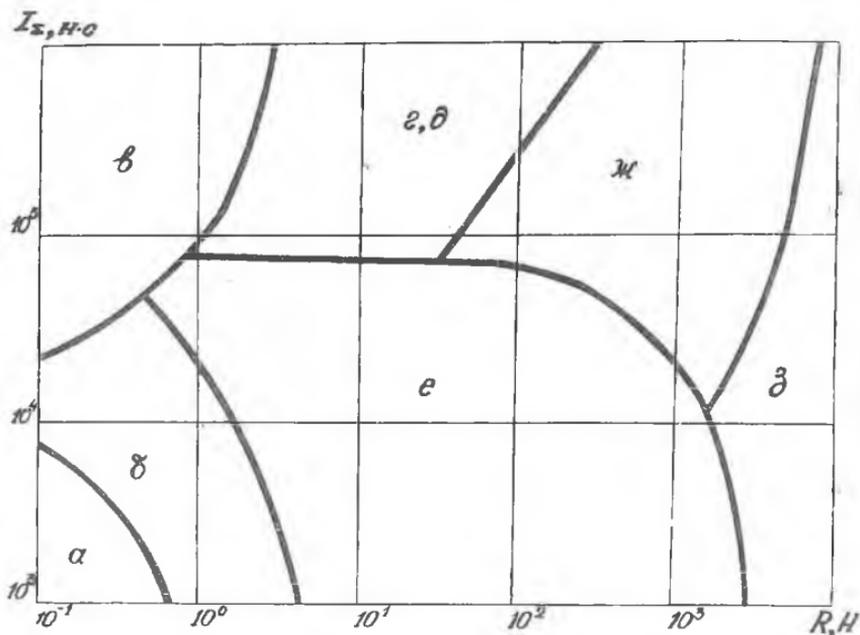
$$A_1 = m_{дв} + m_{агр}, \text{ кг};$$

$m_{дв}$ — масса двигателей, кг;

$m_{агр}$ — масса агрегатов автоматики системы питания, кг.

Для газореактивных систем, в которых используется воздух или азот, коэффициенты A_1 и z_1 принимают следующие значения:

$$A_1 = 10,0 \dots 14,0 \text{ кг}; \quad z_1 = 0,0025 \dots 0,0035 \text{ сн}^{-1};$$



Р и с. 7.2. Области рационального применения реактивных систем управления КА в зависимости от тяги R и суммарного импульса I_{Σ} при использовании различных топлив: а - двигатели на сублимирующих веществах; б - на холодном газе; в - электрореактивные двигатели; г, д - криогенные двигатели на жидком топливе $H_2 + O_2$; ж - криогенные двигатели на жидком топливе N_2H_4 ; з - ЖРД малой тяги на жидком топливе N_2H_4 ; е - двигатели на унитарном топливе N_2H_4 ; ж - криогенные двигатели на жидком топливе

2) для системы на унитарном топливе

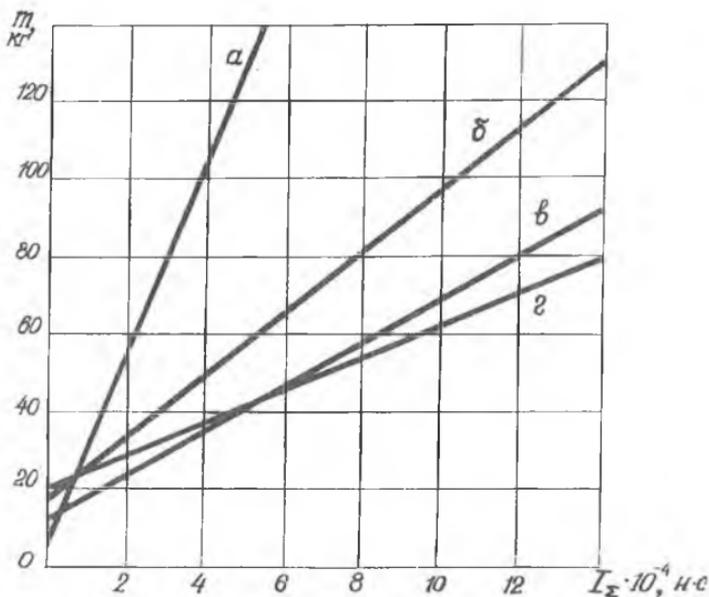
$$m_{\Sigma} = A_2 + \varepsilon_2 I_{\Sigma}$$

(для систем, в которых в качестве топлива используется перекись водорода и гидразин $A_2 = 14 \dots 23 \text{ кг}$; $\varepsilon_2 = 0,0006 \dots 0,0008 \text{ с} \cdot \text{м}^{-1}$);

3) для системы на двухкомпонентном жидком топливе

$$m_{\Sigma} = A_3 + \varepsilon_3 I_{\Sigma}$$

(системы, в которых в качестве топливной пары используются окислитель - азотный тетраксид, горючее - гидразин, монометил-гидразин, несимметричный диметилгидразин и аэрозин - 50, имеют коэффициенты A_3 и ε_3 , равные $A_3 \approx 12 \text{ кг}$, $\varepsilon_3 \approx 0,0004 \text{ с} \cdot \text{м}^{-1}$).



Р и с. 7.3. Зависимость массы реактивной системы управления от суммарного импульса I_{Σ} при использовании различных топлив: а - сжатый газ; б - жидкое монотопливо $H_2 O_2$; в - жидкое монотопливо $N_2 H_4$; г - жидкое двухкомпонентное топливо $N_2 O_4 + N_2 H_4$ (или ММГ, НДМГ, А-50)

Далее рассмотрим общую схему действия на КА инерционных исполнительных органов, которые будем для краткости называть силовыми гироскопами, гироскопическими силовыми стабилизаторами или, просто, гиросиловыми стабилизаторами.

Пусть \vec{M}_B - главный вектор момента всех внешних возмущающих сил, действующих на КА, а \vec{G} - суммарный вектор его кинетического момента. Тогда движение КА относительно центра масс будет определяться уравнением

$$\vec{G} = \vec{G}_0 + \int_0^t \vec{M}_B dt,$$

где \vec{G}_0 - начальный кинетический момент КА при $t=0$.

Кинетический момент \vec{G} равен сумме

$$\vec{G} = \vec{K} + \vec{H},$$

где \bar{K} - кинетический момент корпуса КА;

\bar{H} - кинетический момент гиросилового стабилизатора.

При этом величина \bar{K} вычисляется в предположении, что гиросилового стабилизатор "заморожен" в корпус КА, т.е. не совершает никаких движений относительно корпуса. Вектор \bar{H} целиком определяется движением гиросилового стабилизатора относительно корпуса.

Задачей системы ориентации является осуществление некоторого заданного углового движения корпуса КА, что полностью определяется вектором \bar{K} .

Таким образом, векторы \bar{G} и \bar{K} - это функции времени, но первый зависит лишь от внешних моментов, а второй - от заданного вида движения корпуса КА относительно центра масс. Тем самым однозначно определяется и вектор \bar{H} , характеризующий требуемую работу гиросtabilизатора:

$$\bar{H}(t) = \bar{G}(t) - \bar{K}(t).$$

В процессе эксплуатации КА величина $|\bar{K}|$ - всегда ограничена сверху. Величина $\bar{G}(t)$ может достигать весьма больших значений, поскольку определяется внешним моментом \bar{M}_g . Пусть $\bar{M}_g = 0$ или $\bar{M}_g = const$, откуда следует, что \bar{G} - ограниченная функция времени. Тогда из $\bar{H}(t) = \bar{G}(t) - \bar{K}(t)$ следует, что гиросилового стабилизатор должен развивать все требуемые значения \bar{H} , вплоть до максимального $H = H_{max}$.

Изменение величины и направления вектора \bar{H} возможно тремя способами:

Изменением величин кинетических моментов роторов без изменения расположения их осей относительно корпуса КА;

поворотами осей вращения роторов без изменения их угловых скоростей вращения;

Изменением угловых скоростей вращения роторов и поворотами их осей вращения.

Однако в случае действия на КА знакопостоянного внешнего возмущающего момента в силу беспредельно возрастающей величины $|\bar{G}(t)|$ требуемый вектор \bar{H} рано или поздно превзойдет свое располагаемое значение, и поэтому поддержание заданной ориентации с помощью гиросилового стабилизатора станет невозможным. Система ориентации способна только перераспределять суммарный кинетический момент между двумя его составляющими - кинетическим моментом корпуса КА и кинетическим

моментом гиросилового стабилизатора. Работа системы ориентации в этой части сводится к тому, чтобы под действием внешнего момента, увеличивающего \bar{G} , это увеличение происходило только за счет \bar{H} ; другими словами, чтобы гиросилового стабилизатор аккумулировал вредный для режима ориентации вращательный импульс, создаваемый \bar{M}_g . В силу сказанного целенаправленное изменение \bar{G} может произойти только под действием внешнего управляющего момента \bar{M}_a , развиваемого другим контуром исполнительных органов.

Именно это обстоятельство приводит к тому, что гиросиловые стабилизаторы всегда снабжаются вторым контуром исполнительных органов — реактивными двигателями ориентации, магнитоприводом и т.п.

Второй контур исполнительных органов будет работать следующим образом. Как только \bar{H} , развитый гиросиловым стабилизатором, будет увеличиваться за счет возрастания кинетического момента \bar{G} , внешний управляющий момент \bar{M}_a уменьшит \bar{G} , в результате чего понизится и значение кинетического момента \bar{H} гиросtabilизатора. Уменьшение фактического значения \bar{H} будет достигнуто возвращением режима работы гиросилового стабилизатора к предыдущему, при котором величина \bar{H} еще не успела вырасти.

Управление вторым контуром системы исполнительных органов может осуществляться следующими тремя способами:

а) кратковременное включение второго контура по сигналу о достижении угловой скоростью ω маховика некоторого заранее заданного значения $|\omega| < |\omega|_{max}$; при этом второй контур работает до тех пор, пока величина ω не станет близкой к нулю;

б) кратковременное включение второго контура периодически с приведением каждый раз числа оборотов маховика к нулю;

в) непрерывное включение второго контура, который удерживает обороты маховика ω все время в допустимых пределах.

По количеству степеней свободы относительно корпуса КА различают основные типы гиросиловых стабилизаторов:

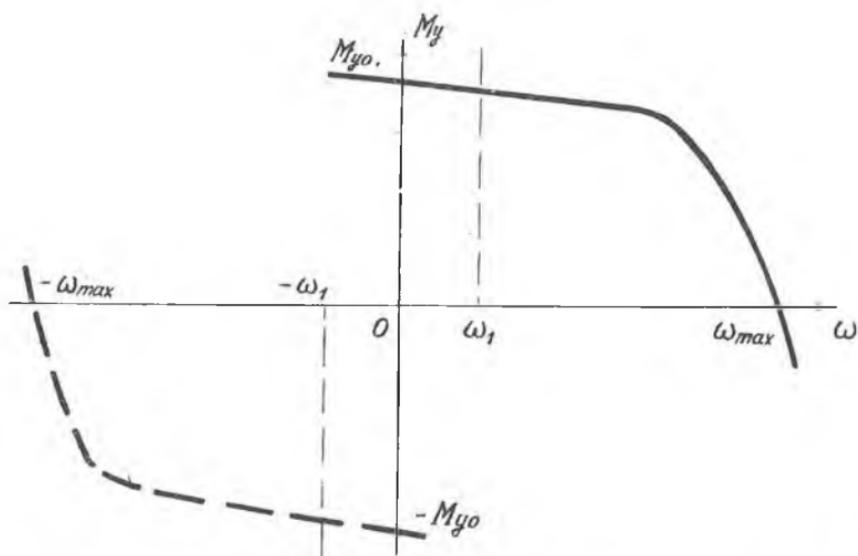
1. Одностепенный гироскоп, называемый также управляющим маховиком.

Изменение его кинетического момента возможно только путем изменения числа оборотов. Их часто делают реверсивными, чтобы создавать управляющие моменты как одного, так и другого знака. Управляющий момент маховика равен

$$M_y = \bar{M}_{gy} + \bar{M}_a$$

где $\overline{M_{ЭМ}}$ - электромагнитный момент между статором и ротором;
 $\overline{M_G}$ - момент сопротивления (трение в подвесе, в среде и т.п.).

Зависимость $M_y(\omega)$ представлена на рис.7.4.



Р и с. 7.4. Моментная характеристика одностепенного гиросtabilизатора

При $\omega = \omega_{max}$ одноступенный гиросtabilизатор теряет способность к управлению. При $|\omega| < \omega_1$ можно считать момент, развиваемый маховиком, большим и постоянным по величине.

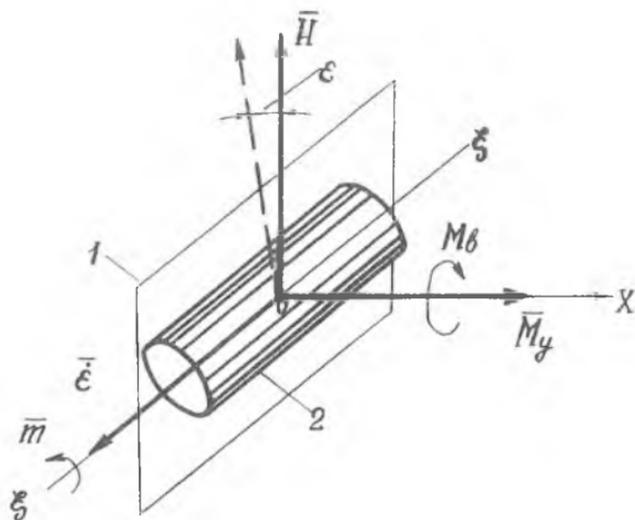
При изменении направления включения маховика управляющий момент скачкообразно меняется со значения $+M_{y0}$ на $-M_{y0}$. Это позволяет организовать управление релейного типа с импульсным включением маховика.

2. Двухступенный гиросиловой стабилизатор создает управляющий момент, действующий на корпус КА, равный

$$M_y = H \dot{\epsilon},$$

где $\dot{\epsilon}$ - угловая скорость вращения гирузла в корпусе КА;
 H - кинетический момент гиросилового стабилизатора.

Рассмотрим принцип действия двухстепенного гиросtabilизатора (рис. 7.5).



Р и с. 7.5. Схема двухстепенного гиросtabilизатора: 1-элемент корпуса КА; 2 - гиросузел

Пусть требуется производить управление вокруг оси OX КА для компенсации некоторого внешнего момента M_B . Тогда двухстепенный гиросtabilизатор можно установить так, как это показано на рис. 7.5. На некотором элементе конструкции КА I установлен гиросузел 2, содержащий внутри себя вращающийся гироскоп с вектором кинетического момента \vec{H} . Гиросузел 2 всегда имеет возможность поворачиваться вокруг оси $\xi\xi$ (всегда перпендикулярной \vec{H}), так что угол между \vec{H} и OX может изменяться. В исходном положении угол между \vec{H} и OX равен 90° .

