

УДК 29.78.052(075.8)
ББК 39.66я73
А13

Серия основана в 2011 году

Рекомендовано ученым советом
факультета радиофизики и компьютерных технологий
29 июня 2010 г., протокол № 11

Рецензенты:
доктор технических наук, профессор *В. В. Голенков*;
кандидат физико-математических наук, доцент *И. Э. Хейдоров*

Абламейко, С. В.

А13 Малые космические аппараты : пособие для студентов факультетов радиофизики и компьют. технологий, мех.-мат. и геогр. / С. В. Абламейко, В. А. Саечников, А. А. Спиридонов. — Минск : БГУ, 2012. — 159 с. — (Аэрокосмические технологии).
ISBN 978-985-518-570-4.

Рассматриваются назначение и классификация космических аппаратов; основы механики космического полета; космический комплекс; малые космические аппараты (определение орбит, условия эксплуатации, бортовые системы и разработка).

Предназначено для студентов БГУ, обучающихся по специальности 1-31 04 04 «Аэрокосмические радиоэлектронные и информационные системы и технологии» и специализациям 1-31 04 02 05 «Спутниковые информационные системы и технологии», 1-31 03 02-04 03 «Динамика полета и управление движением летательных аппаратов», 1-31 02 01-05 «География (космоаэрокартография)».

УДК 29.78.052(075.8)
ББК 39.66я73

ISBN 978-985-518-570-4

© Абламейко С. В.,
Саечников В. А.,
Спиридонов А. А., 2012
© БГУ, 2012

ВВЕДЕНИЕ

На протяжении последних десятилетий аэрокосмические технологии оказывают нарастающее влияние на экономическое и социальное развитие государства и общества, находя широкое применение в связи, сельском и лесном хозяйстве, картографии и геодезии, геологоразведке, гидрометеорологии, на транспорте, для предотвращения и ликвидации чрезвычайных ситуаций. Аэрокосмические и ракетные системы являются ключевым звеном обеспечения безопасности государства.

В соответствии с Указами Президента Республики Беларусь № 464-ДСП от 22.10.2003 г. и № 609 от 22.12.2004 г. в настоящее время создается Белорусская космическая система дистанционного зондирования (БКСДЗ), которая рассматривается как основа космической отрасли Республики Беларусь.

В 2012 г. будет запущен первый белорусский космический аппарат дистанционного зондирования Земли (БКА), который обеспечит полное покрытие территории Беларуси космической съемкой. Одновременно с изготовлением спутника создан белорусский космический комплекс (БКК), состоящий из двух наземных комплексов — управления БКА и приема, обработки и распространения космической информации. Таким образом, белорусская сторона получит доступ к самостоятельному управлению своим космическим аппаратом.

Сейчас рассматривается вопрос о вхождении Беларуси в глобальную навигационную спутниковую систему ГЛОНАСС, продолжается выполнение союзных космических программ, многие из которых направлены на развитие и использование белорусского спутника. С 2011 г. начала действовать республиканская спутниковая система точного позиционирования, позволяющая опреде-

лять координаты объекта с точностью до 1–5 см по всей территории Беларуси.

Появление нового класса космических аппаратов позволяет перейти от грандиозных дорогостоящих космических проектов к недорогим и поэтому доступным самому широкому кругу государств и отдельных потребителей. Для Беларуси как небольшого государства малые космические аппараты, к которым относятся и БКА, являются реальной перспективой самостоятельного доступа к наиболее передовым космическим технологиям. Это позволит сформировать со временем собственную космическую отрасль, привлечь молодежь в сферу науки, техники и экономики страны, связанную с практическим использованием космических технологий.

1. НАЗНАЧЕНИЕ И КЛАССИФИКАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Космический аппарат (КА) — техническое устройство, используемое для выполнения разнообразных научно-исследовательских, промышленно-хозяйственных, военно-прикладных задач в космическом пространстве. Задачи, решаемые КА, определяют выбор орбиты, состав бортовой аппаратуры, способ ориентации, принципы организации связи с наземными пунктами и т. д. В настоящее время наиболее распространенными видами КА являются:

- КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ);
- навигационные КА;
- спутники связи, телевидения, телекоммуникационные;
- научно-исследовательские спутники;
- разведывательные и военные спутники.

Принципы построения этого многообразия КА различны. Один из способов сокращения экономических затрат, сроков создания и запуска КА — это их *унификация*, осуществляемая по отношению к определенному классу аппаратов. Поэтому определение основных отличительных признаков КА и проведение классификации по этим признакам — одна из важнейших задач при проектировании и разработке КА. Следует отметить, что в настоящее время ни одна из возможных классификаций КА не может считаться завершенной, окончательной и полной.

Как показано на рис. 1, космические аппараты могут различаться:

- по назначению;
- конструктивным признакам;
- типу исполнения;
- способу наблюдения;
- общей массе;
- аэродинамической схеме;
- типу двигательной установки;
- наличию экипажа;
- типу управления;



Рис. 1. Классификация КА



Рис. 2. Классификация КА по назначению

- виду связи с наземной базой (без связи, с односторонней связью (прием с ЦУП на КА или передача информации с КА на ЦУП) и двухсторонней связью);

- возможности возвращения на Землю (невозвращаемые, возвращаемые, частично возвращаемые);

- наличие систем ориентации (ориентируемые, неориентируемые).

В общем случае космические аппараты можно разделить на автоматические и пилотируемые, как это показано на рис. 2. По назначению автоматические КА можно разделить на связные, навигационные, дистанционного зондирования Земли, мониторинга околоземного пространства, специального назначения, межпланетные и др. Пилотируемые КА можно подразделить на исследовательские космические корабли, транспортные, космические станции и межпланетные корабли.

Отметим, что один и тот же КА может иметь несколько назначений одновременно, что определяется составом аппаратуры и программой его полета. Кроме того, по мере выхода из строя части аппаратуры в течение срока активного существования назначение КА также может меняться.

По массе КА подразделяются:

- на пикоспутники — менее 1 кг;
- наноспутники — от 1 кг до 10 кг;
- микроспутники — от 10 кг до 100 кг;
- малые — от 100 кг до 1000 кг;
- большие — более 1000 кг.

2. МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

Когда говорят о малых спутниках, то первым признаком обычно называют их массу, наиболее близко ассоциируемую с понятием «малый». Приводятся массы от тонны до десятков граммов. Следующий параметр — размер аппарата. Остальные внешне не видимые признаки являются уже предметом профессионального интереса. Впервые понятие «малый» как термин, классифицирующий новый класс космических аппаратов, использовала в 1990 г. известная европейская фирма Arianespace, разработчик и производитель ракет-носителей Ariane, которая предложила платформу под названием ASAP (Ariane Structure for Auxiliare Payloads), размещаемую между последней третьей ступенью ракеты Ariane-4 и выводимым ею основным космическим аппаратом. На платформе были размещены шесть спутников гораздо меньшего размера по сравнению с основным аппаратом. Тогда же Arianespace предложила условную классификацию спутников по массе:

- mini – 1000–500 кг;
- small – 500–100 кг;
- micro – 100–10 кг;
- nano – 10–1 кг;
- pico – 1–0 кг.

Термин «малые спутники» привнес не только малые размеры и массу, но и иной подход к их разработке и использованию. Гораздо выгоднее стало делать недорогой универсальный спутник, который при выведении на орбиту должен в течение долгого времени решать возложенные на него задачи, а также относительно быстро разрабатывать, изготавливать и запускать несколько сравнительно дешевых аппаратов, чтобы в случае поломки одного из них вывести на орбиту следующий. Особенно если принять во внимание, что электронная элементная база развивается столь стремительно, что быстроедействие бортового компьютера через год-два может возрасти на порядок, а разрешение электронных камер позволит делать снимки более высокого качества, чем прежде.

Снизить стоимость вывода на орбиту можно, используя легкие носители, например конверсионные, и попутный запуск. Главными достоинствами таких способов являются малое время подготовки и реализации запуска и возможность вывода спутника на орбиту достаточно произвольного наклонения. Недостатками – малая масса выводимой полезной нагрузки и ожидание подходящего по срокам пуска и планируемой орбите вывода носителя.

Конечно же, не все задачи под силу решить малым космическим аппаратам (МКА). Фактически работает принцип из теории оптимизации на ограничения: оптимум достигается не на границах интервала, а где-то между ними. Даже если ресурсы не поступают, то задача уже частично решена: накоплены знания, получена необходимая информация, проверена технология, продемонстрированы возможности.

Самое существенное новое, привнесенное понятием МКА, – это новый подход к проектированию и разработке: сокращение традиционных конструкторских и технологических требований к разработке, созданию, запуску и эксплуатации (таких как количество экземпляров аппаратов, предоставляемых для испытаний, использование комплектующих в «космическом» исполнении); управление и передача данных через простые наземные комплексы управления и т. п. Отказ от жестких требований по приемке МКА позволил вовлечь множество университетов и небольших компаний по всему миру в разработку, создание и использование малых спутников.

Выделяют следующие признаки МКА:

- малые размеры (до метра);
- малая масса (от единиц до сотен кг);
- попутный или конверсионный запуск;

- относительно невысокая стоимость (простейшие спутники — от 10 тыс. долл., сложные — десятки млн долл.);
- нетрадиционные организационные подходы при разработке, изготовлении, испытаниях и эксплуатации (например, количество экземпляров для испытаний, проблема надежности и обновляемости на орбите, бескорпусное исполнение, управление, передача данных через спутники связи и Интернет).

Основные тенденции развития микроспутников. Изготовление и запуск малых и сверхмалых космических аппаратов в последнее десятилетие стали достаточно распространенными явлениями благодаря огромным достижениям микроэлектроники, информатики, массовому производству и доступности элементов космических систем и из-за сокращения централизованного финансирования всей космической индустрии и стремительной коммерциализации деятельности в космосе. По этим причинам наибольший интерес представляют малые космические аппараты с массой, не превышающей 100 кг, относящиеся к классу микроспутников. К настоящему времени созданы десятки микроспутников для научных исследований: технологические, радиолюбительские, университетские и др. Программы нано- и пикоспутников разрабатываются во многих организациях и университетах США, России и Европы. Уже есть наноспутник, построенный по схеме, близкой к устройству сотового телефона.

Можно выделить два основных направления, по которым развиваются МКА. Первое направление можно условно назвать *университетским*. Оно базируется на идее «Лучше, быстрее, дешевле», провозглашенной в американской программе NASA X2000 (программа разработки и создания миниатюрных космических аппаратов). Спутники, разработанные по такой идеологии, действительно невелики (обычно 10–100 кг и несколько десятков сантиметров). При их изготовлении используются самые доступные компоненты, как правило, даже не проходящие сертификации для применения в условиях космоса, при негерметичном исполнении корпуса спутника. Основная экономия имеет три составные части: недорогие комплектующие, дешевые студенческие рабочие руки и — при малой массе спутника — дешевый, а зачастую и бесплатный вывод на орбиту. Такие спутники, конечно, не решают сложные научные или технологические задачи. Полезная нагрузка для них может поставляться даже бесплатно — с целью, например, проверки ее работоспособности в условиях космоса перед использованием в дорогостоящих проектах. Главным результатом такого подхода является обучение специалистов через непосредственное участие в практической работе, пусть и несложной, но содержащей все основные этапы реальных проектов, чего не удастся достигнуть при любом аудиторном обучении.