Для осуществления указанного поворота гиросузел содержит моментный двигатель, создающий вращение вокруг оси $\xi\xi$ с моментом M . Если под действием этого момента вектор \vec{H} начнет поворачиваться вокруг оси $\xi\xi$ с угловой скоростью $\vec{\epsilon}$, то в соответствии с правилом возникновения гироскопического момента в начальное значение через конструкцию КА будет передаваться управляющий момент \vec{M}_y , действующий вокруг оси OX :

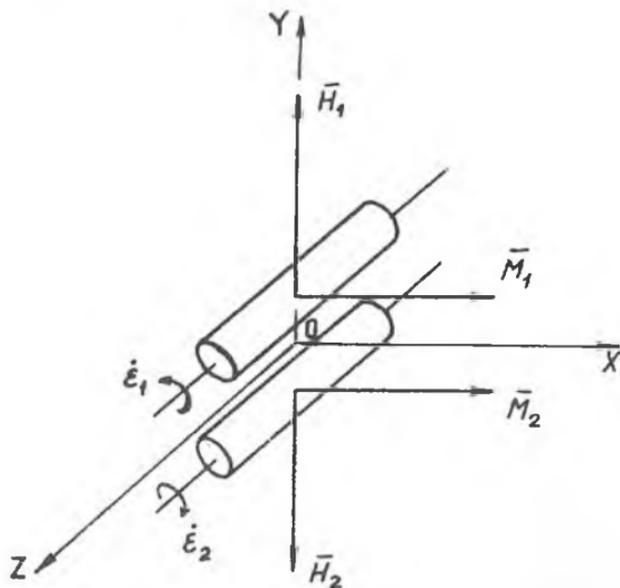
$$\vec{M}_y = \vec{H} \times \vec{\epsilon}.$$

Таким образом, получение управляющего момента M_y связано с созданием момента m вокруг некоторой другой оси. Величина момента m определяется необходимым темпом нарастания $\dot{\epsilon}$, моментом инерции гиروزла 2, потерями на трение при его вращении и другими параметрами.

Если на КА действует постоянный возмущающий момент M_B , который подлежит компенсации двухстепенным гиросtabilизатором, то угол ϵ будет все время увеличиваться. Поскольку существуют ограничения на угол поворота ϵ гиروزла в корпусе КА, то для перевода гиросtabilизатора в рабочее состояние необходим второй контур исполнительных органов.

Можно рассмотреть и более сложные схемы двухстепенных гиросtabilизаторов, когда M_y всегда будет направлен вдоль оси Ox .

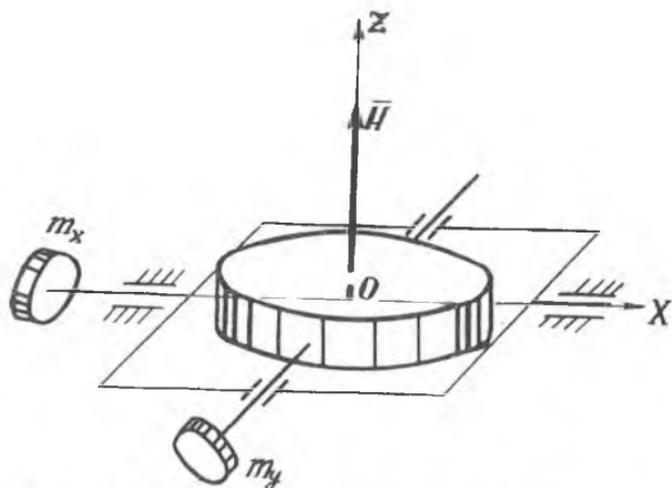
Суть состоит в использовании для управления по одной оси Ox двух одинаковых двухстепенных гиросtabilизаторов, механически соединенных между собой так, чтобы поворот одного со скоростью $\dot{\epsilon}_1$ вызвал поворот другого в противоположном направлении со скоростью $\dot{\epsilon}_2$. Такого рода устройства называют гиросами (рис.7.6). Услож-



Р и с. 7.6. Два двухстепенных гиросtabilизатора, образующие гиросаму

попные схемы гиросtabilизаторов, однако, не избавляют от необходимости иметь второй контур исполнительных органов.

3. Трехстепенный гироскоп обладает всеми тремя степенями свободы относительно корпуса КА (рис.7.7).



Р и с. 7.7. Трехстепенный гиросtabilизатор

Особенность рассмотренных выше одно- и двухстепенных гиросtabilизаторов состоит в том, что при действии на КА внешнего возмущающего момента по оси, не совпадающей с осью гиросtabilизатора, может создаваться "паразитный" гироскопический момент, нарушающий ориентацию КА.

Рассматриваемый трехстепенный гиросtabilизатор свободен от указанных недостатков, так как его гироскоп способен совершать любые повороты относительно корпуса КА.

Управление КА относительно осей Ox , Oy и Oz посредством трехстепенного гиросtabilизатора осуществляется по-разному. Для поворотов корпуса КА относительно оси Oz надо изменить скорость вращения ротора гироскопа, в результате чего будут возникать реактивные моменты наподобие тех, которые характерны для одностепенного гироскопа. Для поворотов вокруг осей Ox и Oy надо прикладывать к осям карданова подвеса моменты m_x и m_y , создаваемые специальными моментными двигателями. Эти моменты будут вызывать прецессию гироскопа, но поскольку они приложены к гироскопу, постольку

численно равные им и направленные в противоположном направлении моменты будут приложены и к корпусу КА. Именно эти реактивные моменты и служат для управления относительно осей Ox и Oy .

К преимуществам гиросиловых стабилизаторов относятся:

- 1) способность создавать управляющие моменты без затраты рабочего тела;
- 2) в комбинации с магнитодинамическими или аэродинамическими исполнительными органами они позволяют обойтись вообще без всяких затрат массы;
- 3) способность обеспечить более высокую, по сравнению с любыми другими исполнительными органами, точность ориентации;
- 4) обеспечение большого числа быстрых программных поворотов КА в разные стороны за счет временного обмена кинетическими моментами между корпусом и гиросиловым стабилизатором.

Основным недостатком гиросиловых стабилизаторов является необходимость использования второго контура исполнительных органов.

8. ОСНОВНЫЕ ТИПЫ, ХАРАКТЕРИСТИКИ И КРИТЕРИИ КАЧЕСТВА ГИРОСИЛОВЫХ СТАБИЛИЗАТОРОВ

Кинетический момент \bar{H} гиросилового стабилизатора (ГСС) или системы стабилизаторов, вычисленный для его движения относительно осей КА $OXYZ$, является в общем случае функцией величин $\dot{\psi}_i, \epsilon_i, \dot{\epsilon}_i$ [5]:

$$\bar{H} = \bar{H}(\dot{\psi}_i, \epsilon_i, \dot{\epsilon}_i),$$

где $\dot{\psi}_i$ - скорости вращения роторов вокруг их главных осей;
 ϵ_i - углы, определяющие положение главных осей роторов по отношению к связанным осям КА.

Из известных соотношений $\bar{G} = \bar{K} + \bar{H}$ и $d\bar{G}/dt = \bar{M}_g$ имеем

$$\frac{d\bar{K}}{dt} = \bar{M}_g - \frac{d\bar{H}}{dt}. \quad (8.1)$$

Тогда величину абсолютной производной вектора \bar{H} , взятую с обратным знаком, уместно назвать управляющим моментом ГСС:

$$M_y = \frac{d\bar{H}}{dt},$$

несколько действие, оказываемое им на корпус КА (на изменение его кинетического момента \bar{H}), как это видно из выражения (8.1), совершенно аналогично действию главного момента внешних сил \bar{M}_B .

Так как скорость вращения роторов вокруг их главных осей намного (на несколько порядков) превосходит скорости их поворотов вокруг оси подвеса ($|\dot{\psi}_i| \gg |\dot{\epsilon}_i|$), последними составляющими можно пренебречь. С учетом этого [5]

$$\bar{M}_y = -\bar{H}'(\epsilon_i, \psi_i, \dot{\epsilon}_i, \dot{\psi}_i) - \bar{\omega}(p, q, r) \times \bar{H}(\epsilon_i, \psi_i),$$

где \bar{H}' — локальная производная вектора суммарного кинетического момента системы ГСС в осях $OXYZ$, проекции которой на эти оси равны производным по времени соответствующих проекций вектора \bar{H} ;

$\bar{\omega}$ — абсолютная угловая скорость КА.

Как видно, \bar{M}_y складывается из двух составляющих: первая \bar{H}' зависит от ϵ_i , $\dot{\psi}_i$ и, следовательно, может быть получена принудительным изменением ϵ_i и $\dot{\psi}_i$; вторая, напротив, не зависит от $\dot{\epsilon}_i$, $\dot{\psi}_i$ и не поддается произвольному регулированию, так как содержит множитель $\bar{\omega}$. Второе слагаемое представляет суммарный гироскопический момент, обусловленный переносной составляющей углового движения ГСС, т.е. его движением вместе с КА.

В зависимости от способа формирования \bar{M}_y различают управляемые и неуправляемые ГСС, а также ГСС с регулируемой и нерегулируемой скоростью собственного вращения роторов.

Момент \bar{M}_y управляемых ГСС создается регулированием $\dot{\psi}_i$ и принудительным изменением ϵ_i активными моментными устройствами, размещенными на осях подвеса гироскопов и включенными в регулирующие цепи системы ориентации, т.е. получение этого момента связано с дополнительными затратами энергии в гиromоторах и активных моментных устройствах.

Неуправляемые ГСС несут на осях подвеса только пассивные моментные устройства, а скорость вращения их роторов не регулируется; развиваемый момент \bar{M}_y образуется за счет естественного углового движения КА и не требует затрат энергии, кроме энергии на поддержа-

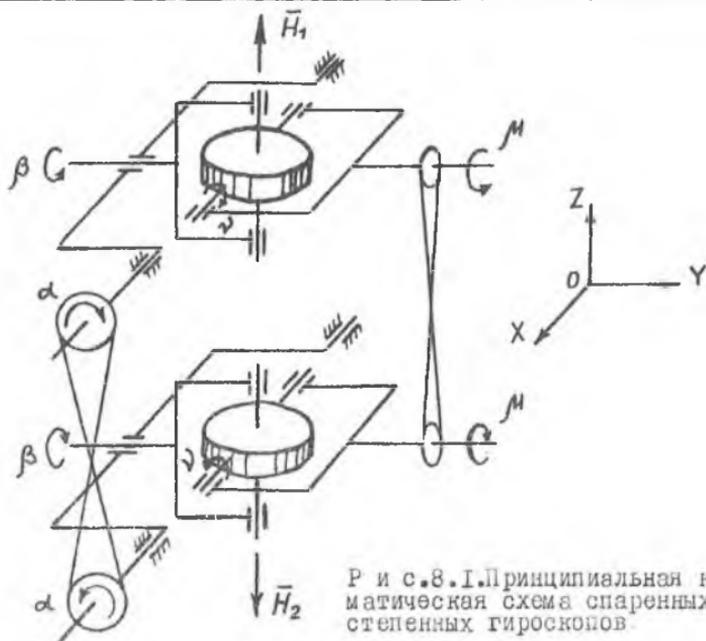
ние скорости собственного вращения роторов. В качестве пассивных моментных устройств могут использоваться демпферы (жидкостные и др.), а также позиционные устройства, реализуемые с помощью упругих элементов, постоянных магнитов и т.п. приспособлений, создающих на осях подвеса гироскопов моменты m_i в функции углов ϵ_i .

Неуправляемые стабилизаторы по конструкции проще и экономичнее управляемых. Однако моменты, передаваемые ими КА, не поддаются прямому регулированию, а пассивные устройства, формирующие эти моменты, не допускают изменения своих характеристик во время полета. Поэтому неуправляемые ГСС менее пригодны для систем ориентации, имеющих несколько режимов работы и предъявляющих в этих режимах различные требования к исполнительным органам.

Важной характеристикой ГСС (или системы ГСС) является область S вариации его кинетического момента \bar{H} , под которой понимается область возможных положений конца вектора \bar{H} , построенного из произвольной точки A , связанной с КА. Область S неизменна в связанных осях КА, ее размеры и форма определяются числом степеней свободы роторов, а также ограничениями, наложенными на их собственные угловые скорости ψ_i и угловые координаты осей подвеса ϵ_i .

Рассмотрим наиболее распространенные типы ГСС.

Спаренные трехстепенные гироскопы (рис.8.1) представляют собой



стабилизатор, включающий два астатических гироскопа в кардановых подвесах, оси рамок которых параллельны оси КА OY . В исходном положении оси подвеса кожухов гироскопов параллельны оси Ox , а их собственные кинетические моменты \vec{H}_1 и \vec{H}_2 , постоянные и одинаковые по модулю $\vec{H}_1 = \vec{H}_2 = \vec{H}$, направлены прямо противоположно друг другу.

Ленточные передачи, связывающие оси наружных рамок подвеса гироскопов, обеспечивают согласованное движение их главных осей, т.е. выполнение равенств

$$H_{1i} = H_{2i}, \quad i = x, y, \quad H_{1z} = -H_{2z}.$$

Выражения проекций векторов \vec{H} и \vec{M}_y имеют вид

$$H_x = 2H \sin \beta, \quad H_y = 2H \sin \nu, \quad H_z = 0;$$

$$\vec{H} = \vec{H}_1 + \vec{H}_2, \quad \vec{M}_y = \vec{M}_{y1} + \vec{M}_{y2};$$

$$M_{yx} = -2H(\dot{\beta} \cos \beta - z \sin \nu),$$

$$M_{yy} = -2H(\dot{\nu} \cos \nu + z \sin \beta),$$

$$M_{yz} = -2H(p \sin \nu - q \sin \beta),$$

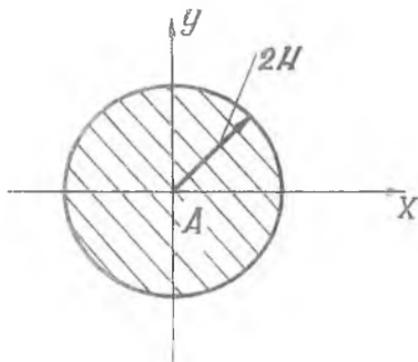
где p, q, z - проекции абсолютной угловой скорости КА на оси $OXYZ$. Каждое из слагаемых $2H\dot{\beta} \cos \beta$ и $2H\dot{\nu} \cos \nu$, включающих производные углов β и ν , входит только в одно из двух первых уравнений, откуда следует, что при управлении относительным движением гироскопов стабилизатора, построенном по принципу раздельной вариации углов β и ν , можно получить две компоненты \vec{M}_y , каждая из которых действует только вокруг одной из осей КА: Ox или Oy . Факт строгой "привязки" компонент \vec{M}_y $2H\dot{\beta} \cos \beta$ и $2H\dot{\nu} \cos \nu$ к осям Ox и Oy КА имеет простую геометрическую интерпретацию. Полагая, что $p = q = z = 0$, и рассматривая отдельно случаи $\beta = 0, \dot{\nu} \neq 0$ и $\beta \neq 0, \dot{\nu} = 0$, нетрудно убедиться, что в каждом из этих случаев векторы \vec{H}_1 и \vec{H}_2 движутся по круговым конусам с осями, параллельными осям Ox или Oy КА. Скорость конца вектора $\vec{H} = \vec{H}_1 + \vec{H}_2$, а следовательно, и \vec{M}_y стабилизатора направлены строго вдоль оси Oy или Ox даже при больших отклонениях главных осей гироскопов от исходного положения.