Еще одно достоинство такого способа обучения — возможность для студента принять участие во всех этапах проекта — от замысла до обра-

ботки полетных данных в течение всего срока пребывания в университете. Наиболее известные зарубежные университеты, интенсивно вовлекающие студентов в разработку малых спутников, — это Технический университет Берлина (наноспутники TUBSat); Центр космических технологий и микрогравитации Бременского университета (BremSat); Университет графства Суррей (ныне — организация SSTL (UoSat)); Университет штата Юта (аппарат NuSat); Стэнфордский университет (StenSat, QuakeSat, CubSat); Университет Санта Клара (спутник Artemis); Университет Рима La Sapienza (UniSat).

В России пример такого подхода — проекты малых спутников, разрабатывавшиеся в недалеком прошлом и разрабатываемые сейчас в МАИ, МГТУ, МЭИ, САКУ, ВИКИ, МГУ и других вузах. В качестве примеров можно привести микроспутники «Татьяна» и «Татьяна-2», запущенные МГУ им. М. В. Ломоносова; микроспутник «Колибри», разработанный ИКИ РАН.

Безусловно, заслуживает внимания опыт NASA, профинансировавшего более сорока студенческих проектов малых спутников в университетах США, в частности в Стэнфордском. Примером успешного развития работ по линии студенческих проектов является уже упоминавшаяся английская коммерческая фирма SSTL (Small Satellite Technology Ltd), выросшая из исследовательской лаборатории университета графства Суррей (Великобритания), которая на примере изготавливаемых ею малых спутников обучает иностранных специалистов из развивающихся стран, выводя эти страны в разряд «космических». Эта деятельность не только приносит компании прибыль, но и укрепляет ее авторитет на рынке космических и образовательных услуг. Молодежь с удовольствием идет на стажировку, в аспирантуру и на работу в STTL.

Европейское космическое агентство организовало международные студенческие проекты малых спутников ESEO (European Student Earth Orbiter) и ESMO (European Student Moon Orbiter) в рамках программы SSETI (Student Space Exploration and Technology Initiative), цель которых — обучение студентов работе в распределенной команде, состоящей из групп более чем из 20 европейских университетов.

Суммируя сказанное выше, можно утверждать, что инвестиции в такого рода студенческие проекты со стороны промышленности и государственных структур, например Министерства образования, могут привести к важным прямым (отработка новых технологий и технологических решений) и косвенным (обучение молодых специалистов, способных к активному участию в реальных космических и других высокотехнологических проектах) положительным результатам.

Можно сказать, что это первое направление приложения малых спутников особенно важно для России и Беларуси, ибо космическая отрасль, будучи областью приложения высоких технологий из большинства от-

раслей науки и техники, должна служить одним из локомотивов инновационного развития, о чем сейчас так часто говорят.

Второе направление, так называемое «промышленное», инициируется космическими фирмами и агентствами с целью создания серьезных проектов, в отличие от студенческих. Используемые современные технологии, конечно же, не способствуют удешевлению самого спутника. Чаще всего спутники становятся даже дороже. Ибо прямое, уменьшающее габариты масштабирование лишь увеличивает трудоемкость изготовления, например, малогабаритных приводов или реактивных двигателей при очевидном снижении затрат на материалы. Однако, применяя современные достижения в электронике, материаловедении и нетрадиционные подходы к конструированию, удастся создать спутники, значительно отличающиеся в меньшую сторону по массе и размерам от традиционных аппаратов. При уменьшении массы спутника экономия достигается в процессе его вывода на орбиту, особенно на орбиту межпланетных перелетов, так как цена запуска традиционно вычисляется «покилограммно». Примерами малых спутников, разработанных организациями космической отрасли, могут служить японский NOZOMI для полета на Марс (запуск — 1998 г.), европейский SMART-1 массой 350 кг, выведенный на орбиту в 2003 г. и достигший окрестности Луны с использованием двигателей малой тяги.

В целом малые спутники привнесли много нового в технологию и, несомненно, дали возможность самореализоваться большому числу небольших по составу групп исследователей и инженеров, позволили обычным студентам с начала до конца пройти интереснейший путь — от идеи космического аппарата до его запуска и обработки результатов летных испытаний, и все это за время обучения.

3. ОСНОВЫ МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Движение небесных тел подчиняется законам небесной механики, но для КА существует ряд особенностей, таких как:

- влияние сопротивления атмосферы вблизи поверхности Земли (особенно для КА с перигеем орбиты 200–800 км);
- несферичность поверхности Земли и особенности ее гравитационного поля;
- влияние светового солнечного давления;
- влияние магнитного поля Земли;
- необходимость управлять движением и изменять орбиту.

Вопросами исследования управляемого полета КА занимается *космическая баллистика*. Основными задачами космической баллистики являются:

- *выбор оптимальной орбиты КА* в соответствии с поставленной научной задачей полета;
- *определение параметров орбиты* по данным радиотехнических и оптических измерений;
- *прогнозирование космических траекторий* на основе численного решения дифференциальных уравнений движения КА;
- *управление траекторией КА*.

Орбита — траектория, по которой движется вокруг притягивающего центра (Земля, планета, Солнце) центр масс КА под действием гравитационных сил.

3.1. Уравнение движения космических аппаратов

В процессе полета КА совершает сложное движение: его центр масс движется по определенной траектории (*орбите*), а сам КА — вокруг своего центра масс.

Основные участки движения КА:

- выведение на орбиту (активный участок);
- орбитальный полет (пассивный участок);
- маневры КА на орбите и коррекция орбит;
- спуск КА.

Выведение на орбиту осуществляется с помощью многоступенчатых ракетоносителей (РН). Для выведения на геостационарную орбиту (GEO) могут использоваться собственные разгонные блоки КА.

Методы выведения на орбиту:

- с одним активным участком (выход на орбиту без дожигания топлива);
- чередованием активных и пассивных участков (выход на орбиту с дожиганием топлива), что характерно для выведения на геостационарную орбиту.

Траектория полета КА представляет собой некоторую непрерывную пространственно-временную функцию и может быть представлена в виде совокупности конечного числа независимых параметров (элементов) траектории $\vec{q}(q_1, q_2, \dots)$, с достаточной степенью точности аппроксимирующих движение КА на заданном интервале времени. Вид и количество элементов зависит:

- от характера полета КА на данном участке;
- совокупности сил, действующих на КА.

Существует два способа математического описания траектории КА: *аппроксимация траектории* как пространственной кривой с помощью известных функций и *решение дифференциальных уравнений движения*.

При *аппроксимации траектории* в виде полинома степени s текущее значение вектора положения КА $\vec{r}(t)$ на интервале $[0, T]$ будет равно

$$\vec{r}(t) = f(\vec{v}, s, t, T) = \vec{v}_0 + \vec{v}_1(t - t_0) + \dots + \vec{v}_s(t - t_0)^s.$$

Задаем коэффициенты полинома $\vec{v}_i$, с достаточной степенью точности определяющие траектории КА. Но эта абстрактная аппроксимация не дает представления о силах, действующих на КА в полете.

При составлении и *решении дифференциальных уравнений движения* наглядно отображается совокупность сил, действующих на КА.

Для описания движения КА выбираем *систему координат (СК)* на основе решаемой задачи космической баллистики и управления. Например, для слежения за КА с наземных пунктов управления и связи необходимо описывать его движение относительно наземного пункта. При управлении движением КА необходимо учитывать тип и схему измерительных датчиков и исполнительных органов, а также соответственно выбирать удобную систему координат.

При определенном выборе системы координат уравнения движения могут существенно упроститься, а траектория движения может описываться типовыми геометрическими фигурами (окружность, эллипс, парабола, гипербола). Уравнения движения КА, записанные в одной системе координат, однозначно определяют его движение в любой другой системе координат. Поэтому важно уметь преобразовывать уравнения движения из одной системы координат в другую.

Классификация СК приведена на рис. 3.

Существующие системы координат можно классифицировать:

- по *типу*: прямоугольные, оскулирующие и криволинейные (цилиндрические, сферические, эллипсоидальные, параболоидальные);
- *месту положения начала координат*: гелиоцентрические (в центре масс Солнца); геоцентрические, географические (в центре масс Земли); моноцентрические (в пункте наблюдения на поверхности Земли); орбитальные, связанные (в центре масс КА); планетоцентрические (в центре масс планет); селеноцентрические (в центре масс Луны);
- *выбору основной плоскости*: экваториальные, эклиптические и др.;
- *отношению к пространственным ориентирам*: вращающиеся и не вращающиеся; инерциальные.



Рис. 3. Классификация СК

Наиболее важными для орбитального полета КА являются:

- гелиоцентрическая экваториальная прямоугольная СК;
- геоцентрическая экваториальная прямоугольная СК;
- географическая экваториальная прямоугольная СК;
- оскулирующая СК.

Гелиоцентрическая экваториальная прямоугольная система координат.

Начало этой СК находится в центре Солнца, ось X_c направлена в точку весеннего равноденствия Υ , ось Z_c — по нормали к плоскости земного экватора, ось Y_c дополняет систему до правой.

Гелиоцентрическая эклиптическая прямоугольная система координат

отличается от экваториальной тем, что одна ось перпендикулярна плоскости эклиптики. Эти СК используются при описании траекторий межпланетных полетов.

Геоцентрическая экваториальная прямоугольная система координат.

Как показано на рис. 4, начало этой СК — в центре Земли, основная плоскость OXY лежит в плоскости экватора, ось X направлена в точку весеннего равноденствия Υ , ось Z совпадает с осью вращения Земли и направлена на Северный полюс Земли, ось Y дополняет систему до правой.