Поэтому рассматриваемый стабилизатор называют гироскопическим стабилизатором в коническом подвесе. Область S вариации вектора \vec{H} такого стабилизатора представляет собой площадь, форма которой зависит от ограничений на угловые координаты главных осей гироскопов, т.е. на углы μ, ν, α и β . Максимально возможная при заданной мощности гироскопов область S имеет вид круга радиуса $2H$ (рис. 8.2), ей соответствуют ограничения угловых координат гироскопов одной из следующих пар неравенств:

$$|\mu|, |\nu| < 90^\circ;$$

$$|\alpha|, |\beta| < 90^\circ;$$

$$|\mu|, |\alpha| < 90^\circ.$$



Р и с.8.2. Область вариации \vec{H} спаренных трехстепенных гироскопов

Снижение эффективности стабилизатора при приближении вектора \vec{H} к границам указанной области, выражающееся в падении \bar{M}_y , развиваемого стабилизатором в одном из двух взаимно перпендикулярных направлений, заставляет выбирать для углов μ, ν, α и β значения, меньшие 90° .

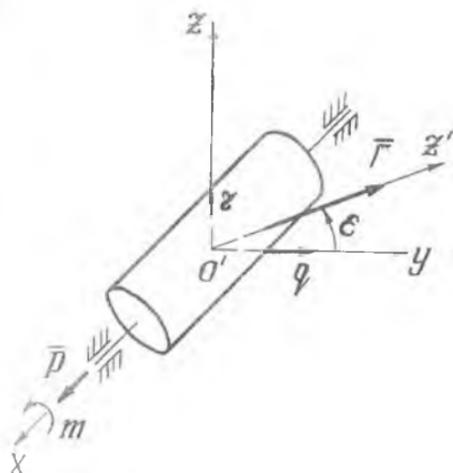
Минимальное количество спаренных трехстепенных стабилизаторов, достаточное для трехосной ориентации, равно двум.

Двухстепенные гироскопические стабилизаторы (гиродины). Активный двухстепенный стабилизатор – это гироскоп с одной осью подвеса, несущей моментный датчик или привод, в дополнение к которым здесь же могут находиться пассивные моментные устройства (демпферы, упругие связи), формирующие часть необходимого регулирующего момента естественным путем, а также датчики угла и угловой скорости поворота; гиروزла вокруг его оси подвеса (рис.8.3).

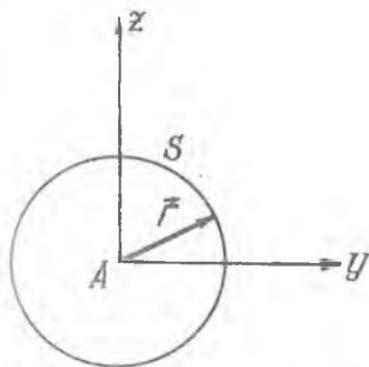
Введем следующие обозначения:

- ε – угол поворота (прецессии) гиروزла от его исходного положения;
- m – полный момент на оси подвеса гиروزла, включающий полезный регулирующий момент и момент возмущений (моменты сухого трения, тяжения токоподводов и т.п.);

7 - момент инерции гиروزла (включая ротор гироскопа) относительно оси подвеса $O'X$, служащей главной осью инерции гиروزла.



Р и с.8.3. Принципиальная схема гиродина



Р и с.8.4. Область вариации \bar{H} гиродина с неограниченным углом поворота гиروزла

регулирование угла прецессии гироскопа приводит к появлению управляющего момента одновременно вокруг двух осей КА (в данном случае OY и OZ), который делится между этими осями пропорционально мгновенному значению угла ϵ . Это является недостатком двухстепенных гироскопов.

Тогда проекции кинетического момента двухстепенного стабилизатора \bar{H} на оси $OXYZ$ равны

$$H_x = J\dot{\epsilon}; \quad H_y = \Gamma \cos \epsilon;$$

$$H_z = \Gamma \sin \epsilon.$$

С учетом $|J\dot{\epsilon}| \ll \Gamma$ имеют место соотношения $H_x = 0$;

$$H_y = \Gamma \cos \epsilon, \quad H_z = \Gamma \sin \epsilon$$

Наиболее полно возможности двухстепенного стабилизатора используются, когда угол поворота гиروزла вокруг его подвеса не ограничен, т.е.

$$-\infty < \epsilon < \infty.$$

В этом случае область S представляет собой окружность радиусом Γ (рис. 8.4).

Проекция \bar{M}_y , развиваемого двухстепенным стабилизатором, на оси $OXYZ$ имеют вид

$$M_{yx} = \Gamma z \cos \epsilon - \Gamma \dot{\epsilon} \sin \epsilon,$$

$$M_{yy} = \Gamma \dot{\epsilon} \sin \epsilon + \Gamma p \sin \epsilon,$$

$$M_{yz} = -\Gamma \dot{\epsilon} \cos \epsilon - \Gamma p \cos \epsilon.$$

Отсюда видно, что \bar{M}_y имеет сложную структуру. Из этих соотношений следует, что

стабилизаторов, приводящим к усложнению логики работы счетно-решающих устройств системы ориентации.

Структуру \overline{M}_y можно упростить за счет сокращения диапазона ε . Полагая, что $\varepsilon_{\max} \approx 20^\circ$ и

$$|\varepsilon|, |\dot{\varepsilon}|, |\rho|, |q|, |z| \ll 1, \quad (8.2)$$

с точностью до малых высшего порядка получим:

$$M_{yz} = \Gamma z, \quad M_{yy} = 0, \quad M_{yx} = -\Gamma \dot{\varepsilon} - \Gamma \rho. \quad (8.3)$$

В этом случае изменение угла ε вызывает момент лишь вокруг одной оси Oz КА.

Однако ограничение угла ε и связанное с этим резкое недоиспользование кинетического момента двухстепенного стабилизатора является слишком дорогой платой за упрощение структуры \overline{M}_y и вытекающее из него упрощение логических устройств системы ориентации. Поэтому такое решение является неприемлемым, так как противоречит основной тенденции развития цифровых систем управления движением КА, которая заключается в упрощении аппаратуры за счет усложнения алгоритмов управления.

Запишем уравнение движения двухстепенного стабилизатора, пренебрегая главным моментом центробежных и кориолисовых сил инерции вследствие медленных порождающих эти силы угловых движений КА:

$$J\ddot{\varepsilon} = m + \Gamma z \cos \varepsilon - \Gamma q \sin \varepsilon - J\dot{\rho}.$$

С учетом (8.2) и $|\dot{\rho}| \ll |\ddot{\varepsilon}|$ имеем

$$J\ddot{\varepsilon} = m + \Gamma z. \quad (8.4)$$

Используя операторную форму записи, из (8.3) и (8.4) получим

$$M_{yz} = -\frac{\Omega}{S} (m + \Gamma z) - \Gamma \rho,$$

где S - аргумент преобразования Лапласа; $\Omega_0 = \Gamma/J \gg 1$ (сотни рад/с).

Полученное выражение указывает на эффект резкого усиления результирующего момента \vec{M} , т.е. на способность двухстепенного стабилизатора работать в режиме своеобразного моментного рычага.

Одной из основных проблем, связанных с управлением гиродинами, является проблема определения границ области вариации кинетического момента системы гироскопов и особых точек, лежащих внутри этой области, в которых возможна потеря управляющего момента.

Управляющий момент, создаваемый системой из N гироскопов,

$$\vec{M}_{упр} = -\dot{\vec{H}} = -\Gamma D \vec{\delta},$$

где $\vec{H} = \sum_{i=1}^N \vec{H}_i$ - суммарный вектор кинетического момента системы гироскопов; $\vec{H}_i(\delta_i)$, $i=1,2,\dots,N$ - векторы кинетических моментов отдельных гироскопов ($|\vec{H}_i| = \Gamma$);

$\vec{\delta}(\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_N)$ - N -мерный вектор углов поворота (углов прецессии) гироскопов;

$\Pi(\vec{m}_1, \vec{m}_2, \dots, \vec{m}_N)$ - матрица размерности $J \times N$, столбцы которой определяются равенствами $\vec{m}_i = \frac{1}{\Gamma} \frac{\partial \vec{H}}{\partial \delta_i}$,

т.е. векторы \vec{m}_i представляют собой единичные векторы направлений управляющих моментов гироскопов.

Особые точки находятся из условия $\det(D \cdot D^T) = 0$, при выполнении которого, по крайней мере, любые 3 (из N) столбца матрицы D линейно зависимы. Физически это означает, что все векторы \vec{m}_i ($i=1,2,\dots,N$) лежат в одной плоскости. В этом случае гироскопическая система неспособна создавать управляющий момент вокруг оси, перпендикулярной этой плоскости.

Управляющие законы надо стремиться строить так, чтобы приходиться в особые точки с "неопасным" расположением гироскопов.

Рассмотрим теперь ситуацию, когда в особой точке гироскопы расположены таким образом, что нельзя выдать управляющий момент по любому-либо направлению. Здесь возможны два случая:

а) перераспределяя векторы \vec{H}_i отдельных гироскопов при неизменном суммарном векторе, можно обеспечить управляющий момент по данному направлению;

б) никаким перераспределением отдельных векторов нельзя обеспечить управляющий момент по данному направлению.

В первом случае особые точки называются преодолимыми, во втором - непреодолимыми.

Перераспределение векторов \vec{H}_i в непреодолимой точке совершается с изменением \vec{H} и, следовательно, приводит к ошибкам в положении КА, что нежелательно. Поэтому, естественно, при прочих равных условиях стараются выбрать такие схемы расположения гироскопов, в областях S которых непреодолимых точек мало или совсем нет. В схемах, когда оси подвесов пары, тройки и т.д. гироскопов коллинеарны, непреодолимых точек нет.

Основными критериями, позволяющими сравнивать между собой ГСС с равными показателями эффективности, являются:

- 1) добротность гиросмотора $\gamma = \frac{H}{P}$ или H/N , где $H = const$, P и N - вес и потребляемая мощность соответственно;
- 2) коэффициент эффективности гиросtabilизатора с регулируемым H

$$\sigma = \frac{M}{P} \quad \text{или} \quad \sigma = \frac{M}{N}$$

где M - момент, развиваемый гиросtabilизатором;

3) N_r - мощность, затрачиваемая на поддержание скорости вращения ротора;

4) N_M - мощность, затрачиваемая на создание управляющего момента, т.е. энергопотребление моментного датчика на оси подвеса гиросмотора, вынуждающего процессию гироскопа;

5) радиус инерции ротора

$$R_{UH} = \sqrt{H/m\omega},$$

где m и ω - масса и угловая скорость вращения ротора;

6) для роторов с одинаковыми массами и кинетическими моментами

$$\frac{E_1}{E_2} = \frac{R_{UH2}^2}{R_{UH1}^2},$$

где E - энергия, потребляемая электродвигателем от источника питания;

7) безразмерный параметр

$$\rho = \frac{R_{UH}^2}{R^2},$$

где R - радиус ротора;

8) максимальное напряжение, развиваемое в материале ротора под действием центробежных сил,

$$\sigma = k\omega^2 R_{\text{ин}}^2 ;$$

9) коэффициент использования кинетического момента силовых гироскопов

$$\mu = \frac{H_{\text{эфф}}}{H_{\Sigma}} ,$$

где $H_{\text{эфф}} = \sqrt{\frac{3}{4\pi}} V_S$ - радиус эквивалентного по объему области S шара, V_S - объем области S ; $H_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n H_i$.

9. КОСМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ. НАВИГАЦИОННЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ

Космическая навигация занимает значительное место в обеспечении полета КА. Основной задачей навигации является определение координат и скорости КА по результатам измерений и их обработки. Вместе с тем многие специалисты вкладывают более широкий смысл в этот термин, рассматривая космическую навигацию как обеспечение полета по траектории с целью выполнения заданных условий. В этом случае, помимо указанной выше, требуется решать и ряд других не менее важных задач, связанных с наведением КА:

- определение и прогнозирование фактической орбиты КА;
- оценка результатов прогноза с точки зрения выполнения целевой задачи;

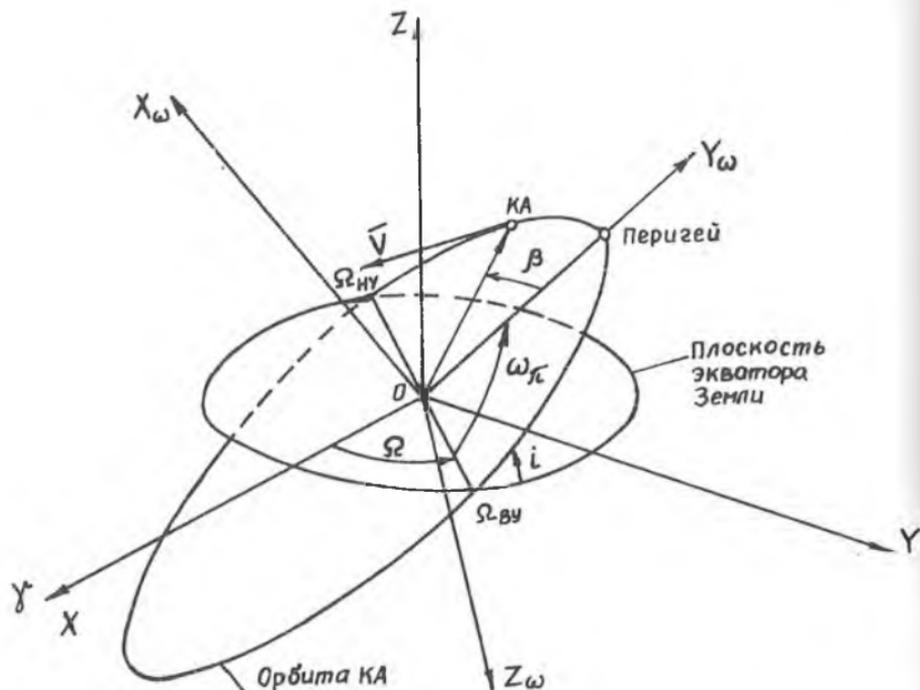
- расчет и измерение навигационных элементов полета;

- вычисление параметров маневров, необходимых для исправления ошибок траектории, поддержания заданной орбиты, приведения КА в требуемый момент времени в заданную точку пространства с заданной скоростью и т.д.

Важной задачей, которая решается средствами навигации, является взаимное сближение КА.

В первые годы освоения космоса навигационная информация получалась и обрабатывалась исключительно на Земле. Сейчас успешно развиваются автономные методы и средства навигационных определений на борту КА.

Особенностью движения КА является то, что из-за действия центрального поля сил траектория его является коническим сечением: окружностью, эллипсом, параболой или гиперболой (рис.9.1).



Р и с. 9.1. Кеплеровы элементы невозмущенного движения КА: Ω - долгота восходящего узла; i - наклонение орбиты; β - истинная аномалия; ν , ω - нисходящий и восходящий узлы орбиты; ω_{π} - угловое расстояние перигея

Истинное движение отличается за счет внешних возмущений, обусловленных:

- несферичностью (сжатием) Земли;
- сопротивлением атмосферы;
- полями тяготения Солнца, Луны, планет;
- приливным трением;

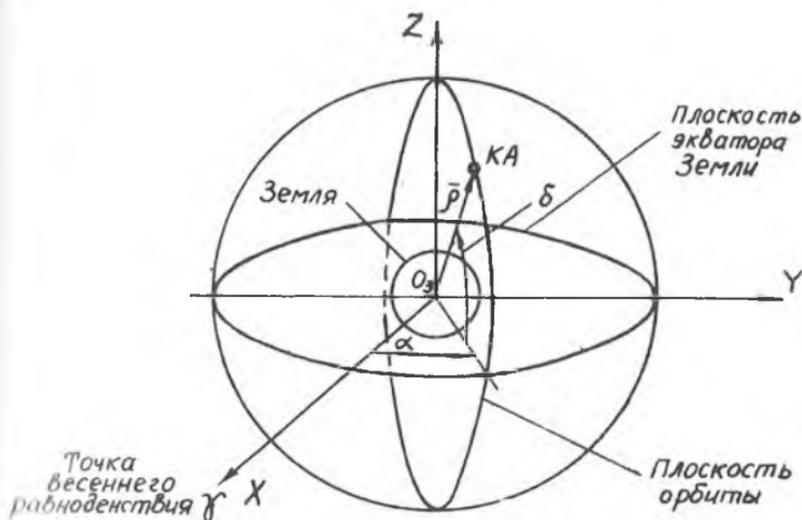
- д) движением вокруг собственного центра масс;
- е) электромагнитным полем и другими факторами.

Наиболее существенные из них первые три. Сжатие Земли приводит к повороту плоскости орбиты вокруг оси вращения Земли (прецессии линии узлов) и повороту большой оси орбиты (линии аперид) в ее плоскости. Сопротивление атмосферы приводит к уменьшению высоты полета спутника, в первую очередь апогея, из-за больших сил торможения в перигее.

Из сказанного следуют два практически важных вывода:

- 1) один раз определенное по измерениям навигационных элементов движение КА требует уточнения с помощью измерительных средств;
- 2) достаточно хорошее знание законов движения КА позволяет измерения проводить периодически.

Для определения траектории КА достаточно рассчитать шесть начальных условий его движения, например, значений $x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0$ в геоцентрической экваториальной системе координат (рис. 9.2) в некоторый момент времени t .



Р и с. 9.2. Геоцентрическая экваториальная система координат:
 r - радиус-вектор центра масс КА, α - прямое восхождение;
 δ - склонение

Однако непосредственно с помощью средств измерений НККК или автономно на борту параметры движения центра масс (ПДЦМ) КА измерить

нельзя, и поэтому фактически измеряют другие величины, называемые навигационными элементами или параметрами.

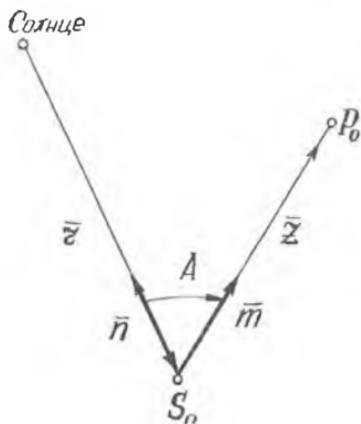
Далее рассматриваются математические процессы, связанные с определением ПДЦМ КА с помощью как астрономических наблюдений [4], так и радиолокационных измерений с Земли [7]. Как показано ниже, каждое измерение устанавливает одну составляющую положения КА вдоль некоторого направления в пространстве. Если q - величина, которую надо измерить, а δq - разность между ее истинным и номинальным значениями, то независимо от типа измерения существует следующее соотношение между δq и отклонением КА по положению $\delta \bar{z}$:

$$\delta q = \bar{h} \cdot \delta \bar{z}. \quad (9.1)$$

Таким образом, тип измерения характеризуется только вектором \bar{h} .

Измерение "Солнце - планета"

Для угла A между направлениями на Солнце и планету (рис.9.3) имеем выражение



$$\cos A = -\frac{\bar{z} \cdot \tilde{z}}{z z} \quad (9.2)$$

Тогда можно записать

$$\delta(z z \cos A) = -\bar{z} \cdot \delta \tilde{z} - \tilde{z} \cdot \delta \bar{z}.$$

Раскрывая левую часть этого уравнения и учитывая очевидные соотношения

$$\delta z = \frac{\bar{z} \cdot \delta \bar{z}}{z},$$

$$\delta \tilde{z} = \frac{\tilde{z} \cdot \delta \tilde{z}}{z},$$

$$\delta \bar{z} = -\delta \tilde{z},$$

Р и с.9.3.Измерение угла между направлениями на Солнце и планету: S_0 и P_0 - номинальные положения КА и планеты в момент измерения; \bar{z} и \tilde{z} - единичные векторы направлений от S_0 к Солнцу и P_0 соответственно

получим

$$\delta A = \left[\frac{\bar{m} - (\bar{n} \cdot \bar{m}) \bar{n}}{z \sin A} + \frac{\bar{n} - (\bar{n} \cdot \bar{m}) \bar{m}}{z \sin A} \right] \cdot \delta \bar{z}. \quad (9.3)$$

Или окончательно

$$\delta A = \left(\frac{\bar{n}_1}{z} + \frac{\bar{n}_2}{z} \right) \cdot \delta \bar{z}, \quad (9.4)$$

где \bar{n}_1 - вектор, лежащий в плоскости измерения (т.е. в плоскости, определяемой положениями КА и планеты и направлением на Солнце) и нормальный к линии визирования Солнца;
 \bar{n}_2 - лежит в плоскости измерения и нормален к линии визирования планеты.

Измерение "планета - звезда"

Измерение угла между линиями визирования планеты и звезды может рассматриваться как частный случай измерения "Солнце - планета". Устремляя z к бесконечности в уравнении (9.4), получим соотношение вида

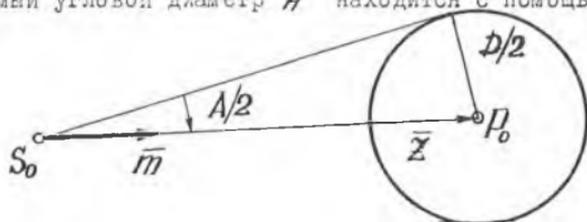
$$\delta A = \frac{\bar{n} \cdot \delta \bar{z}}{z}, \quad (9.5)$$

где \bar{n} - единичный вектор в плоскости измерения, перпендикулярный линии визирования планеты.

Измерение диаметра планеты

Видимый угловой диаметр A находится с помощью выражения

(рис. 9.4)



Р и с. 9.4. Измерение углового диаметра планеты

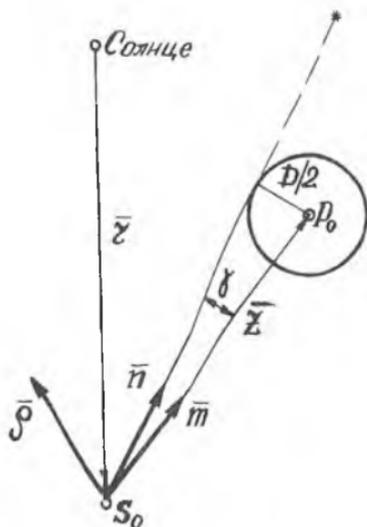
$$\sin \frac{A}{2} = \frac{D}{2z},$$

где D - истинный диаметр планеты.

Взяв, как и раньше, дифференциалы, получим

$$\delta_A = \frac{D \bar{m} \cdot \delta \bar{z}}{z^2 \cos \frac{A}{2}}. \quad (9.6)$$

Измерение, связанное с затмением звезды



Р и с.9.5. Измерение момента затмения звезды: \bar{z} - вектор дальности от S_0 до P_0 ; \bar{z} - вектор дальности от Солнца до S_0 ; \bar{n} - единичный вектор направления на звезду, затмение которой должно произойти; \bar{m} - единичный вектор направления от S_0 к P_0

Рассмотрим следующий тип измерений, заключающийся в определении времени, когда звезда заслоняется планетой.

Обозначив через γ угол между направлениями на звезду и планету (рис.9.5), будем иметь в номинальный момент затмения

$$\bar{n} \cdot \bar{z} = z \cos \gamma.$$

Вычисляя дифференциалы первого порядка, получим

$$\begin{aligned} \bar{n} \cdot \delta \bar{z} &= \cos \gamma \delta z - z \sin \gamma \delta \gamma = \\ &= \cos \gamma \bar{m} \cdot \delta \bar{z} - z \sin \gamma \delta \gamma. \end{aligned}$$

Угловое отклонение $\delta \gamma$ вычислится как дифференциал первого порядка из соотношения $2z \sin \gamma = D$. Имеем

$$\delta \gamma = - \frac{D \bar{m} \cdot \delta \bar{z}}{2z^2 \cos \gamma}.$$

Векторы \vec{v}_p и \vec{v} скорости планеты и КА и разность δt между наблюдаемым и номинальным моментами затмения связаны соотношением

$$\delta z = \vec{v}_p \delta t - (\delta \vec{z} + \vec{v} \delta t) = -\delta \vec{z} - \vec{v}_z \delta t,$$

где $\delta \vec{z}$ - разность векторов \vec{z} в фактический и номинальный моменты затмения;
 $\delta \vec{z}$ - разность векторов \vec{z} в номинальный момент затмения звезды на истинной и номинальной орбитах;
 \vec{v}_z - скорость КА относительно планеты.
 Объединяя эти соотношения, окончательно найдем

$$\delta t = - \frac{\vec{p} \cdot \delta \vec{z}}{\vec{p} \cdot \vec{v}_z} \quad (9.7)$$

где \vec{p} - единичный вектор, перпендикулярный к \vec{n} и лежащий в плоскости, определяемой линиями визирования планеты и звезды.

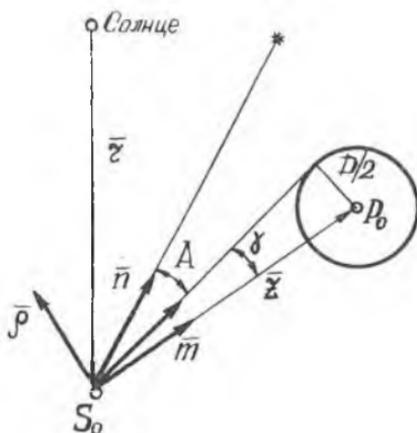
Измерение высоты звезды

Из рис.9.6 имеем

$$\vec{n} \cdot \vec{z} = z \cos(A + \gamma),$$

где A - измеряемый угол.
 Учитывая, что $\delta \vec{z} = -\delta \vec{z}$,
 и используя уравнения (9.4) и (9.6), получим:

$$\delta n = \frac{1}{z} (\vec{n}_2 - \text{tg} \gamma \cdot \vec{m}) \delta \vec{z} = \frac{\vec{p} \cdot \delta \vec{z}}{z \cos \gamma}, \quad (9.8)$$



Р и с.9.6. Измерение высоты звезды над диском планеты

где $\vec{\rho}$ - вектор, лежащий в плоскости измерения, перпендикулярный линии визирования кромки планеты.

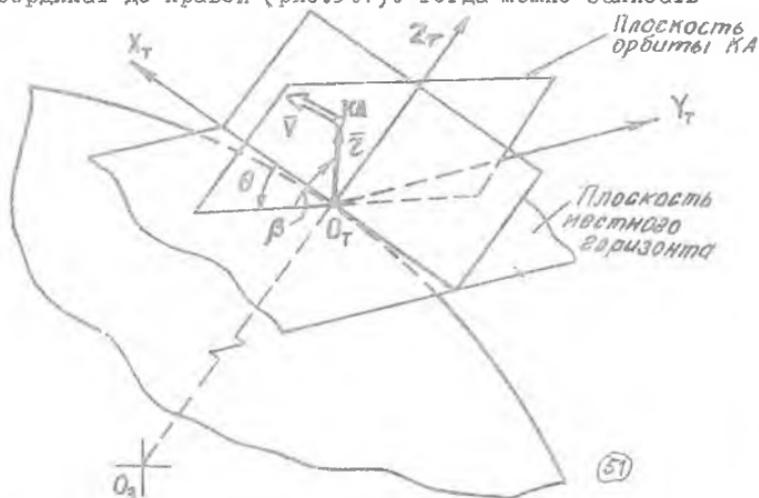
Измерение "звезда-ориентир"

Для измерения углового расстояния между ориентиром на поверхности планеты и звездой направим единичный вектор $\vec{\rho}$ перпендикулярно линии визирования ориентира в плоскости измерения. Тогда, если \vec{r} - вектор положения ориентира относительно центра планеты, можно записать

$$\delta A = \frac{\vec{\rho} \cdot \delta \vec{r}}{|\vec{r} + \vec{\rho}|} \quad (9.9)$$

Радиолокационные измерения дальности, азимута и угла места

Предположим, что радиолокатор расположен в начале декартовой системы координат, выбранной так, что ее ось $O_T Z_T$ направлена от центра Земли, ось $O_T X_T$ задает направление в плоскости местного горизонта, от которого отсчитывается азимут, а ось $O_T Y_T$ дополняет систему координат до правой (рис.9.7). Тогда можно записать



Р и с.9.7. Измерительная (топоцентрическая) система координат

$$\bar{r} = z \begin{vmatrix} \cos \beta \cos \theta \\ \cos \beta \sin \theta \\ \sin \beta \end{vmatrix},$$

где z - дальность; θ - угол азимута; β - угол места (топоцентрические координаты КА).