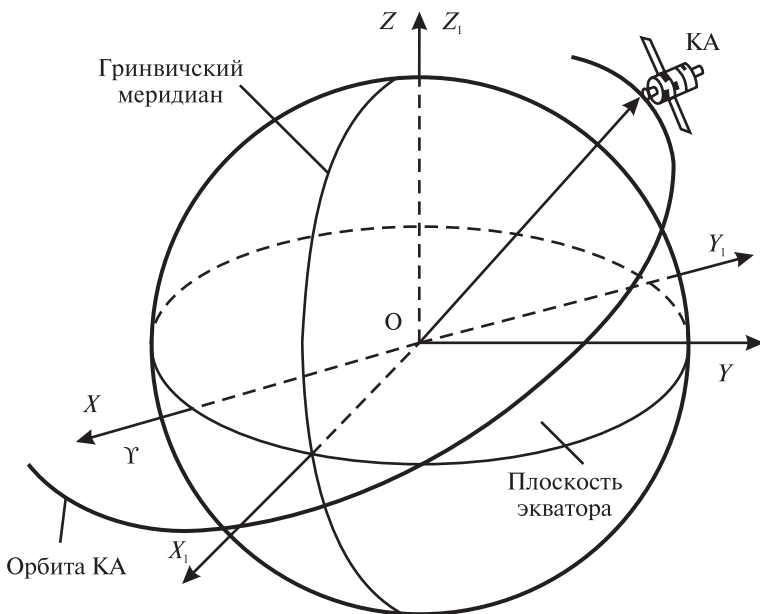


Рис. 4. Геоцентрическая и географическая экваториальная прямоугольная СК

Географическая (гринвичская) прямоугольная система координат. Как показано на рис. 4, начало этой СК располагается в центре Земли, основная плоскость OX_1Y_1 совпадает с плоскостью экватора в текущий момент времени, ось X_1 направлена по линии пересечения плоскости Гринвичского меридиана и плоскости экватора, ось Z_1 совпадает с осью вращения Земли, ось Y_1 дополняет систему до правой. Геоцентрическая и географическая системы координат используются при описании движения КА.

Топоцентрическая стартовая система координат. Начало СК – в точке старта, ось X_1 лежит в горизонтальной плоскости и задается азимутом запуска ψ , отсчитываемого по часовой стрелке от направления на Северный полюс Земли до плоскости запуска КА, ось Y_1 направлена по вертикали вверх, а ось Z_1 дополняет систему до правой. Система жестко связана с Землей и является неинерциальной. Используется для проведения точных расчетов при слежении за КА.

Топоцентрическая начальная стартовая система координат. Начало системы совпадает с точкой старта, оси координат совпадают с осями топоцентрической стартовой системы координат, и в дальнейшем си-

стема не изменяет своего положения относительно вращающейся Земли. Применяется при использовании на КА гироскопических приборов.

Топоцентрическая пунктовая система координат. Начало — в точке расположения пункта наблюдения, ось η — по внешней нормали к земному эллипсоиду, ось ξ направлена на Северный полюс Земли по касательной к меридиану пункта наблюдения, а ось ζ дополняет систему до правой. Пункт наблюдения определяется геодезической широтой B и долготой L . Используется при описании движения КА относительно пунктов наблюдения (управление КА, прием и передача информации).

Оскулирующая система координат. Эта система координат полностью характеризует орбиту КА. Она в любой момент времени позволяет найти значения координат и составляющих вектора скорости центра масс аппарата.

Основные элементы этой системы показаны на рис. 5:

- *наклонение орбиты* $i (0 \leq i \leq \pi)$ — угол между плоскостью орбиты и плоскостью земного экватора (отсчитывают от плоскости экватора против часовой стрелки, если смотреть вдоль линии узлов из восходящего узла по направлению к нисходящему);

- *долгота восходящего узла орбиты* $\Omega (0 \leq \Omega \leq 2\pi)$ — угол в плоскости экватора между направлениями на точку весеннего равноденствия и на восходящий узел орбиты (его отсчитывают в плоскости экватора от точки весеннего равноденствия Υ против часовой стрелки до направления в точку восходящего узла, если смотреть с северного конца земной оси);

- *аргумент перигея* $\omega (0 \leq \omega \leq 2\pi)$ — угол в плоскости орбиты между линией узлов и линией апсид (он измеряется от восходящего узла к перигею орбиты в направлении движения КА);

- *истинная аномалия* ϑ — угол между направлениями от центра Земли в перигей и точку местонахождения КА;

- *большая полуось* a — расстояние, равное половине длины линии апсид;

- *эксцентриситет* e — параметр, определяющий форму орбиты;

- *время прохождения КА через перигей* t_{Π} .

Величины i и Ω характеризуют положение плоскости орбиты в пространстве, а величины a и e — размер и форму орбиты КА. Величина ω представляет угловое расстояние от восходящего узла Ω до перигея орбиты, т. е. характеризует положение эллипса в пространстве.

Зная все шесть элементов орбиты i , Ω , ω , a , e , t_{Π} , можно рассчитать координаты спутника для любого момента времени. Эта СК используется при описании истинного движения спутника через элементы его орбиты.

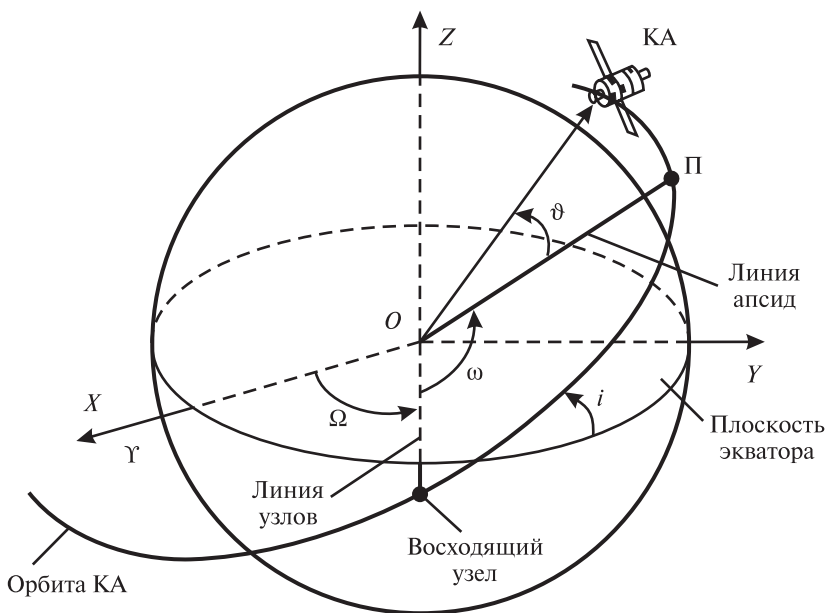


Рис. 5. Оскулирующая СК

Движение центра масс КА в гравитационном поле Земли в некоторой ИСО согласно второму закону Ньютона можно записать

$$m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \vec{F}_{\text{РЕЗ}}, \quad (1)$$

где $\vec{r}$ – радиус-вектор КА; $\vec{F}_{\text{РЕЗ}}$ – результирующая всех сил, действующая на КА.

Результирующая всех сил $\vec{F}_{\text{РЕЗ}}$ находится как

$$\vec{F}_{\text{РЕЗ}} = \vec{F}_0 + \sum \vec{F}_{Ti} + \sum \vec{F}_j, \quad (2)$$

где $\vec{F}_0 = -\mu \frac{m}{r^2} \cdot \vec{e}_r$ – сила притяжения Земли при условии, что Земля является шаром со сферическим распределением плотности; $\vec{F}_{Ti}$ – сила притяжения других планет и Солнца; $\vec{F}_j$ – возмущающие силы, действующие на КА и учитывающие сопротивление атмосферы, солнечное давление, магнитное поле Земли, несферичность поверхности Земли и особенности ее гравитационного поля и др.

Движение по орбите вокруг Земли удобно рассматривать в инерциальной геоцентрической экваториальной прямоугольной СК, в которой:

- ось OX направлена в точку весеннего равноденствия (знак овна Υ);
- ось OZ направлена на Северный полюс мира;
- ось OY дополняет СК до правой.

Тогда движение КА можно описать тремя скалярными дифференциальными уравнениями второго порядка:

$$m \frac{d^2 X}{dt^2} = (\vec{F}_{\text{PE3}})_X, \quad m \frac{d^2 Y}{dt^2} = (\vec{F}_{\text{PE3}})_Y, \quad m \frac{d^2 Z}{dt^2} = (\vec{F}_{\text{PE3}})_Z \quad (3)$$

или шестью скалярными дифференциальными уравнениями первого порядка:

$$m \frac{dV_X}{dt} = (\vec{F}_{\text{PE3}})_X, \quad m \frac{dV_Y}{dt} = (\vec{F}_{\text{PE3}})_Y, \quad m \frac{dV_Z}{dt} = (\vec{F}_{\text{PE3}})_Z, \quad (4)$$

$$\frac{dX}{dt} = V_X, \quad \frac{dY}{dt} = V_Y, \quad \frac{dZ}{dt} = V_Z.$$

Для определения мгновенного значения радиус-вектора положения КА $\vec{r}(t)$ на некотором интервале времени $[0; T]$ необходимо проинтегрировать систему дифференциальных уравнений движения КА. Для получения однозначного решения требуется знать шесть начальных условий, а также совокупность коэффициентов, входящих в правые части системы дифференциальных уравнений и описывающих силы, действующие на КА.

Совокупность шести независимых начальных условий и l значений независимых коэффициентов, входящих в выражение для сил, есть *полная система параметров траектории* на интервале времени $[0; T]$. Она задается m -мерным вектором $\vec{q}(m = l + 6)$. Тогда радиус-вектор и скорость КА в любой момент времени t также являются функциями от m параметров траектории:

$$\vec{r}(t) = \vec{r}(\vec{q}, t), \quad \vec{V}(t) = \vec{V}(\vec{q}, t).$$

В простейших случаях $\vec{r}(t)$ и $\vec{V}(t)$ могут быть определены по известным параметрам траектории $\vec{q}$ аналитически. В более сложных случаях необходимо численно проинтегрировать систему дифференциальных уравнений.

3.2. Невозмущенное движение космических аппаратов (кеплерово движение)

При рассмотрении невозмущенного движения КА относительно Земли (планеты) принимают следующую модель [1]:

- пренебрегают силами притяжения других планет и Солнца, т. е.

$$\sum_i \vec{F}_{Ti} = 0;$$

- пренебрегают всеми возмущающими силами, т. е.

$$\sum_j \vec{F}_j = 0;$$

- рассматривают Землю как шар со сферическим распределением плотности, т. е.

$$\vec{F}_{PE3} = \vec{F}_0 = -\mu \frac{m}{r^2} \cdot \vec{e}_r, \quad (5)$$

где $\mu = 398\,600,5 \text{ км}^3/\text{с}^2$;

- вследствие малости массы КА m по сравнению с массой Земли M_3 ($m \ll M_3$) можно пренебречь ускорением, которое КА сообщает Земле.

В небесной механике данную модель рассматривают как ограниченную задачу двух тел (или задачу о непритягивающем спутнике). Тогда начало ИСО совмещаем с центром Земли, и векторное дифференциальное уравнение движения КА (1) имеет вид

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^2} \cdot \vec{e}_r. \quad (6)$$

В проекциях на геоцентрическую прямоугольную систему координат получаем систему трех скалярных дифференциальных уравнений второго порядка или равносильную ей систему шести дифференциальных уравнений первого порядка:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d^2 X}{dt^2} = -\mu \frac{X}{r^3}, \\ \frac{d^2 Y}{dt^2} = -\mu \frac{Y}{r^3}, \\ \frac{d^2 Z}{dt^2} = -\mu \frac{Z}{r^3}, \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} \frac{dV_X}{dt} = -\mu \frac{X}{r^3}, \\ \frac{dV_Y}{dt} = -\mu \frac{Y}{r^3}, \\ \frac{dV_Z}{dt} = -\mu \frac{Z}{r^3}, \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} V_X = \frac{dX}{dt}, \\ V_Y = \frac{dY}{dt}, \\ V_Z = \frac{dZ}{dt}. \end{array} \quad (7)$$

Общий интеграл этой системы есть совокупность шести независимых между собой первых интегралов. Найдем первые интегралы системы.

Интеграл энергии. Из векторного дифференциального уравнения движения КА (6), умножив обе части уравнения на $2\vec{V} = 2\vec{r}'$, получаем

$$\vec{r}' \cdot 2\vec{r}' = -\frac{\mu}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{r} \cdot 2\vec{r},$$

откуда

$$\frac{d(V^2)}{dt} = -\frac{\mu}{r^3} \cdot \frac{d(r^2)}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{2\mu}{r} \right),$$

получаем *интеграл энергий*:

$$h = \frac{2E}{m} = \frac{2E_{\text{кин}}}{m} - \frac{2E_p}{m} = V^2 - \frac{2\mu}{r}, \quad (8)$$

где h — постоянная интеграла энергии, равная удвоенной полной энергии E единицы массы КА.

Из анализа выражения для интеграла энергий можно сделать следующие выводы:

- полная энергия E есть величина постоянная;
- радиус-вектор положения КА $\vec{r}(t)$ ограничен, если $h < 0$, в таком случае КА движется по замкнутой траектории (эллипс, окружность). Радиус-вектор положения $\vec{r}(t)$ увеличивается неограниченно, если $h > 0$, в таком случае КА движется по незамкнутой траектории (парабола, гипербола);
- при удалении КА от притягивающего центра его скорость уменьшается, при приближении КА к притягивающему центру его скорость увеличивается. В этом проявляется гравитационное действие притягивающего центра.

Интеграл площадей. Рассмотрим случай, когда радиус-вектор положения КА $\vec{r}(t)$ и его скорость $\vec{V}$ неколлинеарны. Из векторного дифференциального уравнения движения КА (6), умножив обе части уравнения (6) векторно на $\vec{r}(t)$, получаем

$$\vec{r} \times \vec{r}' = -\frac{\mu}{r^3} \cdot \vec{r} \times \vec{r}.$$

Учитывая, что

$$\vec{r} \times \vec{r} = 0, \quad \vec{r}' \times \vec{r}' = 0 \quad \text{и} \quad \frac{d}{dt}(\vec{r} \times \vec{r}') = \vec{r}' \times \vec{r}' + \vec{r} \times \vec{r}'' = \vec{r}' \times \vec{r}',$$

откуда

$$\frac{d}{dt}(\vec{r} \times \vec{r}) = \frac{d}{dt}(\vec{r} \times \vec{V}) = 0,$$

получаем *векторный интеграл площадей*:

$$\vec{C} = \vec{r} \times \vec{V} = \text{const.} \quad (9)$$

Поскольку векторный интеграл площадей $\vec{C}$ перпендикулярен вектору скорости $\vec{V}$ и радиус-вектору положения КА $\vec{r}(t)$, то вектор $\vec{C}$ перпендикулярен плоскости орбиты (неизменяемая плоскость Лапласа), как это показано на рис. 6.

Уравнение плоскости орбиты можно записать через векторный интеграл площадей $\vec{C}$, рассмотрев скалярное произведение $\vec{r} \cdot \vec{C} = \vec{r} \cdot (\vec{r} \times \vec{V}) = 0$:

$$\vec{r} \cdot \vec{V} = C_x \cdot x + C_y \cdot y + C_z \cdot z = 0.$$

Векторный интеграл площадей $\vec{C}$ задается модулем C и двумя направляющими углами, чаще всего:

- углом i – наклонение орбиты – между плоскостью орбиты и основной координатной плоскостью (плоскостью экватора);
- углом Ω – долготой восходящего угла, отсчитываемого от условного нулевого направления (точка весеннего равноденствия) до линии пересечения плоскости орбиты КА с плоскостью экватора (линии узлов).

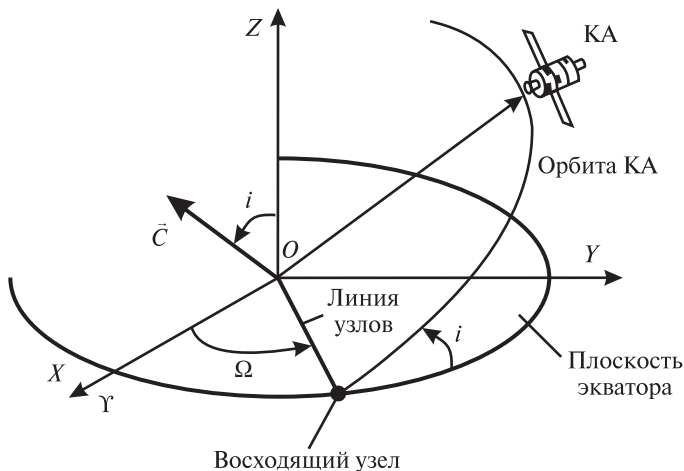


Рис. 6. Векторный интеграл площадей

Тогда проекции векторного интеграла площадей $\vec{C}$ на оси геоцентрической экваториальной прямоугольной СК будут иметь вид:

$$C_x = C \cdot \sin i \cdot \sin \Omega, \quad C_y = -C \cdot \sin i \cdot \cos \Omega, \quad C_z = C \cdot \cos i. \quad (10)$$

Уравнение движения КА в полярных координатах:

$$r^2 \cdot \frac{d\vartheta}{dt} = C. \quad (11)$$

Секториальная скорость КА:

$$\frac{dS}{dt} = r^2 \cdot \frac{d\vartheta}{dt} = \frac{C}{2} = \text{const.} \quad (12)$$

Отсюда следует, что секториальная скорость спутника постоянна, а величина интеграла площадей численно равна удвоенной секториальной скорости.

Если за время от t_1 до t спутник проходит путь от точки A_1 до точки A и заметает площадь S , то, интегрируя уравнение (12) в пределах указанного промежутка времени, получим соотношение

$$S_1 = \frac{C}{2}(t - t_1), \quad (13)$$

которое выражает *второй закон Кеплера: площадь, заметаемая радиус-вектором спутника, пропорциональна времени, в течение которого она заметена, или за равные промежутки времени радиус-вектор спутника заметает равные площади*, как это показано на рис. 7.

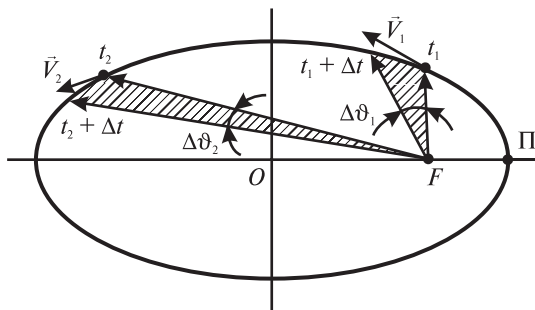


Рис. 7. Иллюстрация второго закона Кеплера

Угловая скорость $\frac{d\vartheta}{dt}$ КА увеличивается при приближении к притягивающему центру, что используется в спутниках связи, движущихся на высоких эллиптических орбитах [2].

Интеграл Лапласа. Перемножим векторно уравнение движения (6) и интеграл площадей (9):

$$\vec{r} \times \vec{C} = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} \times (\vec{r} \times \vec{V}). \quad (14)$$

Преобразуем сначала левую часть равенства (14) с учетом $\vec{r} = \frac{d\vec{V}}{dt}$ и $\vec{C} = \text{const}$:

$$\vec{r} \times \vec{C} = \frac{d}{dt}(\vec{V} \times \vec{C}), \quad (15)$$

а затем правую часть с помощью известного тождества для двойного векторного произведения и соотношений $\vec{r}^2 = r^2$, $\vec{r} \cdot \vec{r} = r \cdot \vec{r}$:

$$-\frac{\mu}{r^3} \vec{r} \times (\vec{r} \times \vec{V}) = -\frac{\mu}{r^3} (\vec{r} \cdot (\vec{r} \cdot \vec{r}) - \vec{r} \cdot \vec{r}^2) = -\mu \left(\frac{\vec{r} \cdot \vec{r}}{r^2} - \frac{\vec{r}}{r} \right) = \frac{d}{dt} \left(\mu \frac{\vec{r}}{r} \right). \quad (16)$$

Приравняв соотношения (15) и (16), получим

$$\frac{d}{dt}(\vec{V} \times \vec{C}) = \frac{d}{dt} \left(\mu \frac{\vec{r}}{r} \right),$$

откуда следует векторный *интеграл Лапласа*:

$$\vec{V} \times \vec{C} - \mu \frac{\vec{r}}{r} = \vec{f}. \quad (17)$$

Связь между интегралами движения. Если спроектировать равенство (17) на оси некоторой системы координат, то дополнительно к четырем первым интегралам движения (8) и (9) получим еще три. Установим связь между некоторыми интегралами движения. Предварительно заметим, что обе составляющие вектора Лапласа $\vec{V} \times \vec{C}$ и $-\mu \frac{\vec{r}}{r}$ лежат в плоскости движения спутника. Следовательно, и сам вектор Лапласа всегда лежит в плоскости движения. Имеем

$$\vec{C} \cdot \vec{f} = C_x \cdot f_x + C_y \cdot f_y + C_z \cdot f_z = 0. \quad (18)$$

Условие (18) является первым соотношением связи между интегралами. Для установления второго условия связи рассмотрим скалярное произведение

$$\vec{f} \cdot \vec{f} = f^2 = \left(\vec{V} \times \vec{C} - \mu \frac{\vec{r}}{r} \right)^2 = (\vec{V} \times \vec{C})^2 - 2\mu(\vec{V} \times \vec{C}) \frac{\vec{r}}{r} + \mu^2 \frac{\vec{r}^2}{r^2}. \quad (19)$$

Поскольку $(\vec{V} \times \vec{C})^2 = V^2 C^2$, $(\vec{V} \times \vec{C}) \vec{r} = \vec{C} \cdot (\vec{r} \times \vec{V}) = \vec{C}^2 = C^2$ и $\frac{\vec{r}^2}{r^2} = 1$, то

$$f^2 = \mu^2 + C^2 \cdot \left(V^2 - \frac{2\mu}{r} \right). \quad (20)$$

Отсюда с учетом интеграла энергий (8) получим окончательно второе условие связи

$$f^2 = \infty^2 + C^2 h. \quad (21)$$

Таким образом, из семи первых интегралов уравнений движения независимыми являются только пять. Следовательно, полученные семь интегралов не образуют общего интеграла уравнений движения.