Взяв дифференциалы отдельно для каждой из трех переменных, получим

$$\frac{\partial \bar{r}}{\partial z} \delta z = \begin{vmatrix} \cos \beta \cos \theta \\ \cos \beta \sin \theta \\ \sin \beta \end{vmatrix} \delta z,$$

$$\frac{\partial \bar{r}}{\partial \beta} \delta \beta = z \begin{vmatrix} -\sin \beta \cos \theta \\ -\sin \beta \sin \theta \\ \cos \beta \end{vmatrix} \delta \beta, \quad \frac{\partial \bar{r}}{\partial \theta} = z \begin{vmatrix} -\cos \beta \sin \theta \\ \cos \beta \cos \theta \\ 0 \end{vmatrix} \delta \theta.$$

Эти выражения можно переписать в виде

$$\left. \begin{aligned} \delta \bar{r} &= \begin{vmatrix} \cos \beta \cos \theta & \cos \beta \sin \theta & \sin \beta \end{vmatrix} \delta \bar{z}, \\ \delta \beta &= \frac{1}{z} \begin{vmatrix} -\sin \beta \cos \theta & -\sin \beta \sin \theta & \cos \beta \end{vmatrix} \delta \bar{z}, \\ \delta \theta &= \frac{1}{z \cos \beta} \begin{vmatrix} -\sin \theta \cos \theta & 0 & 0 \end{vmatrix} \delta \bar{z}. \end{aligned} \right\} (9.10)$$

Навигационные параметры связаны с начальными условиями движения определенными математическими соотношениями. Поэтому для расчета невозмущенной траектории КА достаточно иметь результаты измерений шести независимых навигационных параметров в один и тот же момент времени. Если с одного наземного пункта осуществляются одноразовые измерения, то такими параметрами могут быть, например, z , β , θ , \dot{z} , $\dot{\beta}$, $\dot{\theta}$. При использовании нескольких пунктов можно измерять по шесть, а лишь некоторые из параметров. Так, измеряя только дальность, необходимо иметь шесть пунктов, разнесенных на поверхности Земли.

Для расчета траектории КА в случае, когда возмущающие полет КА силы известны частично, минимально необходимое количество независимых измерений увеличивается. Так, при расчете движения низколетящего КА в число неизвестных вводится сила лобового сопротивления. Тогда минимально необходимое число измерений $m = \ell + \nu$, где ℓ — число уточняемых параметров.

С помощью радиосистем траекторных измерений производят точечные оценки навигационных параметров, которые даются в виде дискретного отсчета в конце временного интервала измерения. При оценке некоторого параметра q полную ошибку δq разделяют на две ошибки: систематическую $\Delta q = \overline{\delta q}$ и флюктуационную $\delta q' = \delta q - \Delta q$ (черта означает статистическое осреднение).

Систематическая ошибка уменьшается калибровкой измерительных средств НККИК, флюктуационная может быть уменьшена соответствующей обработкой сигналов.

Первичная обработка осуществляется в измерительных системах и заключается в оценке параметров радиосигнала. Вторичная — состоит в определении параметров траектории и осуществляется в КВЦ.

Промежуточная обработка заключается в подготовке результатов оценивания параметров радиосигнала к виду, удобному для вторичной обработки. Она может включать в себя пересчет параметров радиосигнала в навигационные параметры (например, пересчет измеренной частоты в радиальную скорость), раскрытие неоднозначности измерений, привязку их к реальному времени и отбраковку результатов отдельных измерений. Промежуточная обработка может проводиться на наземном измерительном пункте (НИП) и КВЦ. Проведение ее на НИП разгружает линии связи, но требует сложной аппаратуры.

Первичная обработка всегда сопровождается фильтрацией сигнала. При первичной и промежуточной обработке проводят дополнительное осреднение результатов.

Измерение дальности

При импульсном методе излучения дальность равна

$$D = c \tau,$$

где c — скорость света; τ — длительность прохождения радиосигнала от КА до НИП.

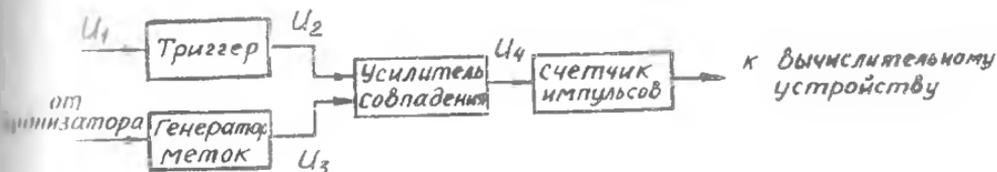
При этом важно точное знание момента времени посылки сигнала с борта КА и необходима стабильность генератора частоты $\varepsilon = 10^{-9} \text{ с}$.

более жесткие требования предъявляются при использовании переизлучен-
ния с КА. Тогда

$$\tau = \frac{cT}{2}$$

При этом засекается время излучения со станции и приема переиз-
лученного с КА сигнала.

Структурная схема измерения τ приведена на рис. 9.8.



Р и с. 9.8. Структурная схема измерения длительности прохождения радиосигнала

Использование принципа переизлучения позволяет снизить требова-
ние к стабильности работы устройств, формирующих импульсы до $\varepsilon = 10^{-5}$.

При непрерывном излучении дальность определяется также по запаз-
дыванию сигнала. Это делается по разности фаз излучаемого и принимае-
мого сигналов.

Если $\tau = \frac{1}{f}$, где f - частота излучаемого сигнала, то за
время τ фаза меняется на величину $\varphi = \frac{2\pi}{T} \tau$. Отсюда $D = \frac{cT}{2\pi} \varphi$.
Если ввести длину волны $\lambda_0 = cT$, то $D = \frac{\lambda_0}{2\pi} \varphi$. Отсюда следует,
что точность фазового метода зависит от длины волны измеряемого сиг-
нала. Если использовать радиоволны достаточно высокой частоты, то мож-
но получить весьма высокую точность измерения. Например, при $f =$
 $= 200$ мГц и ошибке измерения разности фаз $0,1^\circ$ погрешность изме-
рения дальности составит 7,5 см.

Измерение направлений

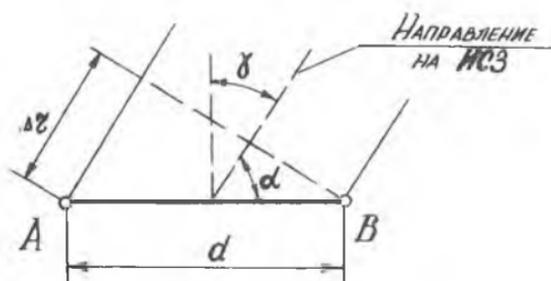
1. КА можно пеленговать по принципу следящей системы, повоора-
чивая антенну соответствующим образом (рис.9.9) и снимая показания с
датчиков системы подвеса антенны.

2. Фазовые угломерные системы включают в свой состав обычный
бортовой радиопередатчик. На Земле наибольшее практическое применение



Р и с. 9.9. Слежение за КА с помощью поворотной антенны

находят устройства, основанные на использовании радиоинтерференционных методов. Если расстояние до объекта значительно больше базы d (рис.9.10), то можно считать, что фронт приходящей волны является плоским и линии, соединяющие наземный пункт с КА, параллельны. Тогда



$$\Delta z = d \sin \gamma = d \cos \alpha.$$

Фазовый сдвиг колебаний сигналов, принятых на пунктах A и B , составит

$$\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} (z_1 - z_2) = \frac{2\pi}{\lambda} d \cos \alpha,$$

$$\alpha = \arccos \frac{\lambda}{2\pi d} \varphi.$$

Р и с.9.10. Фазовый метод измерения направления на КА

Пеленгатор с одной базой позволяет определить только один угол α . Для определения углового положения КА можно использовать пеленгатор с двумя взаимно перпендикулярными базами.

Измерение скоростей

Прямой метод основан на использовании эффекта Доплера частоты колебаний сигнала при удалении источника меньше, а при приближении больше по сравнению с частотой колебаний, воспринимаемых приемником при отсутствии относительной скорости источника излучения и приемника

$$f_1 = f_0 \left(1 \pm \frac{V_{КА}}{c} \right).$$

Полагая, что $\frac{f_D}{c} = \frac{1}{\lambda_0}$, $f_D = |f_0 - f_r|$ - частота Доплера, получим $f_D = \frac{V_{КА}}{\lambda_0}$ или $V_{КА} = \lambda_0 f_D$. При использовании переизлученного сигнала эффект Доплера проявляется дважды и тогда $V_{КА} = \frac{\lambda_0 f_D}{2}$.

Точность зависит, главным образом, от точности измерения сдвига частот. В системах с активным ответом точность измерения скорости может достигать 0,01 - 0,1 м/с.

Угловые скорости определяют дифференцированием измерений углов, но это требует весьма высокой точности измерений. Поэтому чаще используются многопунктовую систему измерений.

Наземные станции слежения за КА представляют собой достаточно сложные, уникальные и громоздкие сооружения, стоимость которых и эксплуатация достаточно дороги. Если же необходимо обеспечить круглопунктное наблюдение и определение параметров движения КА, то возникает необходимость развертывания станций слежения на территории других государств, либо на специально оборудованных кораблях. Увеличение количества одновременно работающих КА приводит к чрезвычайно большой нагрузке НККК.

10. АВТОНОМНЫЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ.

НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА КА

Автономная навигация КА

Развитие бортовых измерительных и вычислительных средств позволяет создавать автономные бортовые навигационные системы. К автономным системам навигации относятся:

- инерциальная система навигации,
- астроинерциальная система,
- автономная система навигации околоземных КА,
- ручная система навигации.

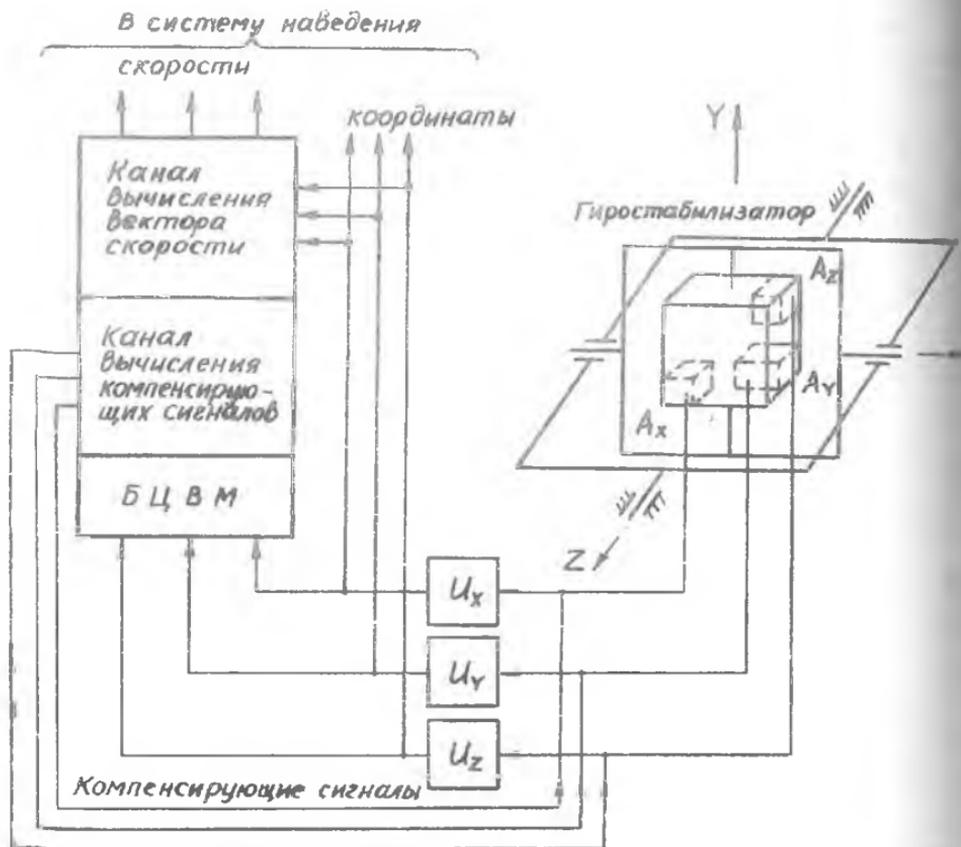
Инерциальная система навигации с автокомпенсацией ускорения силы тяжести используется на участках полета, где на КА, кроме гравитационных сил, действуют другие внешние силы (реактивные, аэродинамические и др.).

Принцип инерциальной навигации основан на измерении ускорений негравитационного характера, действующих на КА, и определении его

скорости и положения относительно осей некоторой системы координат с учетом начальных условий. Известно, что акселерометры не регистрируют ускорение КА при его движении в гравитационном поле. Чтобы учесть влияние гравитационных сил, при вычислении скорости КА используют принцип автокомпенсации ускорения от гравитационных сил путем вычисления соответствующих поправок.

В состав инерциальной системы с автокомпенсацией ускорений от гравитационных сил (рис. 10.1) входят:

гиростабилизированная платформа, реализующая на борту КА требуемую инерциальную систему отсчета;



Р и с. 10.1. Структурная схема инерциальной системы навигации с автокомпенсацией ускорения силы гравитации

три акселерометра, установленные на платформе и измеряющие проекции кажущегося ускорения КА в выбранной системе координат;

бортовая цифровая вычислительная машина, в которой интегрируются сигналы с акселерометров и вычисляется вектор состояния КА, а также компенсирующие сигналы от сил тяжести.

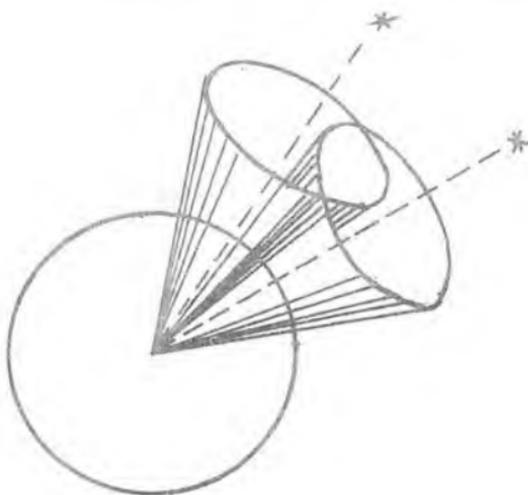
Погрешности в вычислении сигналов компенсации, ошибки в задании исходных данных, собственные уходы гиropлатформы приводят к неустойчивой работе системы и монотонному увеличению ошибки в решении навигационной задачи.

Уменьшению ошибки системы способствует периодическое уточнение положения гиropлатформы с помощью астроизмерительных средств (астрокоррекция).

Известны способы автономной навигации околоземных КА с использованием астросредств и радиовертикали - высотомера (рис.10.2). Использование каталога звезд на борту КА с их координатами в геоцентрической экваториальной системе координат, измерение угла, в вершине которого находится КА, между местной вертикалью и линией визирования звезды устанавливает положение КА на поверхности конуса с вершиной в центре Земли.

Второе угловое измерение, включающее также отклонения КА от местной вертикали и направления линии визирования другой звезды, устанавливает второй конус возможных положений КА с другой осью

и другим углом при вершине. Пересечение конусов дает две прямые линии, одна из которых является линией положения КА. На практике эту неопределенность в положении КА можно легко разрешить, поскольку линии положения обычно довольно широко разнесены и приближенного знания местоположения КА вполне достаточно, чтобы определить, какая из линий положения является истинной. Для определения расстояния до поверхности Земли используются измерения высоты. Чтобы при этом исключить влияние рельефа земной поверхности, измерения высоты необходимо проводить над морской поверхностью.

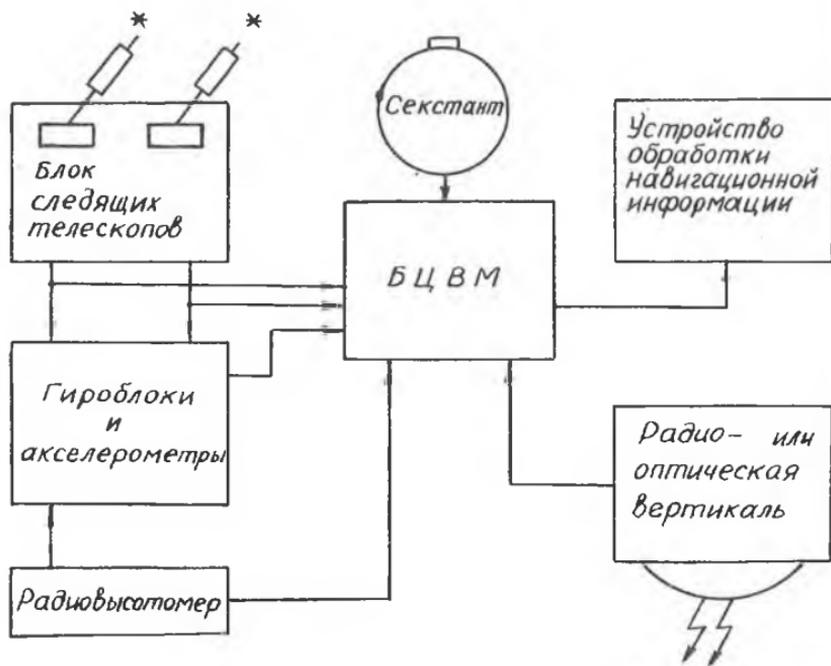


Р и с.10.2.Способ определения положения ИСЗ методом навигационной засечки

Радиоастроинерциальная навигационная система пилотируемого КА (рис.Ю.3) состоит из четырех основных подсистем: инерциальной с гироскопическим построителем базовой системы координат (гироблоков), подсистемы астрокоррекции, радиоизмерителей и вычислительного устройства, как правило БЦВМ.

Оптическая система астроинерциального блока устанавливается обычно на стабилизированной платформе, в результате чего достигается более высокая точность определения навигационных параметров. Выставка платформы осуществляется по двум заранее выбранным навигационным звездам. Она может проводиться как в автоматическом режиме, так и космонавтом вручную. Наличие устройства отображения позволяет космонавту визуально отслеживать получаемую навигационную информацию, контролируя работу системы.

Для выполнения навигационных измерений, кроме звезд и горизонта Земли или Луны, могут быть использованы и наземные ориентиры с заранее известными координатами.



Р и с. Ю.3. Схема комплексной (радиоастроинерциальной) навигационной космической системы

Навигационное обеспечение КА

Для решения большинства задач космического полета необходимо знание точного положения КА в пространстве – параметров движения центра масс (ПДЦМ). Без знания ПДЦМ не могут быть решены целевые задачи КА, связанные с наведением бортовых устройств на наземные и небесные ориентиры, не могут быть рассчитаны параметры коррекции орбиты КА и данные для спуска с орбиты спускаемых элементов конструкции КА и т.п.

Задача определения ПДЦМ и их прогноза на заданные моменты времени и составляет содержание понятия навигационного обеспечения полета КА.

Решение навигационной задачи для КА осложняется наличием случайных возмущений движения центра масс КА за счет действия случайных факторов, точные значения которых неизвестны и учесть которые, следовательно, можно лишь приближенным методом. Основные из этих случайных возмущений для низкоорбитальных КА – случайные вариации плотности верхних слоев атмосферы, связанные с изменением солнечной активности, неучитываемые возмущения силы тяготения Земли из-за неточности описания поля тяготения и т.п.

Таким образом, если даже в какой-то начальный момент времени ПДЦМ КА известны абсолютно точно, то через некоторое время они могут быть известны уже со случайной ошибкой, определяемой действиями на интервале $t - t_0$ упомянутых случайных факторов.

Поскольку ошибка знания ПДЦМ должна быть ограничена из условий заданной точности решения целевых задач КА, то возникает задача о непрерывном (или, по крайней мере, периодическом) определении ПДЦМ.

Проводя измерения элементов траектории КА наземными (бортовыми) радиотехническими или оптическими средствами, можно определить ПДЦМ КА на момент окончания траекторных измерений. Проводя эти измерения многократно, можно соответственно многократно определять ПДЦМ КА для ряда дискретных значений времени (моментов проведения измерений).

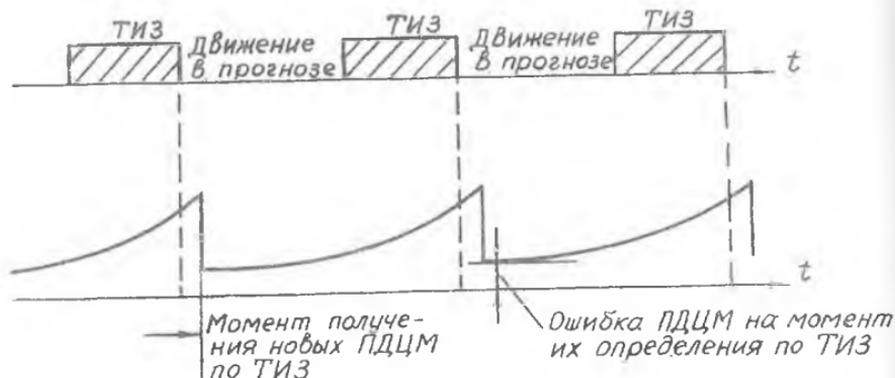
Для того чтобы иметь ПДЦМ на любой заданный момент времени, необходимо либо непрерывно проводить измерения навигационных параметров, либо иметь модель движения центра масс КА, позволяющую с необходимой точностью прогнозировать ПДЦМ на интервалах между траекторными измерениями.

При этом выбор модели движения и проверка ее адекватности натурным условиям осуществляются на основании тех же самых измерений тра-

екторных параметров путем анализа расхождения ПДЦМ КА, полученных прогнозированием по модели движения на момент проведения измерений, с полученными по результатам траекторных измерений.

В ряде случаев можно по результатам траекторных измерений уточнять параметры модели движения, связанные с действием случайных факторов, точное значение которых перед запуском КА неизвестно (например, текущая фактическая плотность верхних слоев атмосферы).

Таким образом, типовая навигационная схема полета КА состоит из участков движения "в прогнозе" и участков проведения траекторных измерений и изображена на рис. Ю.4.



Р и с. Ю.4. Временная диаграмма уточнения ПДЦМ КА

Там же приведен график изменения во времени ошибки знания навигационных параметров (изменение во времени ошибки вдоль орбиты).

Ошибка знания навигационных параметров образуется вследствие неточной модели движения и невозможности точного предсказания действия ряда случайных факторов, а также из-за ошибки измерений.

Ошибки определения ПДЦМ на момент окончания траекторных измерений связаны, в основном, с инструментальными ошибками средств измерений, а также методическими ошибками обработки измерений.

Периодичность проведения траекторных измерений обусловлена величиной допустимых ошибок знания ПДЦМ и ограничениями, вытекающими из принятых для измерений средств. Например, если измерения осуществлять с НИИ, то обязательно имеются перерывы между смежными участками измерений в тех случаях, когда КА находится вне "видимости" НИИ.

Если движение КА описать системой дифференциальных уравнений, то знание начальных условий этой системы (начального состояния) и ее

коэффициентов (параметров) обеспечивает определение ПДМ на будущие или прошедшие моменты времени. Оценка начальных условий (начального состояния) производится по результатам измерений.

Уже говорилось о том, что необходимо оценивать по результатам измерений не только вектор начального состояния, но и ряд параметров модели, принимающих случайные в течение полета КА значения. При этом для того, чтобы эта оценка имела смысл, на интервале между траекторными измерениями, основываясь на априорной информации, можно предположить постоянство этих уточняемых параметров модели.

В основе предлагаемых ниже методов лежит также предположение об относительной малости возмущающих неучитываемых в модели сил, действующих на КА, что позволяет провести линеаризацию соответствующих уравнений движения центра масс КА. Это предположение, базирующееся на априорной информации, позволяет существенно упростить решение навигационной задачи.

Вообще следует отметить большую, если не решающую, роль, которую играет правильное использование априорной информации об объекте управления в решении задачи оценивания начального состояния и в определении параметров и структуры математической модели объекта.

Это связано со сложностью решения задачи в общей постановке и возможностью существенных упрощений в частных случаях.

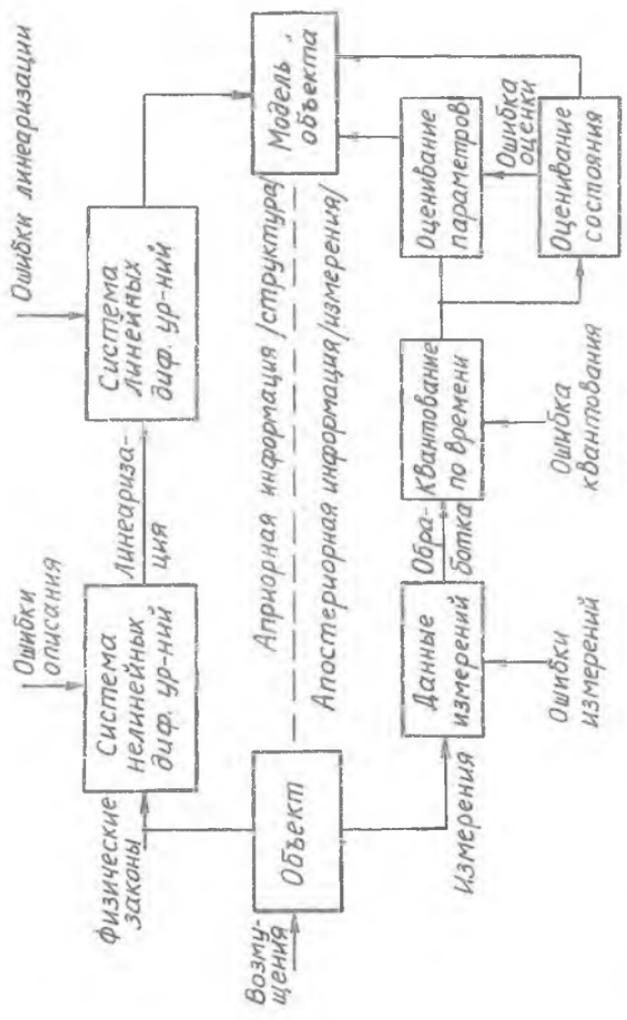
На рис. Ю.5 показана связь между априорной и апостериорной информацией при решении рассматриваемой задачи оценивания параметров состояния динамической системы по результатам измерений.

Однако только определением начального состояния КА путем математической обработки результатов измерений не исчерпывается круг стоящих проблем. Имеются еще по крайней мере две крупные задачи, которые необходимо решать в процессе навигационного обеспечения. Это выбор состава измеряемых параметров и планирование измерений в пространстве и времени. Решения обеих задач оптимизируются по критерию максимальной точности определения параметров орбиты.

Состав измеряемых параметров, естественно, должен обеспечить наблюдаемость начального состояния КА.

Таким образом, задача навигационного обеспечения полета КА состоит из следующих задач:

- а) выбор состава измеряемых навигационных параметров;
- б) оптимальное планирование траекторных измерений;
- в) проведение траекторных измерений;
- г) обработка траекторных измерений и оценивание начального состояния КА;



Р и с. 10.5. Связь априорной и апостериорной информации при решении задачи оценивания параметров состояния динамической системы

д) прогнозирование ПДЦМ.

Кроме того, в большинстве случаев при навигационном обеспечении необходимо решать задачи:

наведение оптических устройств или антенн радиотехнических устройств на внешние навигационные ориентиры (на борту КА) или на КА (с наземных станций);

автосопровождение ориентиров или КА оптическими и радиотехническими средствами в процессе траекторных измерений.

В заключение необходимо сказать о широком применении в последнее время измерений дальности и скорости изменения дальности относительно навигационных ИСЗ, параметры орбит которых известны с высокой точностью.

Успешно развиваются также так называемые корреляционно-экстремальные методы навигации, основанные на сравнении в бортовой ЦВМ изображений подспутниковой поверхности, полученных оптическими либо радиометодами, с картами местности, хранящимися в памяти БЦВМ, и уточнении местоположения по результатам этого сравнения.

II. ОЦЕНИВАНИЕ СОСТОЯНИЯ И ФИЛЬТРАЦИЯ

В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ КА

Динамическая система (ДС) изменяет свое состояние под действием управляющих и возмущающих воздействий. Поведение динамической системы характеризуется переменными состояниями. Совокупность переменных состояний может быть представлена в виде вектора состояния

$$\vec{x}(t) = \begin{pmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \\ \vdots \\ x_n(t) \end{pmatrix}.$$

Вектор состояния ДС можно определить как наименьший набор переменных состояния в момент времени t , по которым можно предсказать поведение ДС в любой другой момент времени $t_1 > t$.

В частности, движение центра масс КА можно определить однозначно шестипараметрическим вектором в геоцентрической инерциальной системе координат (вектором ПДЦМ)

$$\bar{x}(t) = \begin{vmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \\ v_x(t) \\ v_y(t) \\ v_z(t) \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{vmatrix},$$

где $x, y, z (x_1, x_2, x_3)$ - компоненты радиуса-вектора ЦМ КА;
 $v_x, v_y, v_z (x_4, x_5, x_6)$ - компоненты вектора скорости ЦМ КА.

Часто переменные состояния недоступны прямому измерению и контролю. Например, переменные состояния КА. Поэтому говорят о векторе наблюдаемых переменных, которые можно измерять, записывать и т.п. Для КА это, например, дальность до НШ, угол азимута и места следящей антенны и т.п.

$$z(t) = \begin{vmatrix} z_1(t) \\ z_2(t) \\ \vdots \\ z_n(t) \end{vmatrix}.$$

Уравнения состояния и наблюдения

Поведение ДС можно описать системой дифференциальных векторно-матричных уравнений. Так, математическая модель линеаризованной нестационарной системы может быть записана в виде

$$\dot{\bar{x}}(t) = A(t)\bar{x}(t) + B(t)\bar{w}(t) \text{ при } \bar{x}(t_0) = \bar{x}_0, \quad (\text{II.1})$$

где $\bar{x}(t)$ - n - мерный вектор состояния ДС;

$\bar{w}(t)$ - z - мерный вектор случайных возмущающих воздействий;

$A(t)$ - квадратная ($n \times n$) матрица коэффициентов, определяющая динамику системы;

$B(t)$ - матрица ($n \times z$), определяющая динамику возмущающих воздействий.

К такой системе уравнений можно привести систему дифференциальных уравнений, описывающих отклонения ПДДМ КА относительно опорной траектории.