3.3. Уравнение орбиты

Движение спутника происходит в неизменной плоскости (плоскости Лапласа). Траектория движения КА — плоская кривая — орбита спутника. Для получения уравнения орбиты используем вектор Лапласа. Предварительно найдем скалярное произведение $\vec{f}$ на $\vec{r}$:

$$\vec{f} \cdot \vec{r} = (\vec{V} \times \vec{C}) \cdot \vec{r} - \mu \frac{\vec{r}}{r} \cdot \vec{r} = \vec{C}(\vec{r} \times \vec{V}) - \mu r = C^2 - \mu r.$$

Но по определению скалярного произведения

$$\vec{f} \cdot \vec{r} = f \cdot r \cdot \cos \vartheta,$$

где ϑ — угол между векторами $\vec{f}$ и $\vec{r}$, тогда

$$f \cdot r \cdot \cos \vartheta = C^2 - \mu r.$$

Откуда получаем уравнение конического сечения в полярных координатах с полюсом в фокусе:

$$r = \frac{C^2}{\mu + f \cdot \cos \vartheta} = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \vartheta}. \quad (22)$$

Здесь

$$p = \frac{C^2}{\mu} - \quad (23)$$

параметр орбиты, определяющий ее линейные размеры, а

$$e = \frac{f}{\mu} - \quad (24)$$

эксцентриситет орбиты, характеризующий ее форму.

Коническое сечение симметрично относительно вектора Лапласа, а полярный угол ϑ , который называют *истинной аномалией*, определяет поворот текущего радиус-вектора относительно оси симметрии. Полученный результат отражает *первый закон Кеплера: движение спутника относительно притягивающего центра всегда совершается по коническому сечению (по эллипсу, окружности, гиперболе, параболе или прямой), в одном из фокусов которого находится притягивающий центр.*

Главная, или фокальная, ось орбиты, совпадающая с направлением вектора Лапласа, называется в астрономии *линией апсид (осью апсид)*. Точки пересечения этой линии с орбитой называют *апсидальными*, или просто *апсидами*. Апсиды совпадают с вершинами конического сечения и имеют специальные названия. В общем случае ближайшую к притягивающему центру апсиду называют *перицентром* (точка П), а наиболее удаленную — *апоцентром*, как это показано на рис. 8. Заметим, что перицентр существует для любых орбит, а апоцентр — только для замкнутой. В зависимости от притягивающего центра апсиды имеют свои собственные названия. Например, для Земли это *перигей* и *апогей*, для Луны — *периселений* и *апоселений*, для Солнца — *перигелий* и *афелий* и т. д.

Преобразуем теперь формулу для эксцентриситета орбиты с учетом уравнения связи (21):

$$e = \sqrt{1 + h \frac{C^2}{\mu^2}}. \quad (25)$$

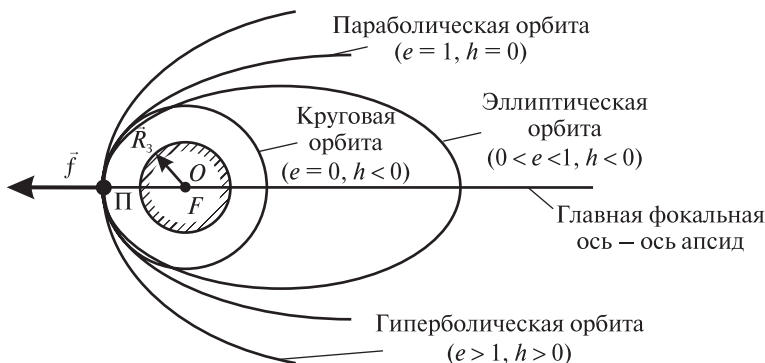


Рис. 8. Кони́ческие сечения

Из соотношений (23) и (25) следует, что по заданным величинам произведения постоянной тяготения на массу центрального тела (μ), постоянной интеграла энергии (h) и постоянной интеграла площадей (C) можно вычислить параметр орбиты и ее эксцентриситет, т. е. задать форму и размеры орбиты в ее плоскости.

Скорость КА. В зависимости от формы и размеров орбиты, а также положения спутника на орбите его скорость может меняться в достаточно широком диапазоне. Наряду с расстоянием до притягивающего центра скорость спутника является одним из основных параметров движения. Разложим вектор скорости на две составляющие. Будем считать, что одна составляющая (V_r) направлена по радиус-вектору, а вторая (V_n) — по нормали к радиус-вектору в сторону движения, как это показано на рис. 9.

Радиальная составляющая скорости КА —

$$V_r = \frac{dr}{dt} = \frac{dr}{dt} \cdot \frac{d\vartheta}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot e \cdot \sin \vartheta. \quad (26)$$

Трансверсальная составляющая скорости КА —

$$V_n = r \cdot \frac{d\vartheta}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (1 + e \cdot \cos \vartheta). \quad (27)$$

Скорость КА на заданной траектории —

$$V = \sqrt{V_n^2 + V_r^2} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot \sqrt{1 + 2 \cdot e \cdot \cos \vartheta + e^2}. \quad (28)$$

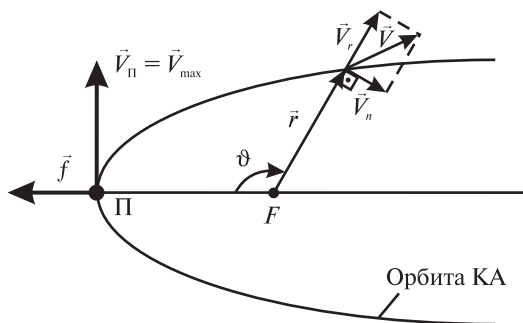


Рис. 9. Составляющие скорости спутника

Из этой формулы следует, что полная скорость спутника на заданной орбите изменяется в фиксированных пределах. Максимальная скорость достигается в перигеентре орбиты ($\vartheta = 0$):

$$V_{\max} = V_{\Pi} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (1 + e), \quad (29)$$

а минимальная скорость — в апоцентре орбиты ($\vartheta = \pi$, если апоцентр данной орбиты существует):

$$V_{\min} = V_A = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (1 - e). \quad (30)$$

Вычислим с помощью уравнения орбиты (22) расстояния от притягивающего центра до спутника в перигеентре:

$$r_{\min} = r_{\Pi} = \frac{p}{1 + e} \quad (31)$$

и в апоцентре:

$$r_{\max} = r_A = \frac{p}{1 - e}. \quad (32)$$

Как следует из формулы (26), в перигеентре и апоцентре орбиты радиальная составляющая скорости обращается в нуль. С помощью формул (29)–(32) можно установить связь между величинами скоростей и радиусами апсидальных точек:

$$V_A r_A = V_{\Pi} r_{\Pi}. \quad (33)$$

Это соотношение по своей форме напоминает «правило рычага» из задачи равновесия моментов сил (вместо сил здесь фигурируют скоро-

сти). По существу, формула (33) отражает равенство секториальной скорости в перигентре и апоцентре.

Связь скорости с типом орбиты. С помощью формулы (25), определяющей эксцентриситет орбиты через постоянную интеграла энергии, установим зависимость типа орбиты от скорости движения. Как было показано при рассмотрении интеграла энергий, для замкнутых орбит $h < 0$. Следовательно, в этом случае по формуле (25) имеем $0 \leq e < 1$. Такие орбиты называют *эллиптическими*. Из интеграла энергии (8) видно, что в любой точке эллиптической орбиты выполняется неравенство

$$V^2 < \frac{2\mu}{r}. \quad (34)$$

В частном случае, когда $e = 0$, движение происходит по *круговой орбите*. Согласно уравнению орбиты (22) при $e = 0$ имеем $r = p = r_{кр}$, где $r_{кр}$ — радиус круговой орбиты. Для этого случая по формуле (28) можно установить, что

$$V_{кр}(r_{кр}) = \sqrt{\frac{\mu}{r_{кр}}}, \quad (35)$$

т. е. скорость движения равна круговой скорости, соответствующей данному радиусу орбиты. Скорость (35) на поверхности планеты ($r_{кр} = R$) иногда называют *первой космической*. В сочетании с величиной радиуса круговой орбиты скорость (35) характеризует вполне определенный уровень полной энергии спутника, необходимой для движения по круговой орбите.

Величина круговой скорости (35) зависит только от параметра μ — произведения постоянной тяготения на массу притягивающего тела — и радиуса орбиты $r_{кр}$.

Зная круговую скорость и радиус орбиты, можно посчитать *период обращения* спутника T , т. е. время между двумя последовательными прохождениями через одну и ту же точку орбиты.

Действительно, если угловая орбитальная скорость спутника на круговой орбите

$$\omega_{кр} = \frac{V_{кр}}{r_{кр}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{кр}^3}}, \quad (36)$$

то период обращения

$$T = \frac{2\pi}{\omega_{кр}} = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} r_{кр}^{3/2}. \quad (37)$$

Космический аппарат (КА) может неограниченно удаляться от притягивающего центра, если $h \geq 0$. При выполнении строгого равенства ($h = 0$) скорость на бесконечности $V_\infty = 0$. Такую орбиту называют *параболической* ($e = 1$), для нее скорость определяется формулой

$$V_{\text{пар}}(r) = \sqrt{\frac{2\mu}{r}}. \quad (38)$$

Параболическую скорость (38) на поверхности планеты ($r = R$) иногда называют *второй космической*. Это минимальная скорость, которую необходимо сообщить КА, чтобы он неограниченно удалился от притягивающего центра. Из сравнения круговой скорости движения (35) с параболической (38) видно, что

$$V_{\text{пар}} = \sqrt{2}V_{\text{кр}}. \quad (39)$$

Если $h > 0$, то $e > 1$ и орбита является *гиперболической*. Для такой орбиты на основе интеграла энергии (8) и соотношения $V_\infty^2 = h$ можно записать

$$V_\Gamma^2(r) - \frac{2\mu}{r} = V_\infty^2, \quad (40)$$

или

$$V_\Gamma^2(r) = V_{\text{пар}}^2(r) + V_\infty^2. \quad (41)$$

Следовательно, квадрат местной (на данном расстоянии r) гиперболической скорости равен сумме квадратов местной параболической скорости и скорости на бесконечности. Второе слагаемое V_∞ с учетом формулы (41) иногда называют *гиперболическим избытком скорости*.

Эллиптическая орбита. Невозмущенное движение спутника в центральном поле притяжения часто называют *кеплеровским движением*. Согласно первому закону Кеплера, орбита представляет собой кривую второго порядка, в одном из фокусов которой находится притягивающий центр. Форма и размеры орбиты, определяющие ее тип, зависят от начальных условий движения.

Наиболее часто встречаются орбиты эллиптического типа ($h < 0$, $0 < e < 1$). Как известно, эллипс представляет собой геометрическое место точек, для которых сумма расстояний от двух заданных точек (фокусов) есть величина постоянная (рис. 10).

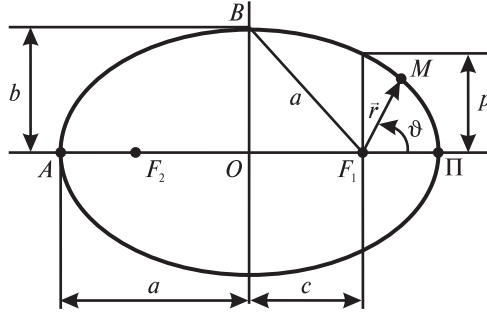


Рис. 10. Эллиптическая орбита

В одном из фокусов эллипса находится притягивающий центр, а второй фокус оказывается «пустым». Основными параметрами эллиптической орбиты являются большая полуось

$$a = \frac{r_{\Pi} + r_A}{2}, \quad (42)$$

определяющая среднее расстояние до притягивающего центра, и малая полуось b . Фокусное расстояние c называют еще *линейным эксцентриситетом*.