Измерения или наблюдения характеризуются линеаризованным уравнением

$$\bar{z}(t) = C(t) \cdot \bar{x}(t) + D(t) \bar{v}(t),$$

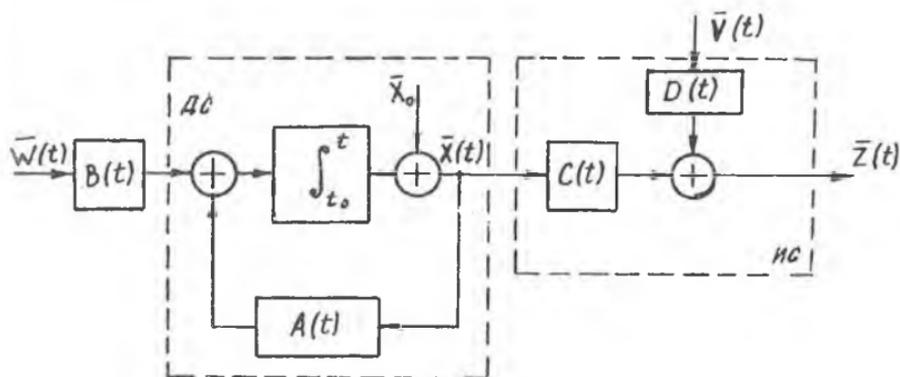
где $\bar{z}(t)$ - m - мерный вектор измеряемых параметров;

$\bar{v}(t)$ - p - мерный вектор шумов измерений;

$C(t)$ - измерительная матрица размерности $m \times n$, характеризующая связь между параметрами состояния и наблюдения;

$D(t)$ - матрица влияния шумов измерений размерности $m \times p$.

Векторные процессы $\bar{v}(t)$ и $\bar{w}(t)$ представляют собой шумы с определенными статистическими характеристиками. Схема моделей ДС и измерительной системы (ИС), образующих модель наблюдения, приведена на рис. II.1.



Р и с. II.1. Структурная схема динамической и измерительной систем

Вектор состояния $\bar{x}(t)$ определяется решением векторно-матричного уравнения (II.1) в виде

$$\bar{x}(t) = \Phi(t, t_0) \cdot \bar{x}(t_0) + \int_{t_0}^t \Phi(t, \tau) \cdot B(\tau) \cdot \bar{w}(\tau) d\tau,$$

где $\Phi(t, t_0)$ - фундаментальная матрица, являющаяся решением уравнения

$$\frac{d\Phi(t, t_0)}{dt} = A(t) \cdot \Phi(t, t_0);$$

$\Phi(t_0, t_0) = E$ - единичная матрица.

Пространство состояния и модели дискретных систем

Статистическая обработка информации предполагает техническую реализацию ее на базе цифровых ЭВМ. В связи с этим большое значение приобретают рекуррентные методы статистической обработки дискретной информации.

Математическое описание дискретных систем проводится в рамках разностных или рекуррентных уравнений, которые тесно связаны с соответствующими дифференциальными уравнениями.

Уравнения состояния дискретной ДС записываются следующей векторно-матричной системой разностных уравнений:

$$\bar{x}(t_{k+1}) = \Phi(t_{k+1}, t_k) \cdot \bar{x}(t_k) + \Gamma(t_k) \bar{w}(t_k),$$

где $\bar{x}(t_k) - n$ - мерный вектор состояния в момент t_k ;

$\bar{w}(t_k) - z$ - мерный вектор возмущений;

$\Phi(t_{k+1}, t_k)$ - переходная матрица состояния размерности $n \times n$;

$\Gamma(t_k)$ - матрица возмущений размерности $n \times z$.

Наблюдаемый сигнал в момент t_k

$$\bar{z}(t_k) = C(t_k) \bar{x}(t_k) + D(t_k) \cdot \bar{v}(t_k),$$

где $\bar{z}(t_k) - m$ - мерный вектор наблюдаемых параметров;

$\bar{v}(t_k) - p$ - мерный вектор шумов измерений;

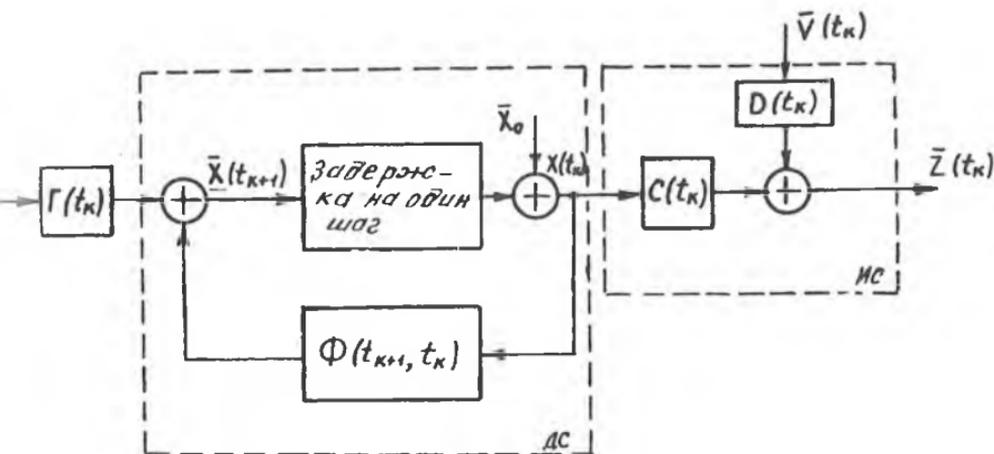
$C(t_k)$ - матрица измерений.

Векторные процессы $\bar{w}(t_k)$ и $\bar{v}(t_k)$ - случайные коррелированные последовательности с нулевым математическим ожиданием и определенными ковариационными матрицами.

Матрица $\Phi(t_{k+1}, t_k)$ определена через матрицу A непрерывной системы уравнением

$$\frac{d\Phi(t)}{dt} = A(t) \cdot \Phi(t), t_k \leq t \leq t_{k+1}.$$

Модель наблюдения дискретной системы представлена на рис. II.2.



Р и с. II.2. Модель наблюдения дискретной системы

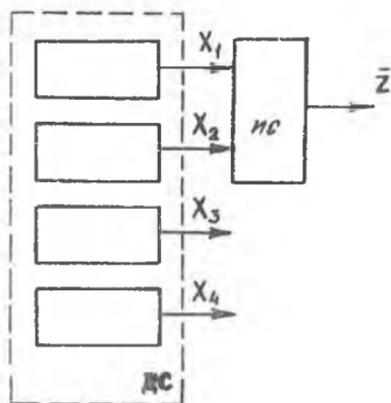
Задачи наблюдения и фильтрации

Объект называется наблюдаемым, если по измерениям выходного сигнала можно определить его состояние.

В связи с этим определением следует отметить важность содержания в измеренных параметрах информации о том, что происходит "внутри объекта", каково его состояние. Очевидно, что условия наблюдаемости связаны со структурой измерений (матрица C) и структурой самой системы (матрица Φ или A непрерывного случая).

Можно легко представить себе случай, когда измерения не дают информации о части компонент вектора состояния.

Например, динамическая система \mathcal{D} имеет структуру, приведенную на рис. II.3.



Р и с. II.3. Модель не полностью наблюдаемой динамической системы

$m = n$, так как в этом случае очевидно, что для любого момента времени возможно по измерениям $\bar{z}(t)$ определить $\bar{x}(t)$:

$$\bar{x}(t) = C^{-1}(t) \cdot \bar{z}(t).$$

Однако эта ситуация практически не имеет места и в большинстве случаев вообще невозможно иметь квадратную невырожденную матрицу измерений, так как не все переменные состояния можно непосредственно измерить.

Для общего случая неквадратной матрицы $C(t)$ по наблюдениям в какой-то момент времени невозможно определить вектор состояния $\bar{x}(t)$. В этом случае рядом последовательных в моменты t_0, t_1 и т.д. значений сигнала $\bar{z}(t)$ при определенных свойствах матриц $C(t)$ и $\Phi(t)$ можно определить вектор начального состояния $\bar{x}(t_0)$. Физически это означает, например, что для определения четырех внутривсплошностных параметров движения КА по орбите необходимо измерить высоту полета КА над Землей в 4 точках, т.е. получить 4 уравнения с 4-мя неизвестными.

Получим условия наблюдаемости для простейшего случая постоянства матриц C и Φ . Ставится задача по последовательным из-

Состояние каждой из подсистем характеризуется координатой x_i . Тогда никакими измерениями измерительной системы, имеющей структуру, приведенную на рис. II.3, невозможно определить полный вектор состояния из-за недоступности для измерений координат x_3 и x_4 .

Будем говорить о задаче наблюдения, если возмущениями и ошибками измерений можно пренебречь. В противном случае будем говорить о задаче фильтрации.

Решение задачи наблюдения тривиально, если матрица составов измерений $C(t)$ квадратная и невырожденная, что возможно при

мерениям $\bar{z}(t_0), z(t_1), \dots, \bar{z}(t_{n-1})$ определить $\bar{x}(t_0)$
 Мы все (ошибки измерений и возмущения полагаем равными нулю)

$$\bar{y}(t_0) = C\bar{x}(t_0),$$

$$\bar{y}(t_1) = C\bar{x}(t_1) = C\Phi\bar{x}(t_0),$$

$$\bar{y}(t_2) = C\bar{x}(t_2) = C\Phi^2\bar{x}(t_0),$$

$$\bar{y}(t_{n-1}) = C\bar{x}(t_{n-1}) = C\Phi^{n-1}\bar{x}(t_0).$$

Объединим векторы наблюдений в матрицу, транспонируя ее.
 Получим

$$\begin{vmatrix} \bar{y}^T(t_0) \\ \bar{y}^T(t_1) \\ \dots \\ \bar{y}^T(t_{n-1}) \end{vmatrix} = \bar{x}^T(t_0) = C^T \begin{vmatrix} \Phi^T C^T \\ \dots \\ \Phi^{T(n-1)} C^T \end{vmatrix}.$$

Отсюда следует, что вектор $\bar{x}(t_0)$ может быть определен и
 система наблюдаема, если матрица

$$\begin{vmatrix} C^T \\ \Phi^T C^T \\ \dots \\ \Phi^{T(n-1)} C^T \end{vmatrix}$$

имеет ранг n и, следовательно, существует обратная ей матрица

$$\begin{vmatrix} C^T \\ \Phi^T C^T \\ \dots \\ \Phi^{T(n-1)} C^T \end{vmatrix}^{-1}.$$

Рассмотрим теперь задачу наблюдения в условиях помех - задачу
 фильтрации.

Решение уравнений системы имеет вид

$$\bar{x}(t_k) = \Phi(t_k, t_0)\bar{x}_0 + \bar{U}_{t_0}^{t_k},$$

$$\text{где } \bar{U}_{t_0}^{t_k} = \sum_{i=1}^{k-1} \Phi(t_k, t_i) \Gamma(t_i) \bar{w}(t_i).$$

$$\bar{x}(t_k) = C(t_k)\bar{x}(t_k) + D(t_k)\bar{v}(t_k).$$

После подстановки имеем

$$\bar{x}(t_k) = C(t_k)\Phi(t_k, t_0)\bar{x}_0 + C(t_k)\bar{u}_{t_0}^{t_k} + D(t_k)\bar{v}(t_k),$$

или

$$\bar{x}(t_k) = \psi(t_k)\bar{x}_0 + \bar{v}_S(t_k),$$

где $\psi(t_k) = C(t_k) \cdot \Phi(t_k, t_0)$,

$$\bar{v}(t_k) = D(t_k)\bar{v}(t_k) + C(t_k)\bar{u}_{t_0}^{t_k}.$$

Статистические характеристики обобщенного шума $\bar{v}_S(t_k)$ (шум модели ДС и шума измерений) считаем известными.

Предположим, что измерения производятся в ряд моментов времени t_k при $k=0, \dots, p$. Тогда, вводя в рассмотрение векторы

$$\bar{x} = |\bar{x}(t_0) | \bar{x}(t_1) | \dots | \bar{x}(t_p)|,$$

$$\bar{v}_S = |\bar{v}_S(t_0) | \bar{v}_S(t_1) | \dots | \bar{v}_S(t_p)| \text{ и матрицу}$$

$$\psi = |\psi(t_0) | \psi(t_1) | \dots | \psi(t_p)|, \text{ имеем фундаментальное}$$

векторно-матричное выражение

$$\bar{x} = \psi \bar{x}_0 + \bar{v}_S. \quad (\text{II.2})$$

Полученное выражение лежит в основе всех существующих методов оценивания вектора состояния \bar{x}_0 . Сущность этих методов состоит в минимизации влияния обобщенного шума системы (шума модели и шума измерений).

Не претендуя на полноту, сформулируем все же некоторые основные принципы классификации методов оценивания вектора состояния \bar{x}_0 :

- 1) по характеру вычислительной процедуры: обработка всей совокупности измерений или последовательная обработка измерений - процедура рекуррентного типа;
- 2) по наличию или отсутствию априорной информации об \bar{x}_0 ;
- 3) по наличию или отсутствию априорной информации о статистических характеристиках (законе распределения) шума \bar{v}_s .

Применение рекуррентных алгоритмов фильтрации целесообразно в системах управления в тех случаях, когда:

требуется оперативное решение задачи определения состояния системы в темпе поступления измерительной информации;

имеются ограничения по объему накапливаемой для совместной обработки измерительной информации, так как рекуррентные алгоритмы позволяют оперировать лишь с небольшим объемом информации, в том числе и на последних этапах;

система описывается линейной (линеаризуемой) моделью;

измерительная информация может содержать лишь незначительное количество аномальных измерений, так как измерительная информация в процессе обработки рекуррентным алгоритмом "забывается", что крайне затрудняет отбраковку аномальных измерений (при совместной обработке всего объема информации такая отбраковка легко осуществляется),

В практике навигационного обеспечения КА сложилась ситуация, когда для автономных систем навигации (средствами БКУ) используются рекуррентные алгоритмы фильтрации в основном из-за ограничений на объемы запоминаемой информации в БЦВМ. Для систем навигации средствами НКУ используются, как правило, алгоритмы фильтрации, оперирующие полной выборкой измеренной информации.

12. МЕТОД ОЦЕНИВАНИЯ СОСТОЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Наиболее распространенными в теории оценивания являются:

- 1) оценки по методу наименьших квадратов,
- 2) марковские оценки,
- 3) оценки максимального правдоподобия,
- 4) байесовские оценки.

Эти оценки приведены в порядке возрастания априорной информации, используемой в них.

При оценивании методом наименьших квадратов предполагается, что динамика объекта может быть аппроксимирована выбранной моделью. При получении марковских оценок дополнительно считается известной корреляционная матрица шума измерений. Для вычисления оценок максимального правдоподобия необходимо знать априорную плотность вероятности измеренного шума. Байесовские оценки предусматривают знание априорных плотностей вероятности неизвестных параметров и величин штрафа за ошибки.

Оценки I-3 можно рассматривать как частные случаи байесовских оценок с меньшим объемом априорной информации.

Метод наименьших квадратов

Рассмотрим основные положения метода наименьших квадратов, учитывая его широкое применение. В соответствии с выражением (II.2) можно записать выражение для измеренного вектора

$$\tilde{z} = \psi \hat{x}_0 + \bar{v}_\Sigma,$$

где \hat{x}_0 - оценка начального состояния \bar{x}_0 .