Подставим радиусы перигенция (31) и апогенция (32) в (42), тогда

$$a = \frac{p}{1 - e^2} \quad (43)$$

и

$$p = a(1 - e^2). \quad (44)$$

Найдем теперь

$$c = OF_1 = O\Pi - F\Pi = a - r_{\Pi} = a - \frac{p}{1 + e},$$

или с учетом (44)

$$c = a - \frac{a(1 - e^2)}{1 + e} = ae. \quad (45)$$

Отсюда

$$a = \frac{c}{e}. \quad (46)$$

Из геометрических построений ясно, что сумма расстояний от любой точки эллипса до его фокусов равна $2a$. Поэтому из рис. 10 видно, что $BF_1 = a$ и

$$b = \sqrt{a^2 - c^2} = a \sqrt{1 - e^2} = \sqrt{ap} = \frac{p}{\sqrt{1 - e^2}}. \quad (47)$$

Иногда в качестве исходных параметров орбиты удобнее использовать радиусы перицентра r_{Π} и апоцентра r_A . Согласно формулам (31) и (32)

$$1 + e = \frac{p}{r_{\Pi}}, \quad 1 - e = \frac{p}{r_A}. \quad (48)$$

Отсюда

$$p = \frac{2r_{\Pi}r_A}{r_{\Pi} + r_A} \quad (49)$$

и

$$e = \frac{r_{\Pi} - r_A}{r_{\Pi} + r_A}. \quad (50)$$

Далее с учетом (48) преобразуем соотношения (29) и (30) для скорости спутника в перицентре и апоцентре:

$$V_{\max} = V_{\Pi} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (1 + e) = \sqrt{\frac{\mu p}{r_{\Pi}^2}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\Pi}}} \sqrt{\frac{2r_A}{r_{\Pi} + r_A}} = V_{\text{кр}}(r_{\Pi}) \sqrt{\frac{2r_A}{r_{\Pi} + r_A}}, \quad (51)$$

$$V_{\min} = V_A = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (1 - e) = \sqrt{\frac{\mu p}{r_A^2}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_A}} \sqrt{\frac{2r_{\Pi}}{r_{\Pi} + r_A}} = V_{\text{кр}}(r_A) \sqrt{\frac{2r_{\Pi}}{r_{\Pi} + r_A}}. \quad (52)$$

Установим связь между большой полуосью a и постоянной интеграла энергии h . С этой целью запишем интеграл энергии для спутника, находящегося в перицентре орбиты:

$$h = V_{\Pi}^2 - \frac{2\mu}{r_{\Pi}}. \quad (53)$$

Но

$$V_{\max}^2 = V_{\Pi}^2 = \frac{2\mu r_A}{r_{\Pi}(r_{\Pi} + r_A)}$$

и

$$r_{\Pi} = a - c = a(1 - e),$$

поэтому

$$h = \frac{2\mu r_A}{r_{\Pi}(r_{\Pi} + r_A)} - \frac{2\mu}{r_{\Pi}} = -\frac{2\mu}{r_{\Pi} + r_A} = -\frac{\mu}{a} \quad (54)$$

и интеграл энергий принимает вид

$$V^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right). \quad (55)$$

Зависимость параметров движения по эллиптической орбите от времени.

Для определения закона орбитального движения спутника необходимо установить зависимость параметров движения от времени. Расстояние спутника от притягивающего центра и его скорость можно достаточно просто вычислить, если известна величина истинной аномалии ϑ . Поэтому необходимо связать истинную аномалию ϑ с временем движения t . Из интеграла площадей можно получить

$$dt = \frac{r^2}{C} d\vartheta. \quad (56)$$

Проинтегрируем уравнение (2.56) от точки орбиты, соответствующей перигею, где $t = t_{\Pi}$ и $\vartheta = 0$, до некоторой произвольной точки, где спутник находится в момент времени t , а величина истинной аномалии при этом равна ϑ . Тогда

$$t - t_{\Pi} = \frac{1}{C} \int_0^{\vartheta} r^2 d\vartheta. \quad (57)$$

Но интеграл энергий $C = \sqrt{\mu p}$ и уравнение орбиты в полярных координатах $r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \vartheta}$, поэтому

$$t - t_{\Pi} = \frac{p^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \int_0^{\vartheta} \frac{d\vartheta}{(1 + e \cdot \cos \vartheta)^2}. \quad (58)$$

Как видно, интеграл (58) зависит от знака эксцентриситета e , т. е. от типа орбиты спутника. Для эллиптической орбиты $0 < e < 1$. Чтобы вычислить интеграл (58), необходимо перейти к новой переменной, смысл которой поясним с помощью некоторых геометрических построений. Пусть дана эллиптическая орбита с центром O , фокусами F_1 и F_2 , перигеем Π и апоцентром A , как это показано на рис. 11.

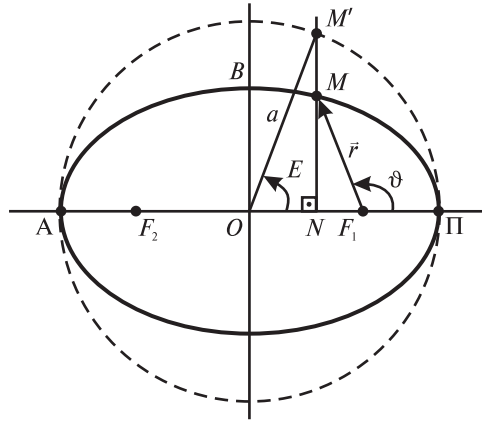


Рис. 11. Связь между эксцентрической и истинной аномалиями

Точка M соответствует текущему положению спутника в момент времени t . Построим окружность радиусом a с центром в точке O и опустим перпендикуляр из точки M на линию апсид. Продолжим этот перпендикуляр до пересечения с окружностью (точка M'). Прямая OM' образует с направлением на перицентр угол E , который называют *эксцентрической аномалией*. Из геометрических построений видно, что при изменении истинной аномалии ϑ от 0° до 360° эксцентрическая аномалия E также изменяется от 0 до 360° . Оба угла одновременно принимают значения 0° , 180° и 360° .

Связь между эксцентрической E и истинной ϑ аномалиями имеет вид

$$\operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2}. \quad (59)$$

Произведем теперь замену переменной ϑ на E в интеграле (58). Предварительно, дифференцируя соотношение $\sin \vartheta = \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E}{1-e \cdot \cos E}$, найдем

$$\cos \vartheta d\vartheta = \sqrt{1-e^2} \frac{\cos E - e \sin E}{(1-e \cdot \cos E)^2} dE$$

и получим

$$d\vartheta = \frac{\sqrt{1-e^2}}{1-e \cdot \cos E} dE. \quad (60)$$

Откуда имеем

$$\begin{aligned}
 t - t_{\Pi} &= \frac{p^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \int_0^E \frac{(1 - e \cdot \cos E)^2}{(1 - e^2)^2} \cdot \frac{\sqrt{1 - e^2}}{(1 - e \cdot \cos E)} d\vartheta = \\
 &= \left(\frac{p}{1 - e} \right)^{3/2} \frac{E - e \cdot \sin E}{\sqrt{\mu}} = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}} (E - e \cdot \sin E).
 \end{aligned} \tag{61}$$

Введем теперь понятие средней аномалии

$$M = \frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}} (t - t_{\Pi}), \tag{62}$$

и соотношение (61) можно преобразовать в *уравнение Кеплера*

$$E - e \cdot \sin E = M. \tag{63}$$

Тогда можно сформулировать *первую задачу*, которая решается с помощью уравнения Кеплера: пусть требуется вычислить время движения спутника между двумя точками эллиптической орбиты, истинные аномалии которых ϑ_1 и ϑ_2 известны. Сначала по формуле (59) определим эксцентрисические аномалии E_1 и E_2 , а затем, используя уравнение (61), вычислим время движения:

$$t - t_{\Pi} = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}} (E_2 - E_1 - e(\sin E_2 - \sin E_1)).$$

Если спутник совершает полный оборот по орбите ($E_2 - E_1 = 2\pi$), то полученная формула будет определять период обращения

$$T = 2\pi \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}}. \tag{64}$$

Отсюда видно, что период обращения на эллиптической орбите зависит только от параметра μ — произведения постоянной тяготения на массу притягивающего центра — и величины большой полуоси a , т. е. среднего расстояния спутника в орбитальном движении. Заметим, что полученная ранее формула (37) для периода обращения на круговой орбите является частным случаем (64) при $a = r_{\text{кр}}$.

Предположим, что T_1 и T_2 – периоды обращения двух спутников относительно одного и того же притягивающего центра и a_1, a_2 – большие полуоси их эллиптических орбит. Тогда с помощью формулы (64) легко установить, что

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}. \quad (64)$$

Это соотношение определяет *третий закон Кеплера: квадраты периодов обращения двух спутников (с пренебрежимо малыми массами) вокруг одного и того же притягивающего центра относятся как кубы больших полуосей их орбит.*

Если время перелета спутника между двумя точками с известными величинами истинной аномалии вычисляется достаточно просто, то обратная задача, т. е. определение положения спутника в заданный момент времени, требует решения трансцендентного уравнения Кеплера или его аналогов для гиперболической и параболической орбит.

Сначала покажем, что для любого значения e из диапазона $0 < e < 1$ уравнение Кеплера имеет одно и только одно решение. Будем считать, что средняя аномалия M , определяющая угол поворота радиус-вектора

спутника при движении с постоянной угловой скоростью $\omega_{\text{ср}} = \frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}}$,

может принимать любые значения в соответствии с изменением времени t . Используя уравнение Кеплера (63), рассмотрим вспомогательную функцию [1]

$$\psi(E) = E - e \cdot \sin E - M \quad (65)$$

и ее производную

$$\psi'(E) = 1 - e \cdot \cos E > 0, \quad (66)$$

строго положительную, поскольку $e < 1$. Функция $\psi(E)$ монотонно возрастает и на неограниченном интервале изменения аргумента E имеет единственный корень E^* , т. е. $\psi(E^*) = 0$. Отсюда E^* – единственное решение уравнения Кеплера.

Обсудим алгоритм решения уравнения Кеплера. Если требуемая точность невелика, то можно воспользоваться графическим способом. В этом случае корень уравнения (65) находят как абсциссу точки пересечения прямой $x(E) = (E - M)/e$ с синусоидой $x(E) = \sin E$.