Запишем невязку между измеренным \tilde{z} и расчетным \bar{z} векторами, которую обозначим $\bar{\Delta}$:

$$\bar{\Delta} = \bar{z} - \bar{v}_\Sigma - \psi \hat{x}_0.$$

В скалярном виде

$$\Delta_i = z_i - v_{\Sigma i} - \sum_{j=1}^n \psi_{ij} \hat{x}_{0j}.$$

Составим сумму квадратов невязок

$$F = \sum_{i=1}^N (z_i - v_{\Sigma i} - \sum_{j=1}^n \psi_{ij} \hat{x}_{0j})^2,$$

где $N = m(p+1)$ - число измерений.

Выберем оценки \hat{x}_{0j} , обеспечивающие минимум суммы квадратов невязок, для чего приравняем нулю частные производные $\frac{\partial F}{\partial \hat{x}_{0j}}$:

$$\frac{\partial F}{\partial \hat{x}_{0j}} = \sum_{i=1}^N (z_i - v_{\Sigma i} - \sum_{j=1}^n \psi_{ij} \hat{x}_{0j}) (-\psi_{ij}) = 0, \quad j=1, \dots, n,$$

или, переписывая, имеем систему так называемых нормальных уравнений

$$\hat{x}_{01} \sum_{i=1}^N \psi_{i1} \psi_{i1} + \hat{x}_{02} \sum_{i=1}^N \psi_{i1} \psi_{i2} + \dots + \hat{x}_{0n} \sum_{i=1}^N \psi_{i1} \psi_{in} = \sum_{i=1}^N \psi_{i1} (z_i - v_{\Sigma i}),$$

$$\dots$$

$$\hat{x}_{01} \sum_{i=1}^N \psi_{in} \psi_{i1} + \hat{x}_{02} \sum_{i=1}^N \psi_{in} \psi_{i2} + \dots + \hat{x}_{0n} \sum_{i=1}^N \psi_{in} \psi_{in} = \sum_{i=1}^N \psi_{in} (z_i - v_{\Sigma i}).$$

Решение этой совместной системы уравнений (число уравнений равно числу неизвестных, даже если число измерений превышает число неизвестных) определяет оценки \hat{x}_{0j} ($j=1, \dots, n$).

Гораздо более компактно эти уравнения записываются в матричной форме

$$q \hat{x}_0 = \bar{s}, \quad (12.1)$$

где $q = \psi^T \cdot \psi,$

$$\bar{s} = \psi^T (\bar{z} - \bar{v}_{\Sigma}). \quad (12.2)$$

Из этого выражения следует, что

$$\hat{x}_0 = q^{-1} \bar{s}.$$

Или, подставляя (12.2) в (12.1), имеем

$$\hat{x}_0 = (\psi^T \cdot \psi)^{-1} \cdot \psi^T (\bar{z} - \bar{v}_{\Sigma}) = (\psi^T \cdot \psi)^{-1} \cdot \psi^T \bar{z} - (\psi^T \cdot \psi)^{-1} \cdot \psi^T \bar{v}_{\Sigma}.$$

Но из уравнения наблюдения следует, что (при отсутствии шумов)

$$\bar{x} = \psi \bar{x}_0,$$

где \bar{x}_0 - идеальный (или истинный) вектор начального состояния.

$$\text{Тогда } \hat{\bar{x}}_0 = (\psi^T \psi)^{-1} (\psi^T \psi) \bar{x}_0 - (\psi^T \psi)^{-1} \psi^T \bar{v}_S$$

или

$$\hat{\bar{x}}_0 = \bar{x}_0 - (\psi^T \psi)^{-1} \psi^T \bar{v}_S.$$

Таким образом, оценка вектора начального состояния $\hat{\bar{x}}_0$ отличается от идеального вектора начального состояния, полученного при отсутствии шумов и возмущений на величину, пропорциональную \bar{v}_S .

Из данного выражения можно записать вектор ошибки оценивания состояния по методу наименьших квадратов

$$\Delta \hat{\bar{x}}_0 = \hat{\bar{x}}_0 - \bar{x}_0 = -(\psi^T \psi)^{-1} \psi^T \bar{v}_S.$$

Если обобщенный шум \bar{v}_S имеет нулевое математическое ожидание, то математическое ожидание ошибки оценивания также равно нулю, т.е. математическое ожидание оценки вектора состояния совпадает с самим вектором состояния.

В общем же случае

$$M \hat{\bar{x}}_0 = M \bar{x}_0 - M [(\psi^T \psi)^{-1} \psi^T \bar{v}_S],$$

где M - операция математического ожидания.

При наличии систематических ошибок измерений имеет место ошибка оценивания в соответствии с этим выражением. То же самое справедливо для систематических возмущений, действующих на КА. Таким образом,

систематические ошибки измерений либо систематические составляющие возмущений, действующих на КА, не фильтруются и приводят к искажению в определении вектора состояния КА.

В подобных случаях правильный выход заключается в том, чтобы систематические составляющие возмущений и шумов измерений определять по результатам измерений, пользуясь их избыточностью. Иными словами, необходимо расширять вектор состояния системы за счет включения в него систематических возмущений и систематических составляющих шума измерений.

Наблюдающее устройство в виде модели с обратной связью

Рассмотрение рекуррентных методов оценивания состояния динамической системы целесообразно начать с описания наблюдающего устройства в виде модели с обратной связью по ошибке измеряемых параметров.

Схема динамической, измерительной систем и наблюдающего устройства (для непрерывного случая) представлена на рис. 12.1.

Здесь \hat{x} - оценка вектора состояния, получаемая наблюдающим устройством;

$K(t)$ - матричный коэффициент усиления по величине ошибки измерений

$$\Delta \bar{x}(t) = \bar{x}(t) - C(t) \hat{x}(t).$$

Наблюдающее устройство подобной структуры при определенном выборе матричного коэффициента усиления обеспечивает по мере поступления информации $\bar{x}(t)$ приближение оценки $\hat{x}(t)$ к вектору состояния системы $\bar{x}(t)$.

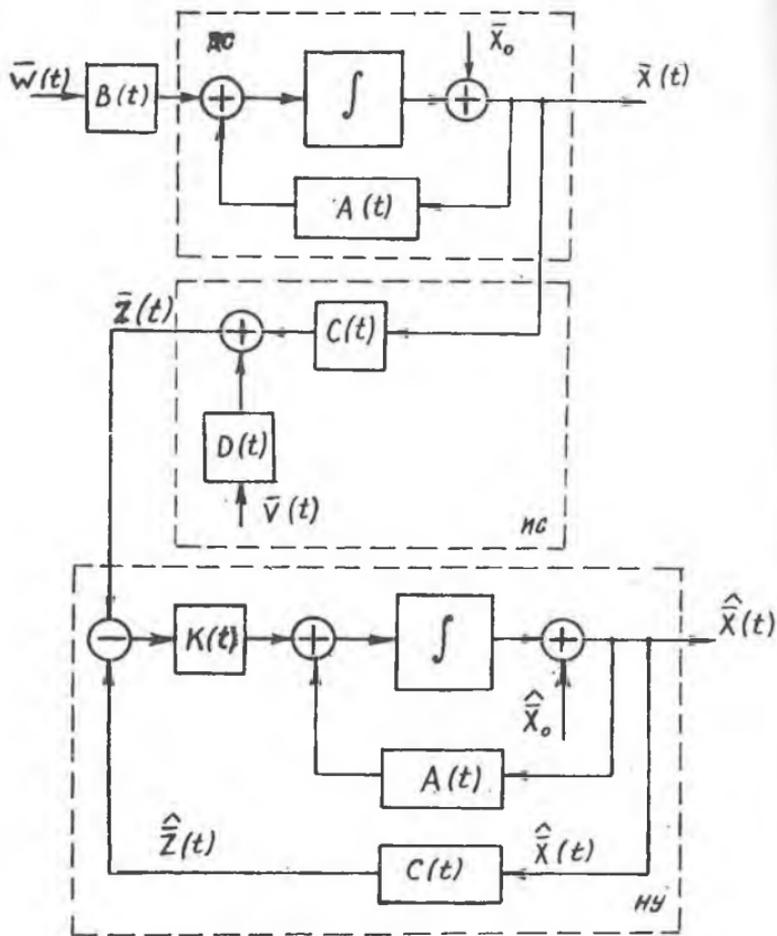
Задачу наблюдения, как и ранее, будем рассматривать без учета шумов модели $\bar{w}(t)$ и шумов измерений $\bar{v}(t)$.

Тогда из модели наблюдающего устройства

$$\dot{\hat{x}}(t) = A(t) \hat{x}(t) + K(t) [\bar{x}(t) - C(t) \hat{x}(t)],$$

уравнения исходной динамической системы

$$\dot{\bar{x}}(t) = A(t) \bar{x}(t)$$



Р и с. 12.1. Схема наблюдающего устройства с обратной связью по ошибке измеряемых параметров

и уравнения наблюдения $\bar{z}(t) = C(t)\bar{x}(t)$ следует:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= A(t)\hat{x}(t) + K(t)[C(t)\bar{x}(t) - C(t)\hat{x}(t)], \\ \dot{\bar{x}}(t) &= A(t)\bar{x}(t). \end{aligned} \right\} (12.3)$$

Обозначим разность между вектором состояния $\bar{x}(t)$ и его оценкой $\hat{x}(t)$ знаком $\Delta\bar{x}(t)$:

$$\Delta\bar{x}(t) = \bar{x}(t) - \hat{x}(t).$$

Вычитая из второго уравнения (12.3) первое, имеем дифференциальное уравнение относительно $\Delta\bar{x}(t)$ - вектора ошибки оценивания состояния системы

$$\Delta\dot{\bar{x}}(t) = [A(t) - K(t)C(t)]\Delta\bar{x}(t).$$

Это выражение легко исследуется в стационарном случае. Если корни характеристического уравнения $|A - K \cdot C| = 0$ имеют отрицательные действительные части, то с течением времени (при $t \rightarrow \infty$)

$$\hat{x}(t) \rightarrow \bar{x}(t), \text{ а } \Delta\bar{x}(t) \rightarrow 0.$$

Выбирая матричный коэффициент усиления $K(t)$ соответствующим образом, можно добиться выполнения условия устойчивости для $\Delta\bar{x}(t)$ даже в случае, когда матрица A не обладает этим свойством.

Фильтрующее устройство в виде модели с обратной связью. Фильтр Калмана-Бьюси

Задачу фильтрации помех можно решить фильтрующим устройством рассмотренной структуры.

Аналогичные полученным в предыдущем разделе соотношения имеют вид

$$\dot{\hat{x}}(t) = A(t)\hat{x}(t) + K(t)[C(t)\bar{x}(t) - C(t)\hat{x}(t)] + K(t)D\bar{v}(t),$$

$$\dot{\bar{x}}(t) = A(t)\bar{x}(t) + B(t)\bar{w}(t).$$

Уравнение для вектора ошибки оценивания имеет вид

$$\Delta \dot{\bar{x}}(t) = [A(t) - K(t)C(t)]\Delta \bar{x}(t) + B(t)\bar{w}(t) - K(t)D\bar{v}(t).$$

Отсюда для квазистационарного случая при отрицательных действительных частях характеристического уравнения $|A - KC| = 0$ после затухания переходных процессов ($\Delta \dot{\bar{x}}(t) = 0$).

Ошибка оценивания

$$\Delta \bar{x}(t) = [A - KC]^{-1} [KD\bar{v}(t) - B\bar{w}(t)].$$

Статистические характеристики ошибки оценивания при фильтрации определяются статистическими характеристиками шумов объекта и измерений и величиной матричного коэффициента усиления $K(t)$.

Специальная процедура выбора $K(t)$, исходя из минимизации среднеквадратической ошибки $[\bar{x}(t) - \hat{x}(t)]^2$, определяет так называемый фильтр Калмана - Бьюси.

Вывод выражения для оптимального матричного коэффициента усиления достаточно сложен и здесь не приводится. Заметим лишь, что для его вычисления необходимо знать корреляционную матрицу шума измерений.

Статистические ошибки шума измерений, как уже говорилось, приводят к смещению (искажению) оценки начального состояния. Выход здесь один - расширять вектор состояния за счет систематических ошибок и определять их в процессе фильтрации результатов измерений.

Библиографический список

Г. А р т ю х и н Ю.П., К а р г у Л.И., С и м а е в В.Д. Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М.: Машиностроение, 1979. 296 с.

2. Б е л я е в Н.М., Б е л и к Н.П., У в а р о в Е.И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. М.:Машиностроение, 1979. 230 с.
3. К о ч е т к о в В.И. Системы астрономической ориентации космических аппаратов. М.:Машиностроение, 1980. 231 с.
4. Р а з ы г р а е в А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учеб.пособие для втузов. 2-е изд.перераб. и доп. М.:Машиностроение, 1990. 475 с.
5. Р а у ш е н б а х Б.в., Т о к а р ь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 598 с.
6. Р а х т е е н к о Е.Р. Гироскопические системы ориентации. М.: Машиностроение, 1989. 227 с.
7. Сетевые спутниковые радионавигационные системы /Под ред. И.П.Д м и т р и е в а и В.С.Ш е б ш а е в и ч а. М.:Радио и связь, 1982. 431 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

1. Задачи, решаемые системами управления КА различных классов. Автоматизированная система управления КА, включающая бортовой и наземный комплексы.....	4
2. Состав и классификация систем управления ориентацией. Задачи проектирования и исследования систем управления.....	II
3. Датчики и измерительные устройства систем ориентации. Основные режимы ориентации.....	17
4. Гироорбита. Нахождение (определение) плоскости орбиты.....	25
5. Принципы астроориентации космического аппарата. Классификация систем астроориентации. Астрономические ориентиры и характеристики астродатчиков.....	38
6. Системы астроориентации и астрокоррекции.....	47
7. Исполнительные органы.....	56
8. Основные типы, характеристики и критерии качества гиросиловых стабилизаторов.....	68
9. Космическая навигация. Навигационные измерения....	77
10. Автономные системы навигации. Навигационное обеспечение полета космических аппаратов.....	89
11. Оценивание состояния и фильтрация в задачах управления космических аппаратов.....	97
12. Методы оценивания состояния динамических систем...	105
Б и б л и о г р а ф и ч е с к и й с п и с о к	112

Б е л о в Юрий Вячеславович
Т и т о в Борис Александрович

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ЛЫТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Редактор Н. Д. Ч а й н и к о в
Техн. редактор Г. А. У с а ч е в а
Корректор Н. С. К у п р и я н о в а

Свод. тем. пл. № 44

Подписано в печать 22. 07. 92 г. Формат 60x84^I/16.
Бумага оберточная. Печать офсетная. Усл. печ. л. 6,74.
Усл. кр.-отт. 6,98. Уч.-изд. л. 6,84. Тираж 300 экз.
Заказ № 2875. Арт. С-24/92.

Самарский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Тип. им. В.П.Мяги Самарского полиграфического
объединения. 443099 Самара, ул. Венцева, 60.