Известно большое число алгоритмов [3], позволяющих найти приближенное решение уравнения Кеплера с любой степенью точности. Как правило, при построении таких алгоритмов стараются учесть особенности решаемой задачи, например величину эксцентриситета орбиты, для упрощения вычислений. Так, если эксцентриситет орбиты мал, то можно ограничиться тремя первыми членами разложения E в ряд по e :

$$E = M + e \cdot \sin M + \frac{1}{2}e^2 \cdot \sin 2M. \quad (67)$$

Основные параметры эллиптической орбиты. Поскольку невозмущенное движение КА описывается с помощью системы трех скалярных дифференциальных уравнений второго порядка или равносильной ей системы шести дифференциальных уравнений первого порядка, то для полного определения движения КА надо задать шесть произвольных постоянных. Наиболее удобна кеплерова система параметров (оскулирующая система координат):

1. Параметры, определяющие *ориентацию плоскости орбиты* относительно инерциальной геоцентрической экваториальной прямоугольной системы координат (см. рис. 5):

- *наклонение орбиты к плоскости экватора* i ($0 \leq i \leq \pi$). Если $0 < i < \pi/2$, то движение КА прямое, а орбита восточная; если $\pi/2 < i < \pi$, то движение КА обратное, а орбита западная; при $i = 0$, $i = \pi$ — экваториальная орбита; при $i = \pi/2$ — полярная орбита.

- *долгота восходящего узла* Ω ($0 \leq \Omega \leq 2\pi$), который фиксирует положение восходящего узла относительно начала отсчета.

2. Параметры, определяющие *форму и размеры орбиты* в плоскости:

- *аргумент перигея (перигея)* ω ($0 \leq \omega \leq 2\pi$) — угол в плоскости орбиты между линией узлов и линией аписид (измеряется от восходящего узла к перигею орбиты в направлении движения КА);

- *большая полуось* a (или *параметр орбиты* p) — половина длины линии аписид;

- *эксцентриситет* e — параметр, определяющий форму орбиты.

3. Параметр *привязки КА по времени* t_{Π} — *время прохождения КА через перигею*.

Знание шести элементов орбиты: i , Ω , ω , a (или p), e , t_{Π} позволяет определить положение КА (вектор положения $\vec{r}$) и его скорость $\vec{V}(t)$ в любой момент времени.

Классификация орбит КА представлена на рис. 12.

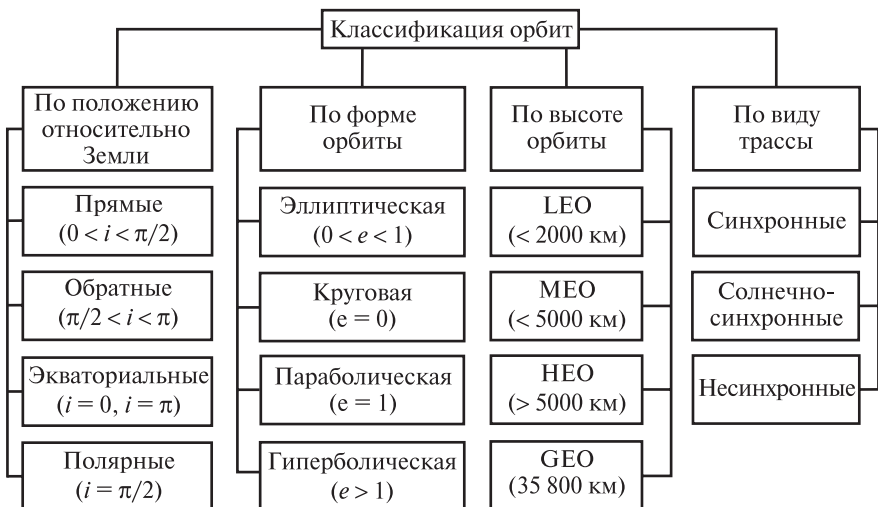


Рис. 12. Классификация орбит КА

Орбиты КА по положению относительно Земли принято называть:

- *прямыми* ($0 < i < \pi/2$) – движение в сторону вращения Земли;
- *обратными* ($\pi/2 < i < \pi$) – движение против вращения Земли;
- *полярными* ($i = \pi/2$) – движение через полюса Земли;
- *экваториальными* ($i = 0, i = \pi$) – движение в плоскости экватора.

По виду трассы орбиты КА различают [4]:

- *синхронные* – орбиты, у которых период обращения кратен звездным суткам (укладывается целое число раз на длительности одного полного оборота Земли вокруг своей оси, а трасса описывается замкнутой синусоидой);

- *солнечно-синхронные* – орбиты КА, нормаль к плоскости которых составляет с радиус-вектором Солнце–Земля постоянный угол (используются для обеспечения максимальной эффективности солнечных батарей).

Отдельный практический интерес представляют *стационарные* орбиты – круговые орбиты, лежащие в плоскости экватора планеты, у которых период обращения КА равен периоду обращения планеты (КА находится над одной и той же точкой поверхности планеты, а трасса вырождается в точку на экваторе). Частным случаем стационарных орбит является *геостационарная орбита* с высотой над поверхностью Земли приблизительно 35 800 км.

Отметим, что существует международная классификация орбит по высоте [5]:

- LEO (Low Earth orbit) – низкая околоземная орбита примерно до 2000 км, самая низкая – ниже 700 км;
- MEO (Medium Earth orbit) – средняя околоземная орбита примерно до 5000 км;
- HEO (High eccentric orbit) – высокая эллиптическая орбита выше 5000 км;
- GEO (Geostationary Earth orbit) – геостационарная орбита Земли.

3.4. Возмущенное движение космических аппаратов

Описание и изучение орбит КА и небесных тел Солнечной системы на основе решения задачи двух тел – первый эталон при определении реальных движений тел любой природы. Это самое простое представление реальной картины движения, поэтому соответствующая данной задаче математическая модель движения КА – также наиболее простая.

В реальных условиях практически не существует невозмущенных орбит. Земля притягивается не только Солнцем, но и другими планетами. В свою очередь Земля притягивает другие планеты. Движение КА и спутников происходит под действием притяжения Солнца и других планет. Траектория КА вблизи Луны существенно отличается от расчетной кеплеровой из-за воздействия на аппарат сил тяготения Земли и Солнца. Изменение (деформация) невозмущенной кеплеровой траектории КА происходит из-за таких факторов, как несферичность Земли, гравитационные аномалии, воздействие верхней атмосферы и др.

Возмущенное движение – фактическое (истинное) движение КА под действием различных сил известной и неизвестной природы. Изучение возмущенного движения позволяет определить фактическое движение КА. Для этого необходимо как изучение и математическое описание различных возмущающих факторов, так и решение сложных теоретических задач астрономии.

Одна из основных задач небесной механики – выявление и формализованное представление возмущений, а также разработка методов определения фактического движения небесных тел. Эти вопросы составляют предмет *теории возмущенного движения*, результаты которой широко используются при баллистическом навигационном обеспечении полетов КА.

Можно выделить три основные группы возмущающих факторов [1]:

- влияние нецентральности поля сил тяготения основного притягивающего тела, что вызывается отличием фигуры тела от шарообразной формы, а также неравномерным распределением масс внутри притяги-

вающего тела; влияние притяжения Солнца, Луны и планет; световое давление; электродинамические силы, возникающие при движении КА в магнитном поле Земли или планет; действие дополнительных сил, например, для КА на низких орбитах — аэродинамическая сила сопротивления атмосферы планеты, и др.;

- отклонения начальных условий полета КА;
- дополнительные силы случайной природы, связанные, например, с реализацией управления движением КА за счет корректирующих импульсов изменения скорости, и пр.

Действие возмущения на движение КА проявляется по-разному. В зависимости от характера и результатов действия возмущения разделяют на *периодические* и *вековые*. Вековыми называют такие возмущения, которые приводят к постоянному изменению элементов орбиты (с увеличением времени полета эти возмущения накапливаются). К числу периодических относят возмущения, действие которых повторяется через определенный интервал времени. В составе периодических возмущений можно выделить короткопериодические и долгопериодические возмущения. Долгопериодические возмущения проявляются на больших интервалах времени, и поэтому для анализа движения на небольших интервалах эти возмущения иногда рассматриваются как вековые возмущения. Для исследования и анализа этих типов возмущения разработаны специальные методы [3], позволяющие достаточно просто получать численные оценки каждого из них для конкретной задачи исследования.

Следует специально остановиться на вопросах формирования *номинальной* и определения *фактической* траекторий движения КА. Номинальная (исходная) траектория отвечает решению задачи двух тел. В ходе изучения возмущений и их природы осуществляется уточнение (усложнение) соответствующих уравнений движения КА за счет учета дополнительных возмущений и возмущающих факторов. В результате происходит усложнение расчетных моделей движения КА, что позволяет рассчитывать орбиты КА более точно.

Орбиты КА, рассчитанные с использованием той или иной модели движения, называют *номинальными* или *расчетными*. Такими орбитами являются все типы кеплеровых орбит в рамках ограниченной задачи двух тел. Из-за действия возмущающих факторов *истинная* траектория движения КА отличается от номинальной, т. е. *фактическая* траектория возмущенная относительно номинальной траектории. Между фактической и номинальной траекториями движения КА существуют некоторые различия, являющиеся интегральной оценкой действующих на КА возмущений.

Для прогнозирования пространственного положения КА на моменты обсервации в космической геодезии используют мгновенные элементы орбиты, которые задают так называемую оскулирующую орбиту, кото-

рая в какой-то момент времени совпадает с кеплеровой, и на небольшом промежутке времени движение КА можно описать кеплеровыми элементами орбиты с учетом возмущений. Введение оскулирующих элементов наиболее эффективно, когда возмущающие ускорения малы по сравнению с ускорением, создаваемым постоянной центральной силой, и наиболее удобно для аналитического учета возмущающих ускорений. Тогда истинную траекторию КА можно представить в виде огибающей оскулирующих траекторий, построенных для различных моментов времени. Положение КА в пространстве может быть определено в любой момент времени при решении дифференциальных уравнений движения для орбитальных (оскулирующих) элементов $i(t)$, $\Omega(t)$, $\omega(t)$, $e(t)$, $a(t)$, $t_{\Pi}(t)$ (t_{Π} — время прохождения через перигеум). При этом можно исследовать влияние на траекторию КА возмущающих факторов, а также различных моделей конфигурации Земли.

Введем подвижную систему координат в центре масс КА, как это показано на рис. 13. Ось PS направим по радиус-вектору $\vec{r}$ КА, ось PT выберем в плоскости оскулирующей орбиты перпендикулярно PS так, чтобы при совмещении PS с осью OX ось PT совмещалась с осью OY . Ось PW дополняет систему $PSTW$ до правой прямоугольной системы координат. Дифференциальное уравнение возмущенного движения КА в векторной форме может быть представлено в виде суммы ускорений, обусловленных влиянием гравитационного поля Земли, Луны, Солнца, Юпитера, тормозящего ускорения атмосферы, солнечного ветра и магнитного поля. Обозначим общую возмущающую силу через F , а проекции возмущающего ускорения F/m (m — масса КА) на оси подвижной системы координат $PSTW$ соответственно S'' , T'' , W'' .

Тогда дифференциальные уравнения движения КА по оскулирующей орбите имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{di}{dt} &= W \cdot \frac{r}{p} \cdot \cos u; \quad \frac{d\Omega}{dt} = W \frac{r}{p} \cdot \sin u \operatorname{cosec} i; \quad \frac{da}{dt} = -\frac{2a^2}{p} \left[S \cdot e \sin \vartheta + T \frac{p}{r} \right]; \\ \frac{de}{dt} &= S \sin \vartheta + T \left[\cos \vartheta + (e + \cos \vartheta) \frac{r}{p} \right]; \\ \frac{d\omega}{dt} &= -S \frac{\cos \vartheta}{e} + \frac{\sin \vartheta}{e} \left[1 + \frac{r}{p} \right] T - W \frac{r}{p} \sin u \operatorname{ctg} i; \\ \frac{dt_{\Pi}}{dt} &= \frac{p}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[(eN \sin \vartheta - \cos \vartheta) S + NT \frac{p}{r} \right] \frac{r^2}{p^2}, \end{aligned} \quad (68)$$

где $u = \vartheta + \omega$ – аргумент широты; $r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos \vartheta}$ – радиус-вектор

КА; $S = S'' \sqrt{p/\mu}$; $T = T'' \sqrt{p/\mu}$; $W = W'' \sqrt{p/\mu}$; $N = 2 \frac{p^2}{r^2} \int_0^{\vartheta} \frac{p \cos \vartheta d\vartheta}{(1 + e \cos \vartheta)^2}$;

$t_{\Pi} = t - p \sqrt{\frac{p}{\mu}} \int_0^{\vartheta} \frac{d\vartheta}{(1 + e \cos \vartheta)^2}$ – время прохождения через перигецентр.

Система уравнений (68) может быть проинтегрирована численно для произвольных начальных значений оскулирующих элементов и любой возмущающей силы. Значение элементов орбиты для произвольного момента времени t может быть представлено как

$$\begin{aligned} \Omega &= \Omega_0 + \delta\Omega, \quad a = a_0 + \delta a, \quad i = i_0 + \delta i, \\ e &= e_0 + \delta e, \quad t_{\Pi} = t_{\Pi 0} + \delta t_{\Pi}, \quad \omega = \omega_0 + \delta\omega, \end{aligned} \quad (69)$$

где $\Omega_0, a_0, i_0, e_0, \omega_0, t_{\Pi 0}$ – начальные значения элементов орбиты (в момент времени t_0); $\delta\Omega, \delta a, \delta i, \delta e, \delta\omega, \delta t_{\Pi}$ – изменения элементов орбиты, вычисленные интегрированием (68) за интервал времени $(t_0; t)$.

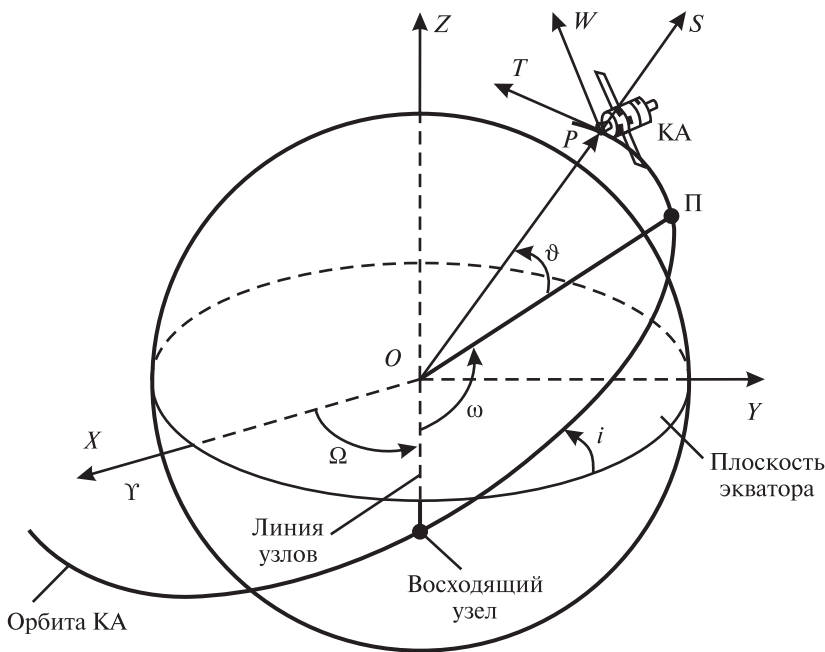


Рис. 13. Система координат КА

Возмущения, вызываемые нецентральностью поля тяготения Земли.

При проведении точных баллистических расчетов траекторий движения КА в качестве наилучшего приближения к действительной поверхности Земли принимается геоид-гипотетическая поверхность уровня потенциала сил притяжения, совпадающая с уровнем спокойного океана. Стандартной формой записи потенциала сил притяжения Земли, рекомендованной Международным астрономическим союзом для практического использования, является [2]

$$U = \frac{\mu}{r} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^{n=\infty} J_n \left(\frac{R_{\text{Э}}}{r} \right)^n P_n(\sin \varphi) + \sum_{n=2}^{n=\infty} \sum_{k=1}^{k=n} \left(\frac{R_{\text{Э}}}{r} \right)^n P_n^{(k)}(\sin \varphi) [C_{nk} \cos(k\lambda) + S_{nk} \sin(k\lambda)] \right\}, \quad (70)$$

где r , φ , λ — соответственно радиус, широта и долгота точки; $R_{\text{Э}}$ — средний экваториальный радиус; J_n , C_{nk} , S_{nk} — безразмерные коэффициенты, зависящие от формы Земли и распределения масс внутри нее; P_n , $P_n^{(k)}$ — полином Лежандра и присоединенная функция Лежандра, вычисляемые по известным аналитическим зависимостям.

Первый член в выражении (70) — потенциал сил притяжения шара (с равномерным распределением плотности внутреннего вещества). Остальные члены разложения (70) характеризуют отличие Земли от тела сферической структуры, их называют *зональными*, *секториальными* и *тессеральными* гармониками.

Второе слагаемое выражения (70), содержащее P_n , называется *зональной гармоникой* порядка n . Это слагаемое меняет знак на n параллелях, поэтому сферическая Земля разделяется на $n + 1$ широтных зон, в которых слагаемое поочередно принимает положительные или отрицательные значения. Основной является вторая зональная гармоника ($n = 2$), которая обусловлена сплюснутостью Земли у полюсов.

Третий член разложения (70) включает два типа гармоник: *секториальные гармоника* порядка n и *тессеральные гармоника* порядка n и индекса k . В общем случае секториальные и тессеральные гармоника характеризуют отличие Земли от тела, динамически симметричного относительно оси вращения, а зональные (при нечетных n) и тессеральные гармоника (при нечетной разности $n - k$) определяют асимметрию Земли относительно плоскости экватора.

Точность баллистических расчетов зависит от типа используемых гармоник и количества слагаемых, оставляемых в разложении (70). Ос-

новным значимым членом в разложении является *вторая зональная гармоника* J_2 , поскольку численные значения коэффициентов J_n ($n > 2$), коэффициентов секториальных и тессеральных гармоник на несколько порядков меньше J_2 . Для приближенных расчетов в разложении (70) оставляют такое количество слагаемых, чтобы обеспечивалась приемлемая точность.

Рассмотрим в качестве основной составляющей в разложении потенциала сил притяжения Земли вторую зональную гармонику. Для этой гармоники, характеризующей полярное сжатие Земли, потенциал сил притяжения имеет вид

$$U_{\text{сж}} = -\frac{\varepsilon}{3r^3}(3\sin^2 i \cdot \sin^2 u - 1), \quad (71)$$

где $\varepsilon = 2,634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}$ – константа, определяющая сжатие Земли; r – текущий радиус КА; i – наклонение орбиты; u – аргумент широты.

Составляющие возмущающего ускорения, обусловленного потенциалом сил притяжения, определяют соотношениями:

$$\begin{aligned} S_1 &= \frac{\partial U_{\text{сж}}}{\partial r} = \frac{\varepsilon}{r^4}(3\sin^2 i \cdot \sin^2 u - 1), \\ T_1 &= \frac{1}{r} \frac{\partial U_{\text{сж}}}{\partial u} = -\frac{\varepsilon}{r^4} \sin^2 i \cdot \sin 2u, \\ W_1 &= \frac{1}{r \sin u} \frac{\partial U_{\text{сж}}}{\partial i} = -\frac{\varepsilon}{r^4} \sin 2i \cdot \sin u, \end{aligned} \quad (72)$$

где S_1 – радиальная составляющая; T_1 и W_1 – трансверсальная и бинормальная составляющие возмущающего ускорения.

Для исследования влияния возмущений, задаваемых в формуле (72), используют систему дифференциальных уравнений для оскулирующих элементов, где u – независимая переменная. При подстановке соотношений для S_1 , T_1 , W_1 в эти уравнения и интегрировании уравнений за один оборот КА (в пределах от u_0 до $u_0 + 2\pi$) получим, что вековые уходы элементов i , e , p отсутствуют. Эти элементы подвержены только периодическим возмущениям. Максимальное значение амплитуды периодических возмущений элемента p имеет место при $i = 90^\circ$ (для полярных орбит), причем периодическое возмущение имеет три гармонические составляющие. Периодическое возмущение эксцентриситета e имеет более сложный характер и состоит из большого количества гармонических составляющих.

Для возмущений долготы восходящего узла Ω и аргумента перигея ω кроме периодических имеют место также и вековые уходы. Вековой уход линии узлов за один оборот определяют соотношением

$$\delta\Omega_B = -\frac{2\pi\epsilon}{\mu p^2} \cos i. \quad (73)$$

Из анализа формулы (73) следует, что в первом приближении линия узлов прецессирует пропорционально косинусу угла наклона орбиты и обратно пропорционально квадрату фокального параметра орбиты. Причем величина $\delta\Omega_B$ находится в пределах от нуля (для полярных орбит) до некоторого максимального значения (для экваториальных орбит). Периодические возмущения линии узлов имеют второй порядок малости по отношению к вековым возмущениям, поэтому график $\delta\Omega_B = f(u)$ (по крайней мере, за один виток) представляет собой почти прямую линию.

Скорость изменения Ω_B линии узлов (с учетом возмущений обоих типов) имеет большое практическое значение. В частности, для солнечно-синхронных орбит величина Ω_B равна скорости движения Солнца среди звезд. Данное обстоятельство приводит к тому, что освещенность КА на такой орбите не меняется, а это очень важно для проведения наблюдений за КА и различных экспериментов на его борту.

Выражение для векового ухода аргумента перигея имеет вид

$$\delta\omega_B = \frac{\pi\epsilon}{\mu p^2} (5\cos^2 i - 1). \quad (74)$$

Для полярной орбиты $\delta\Omega_B$ составляет примерно $-4,5^\circ$ за один оборот (при минимально возможных размерах орбиты). Для орбит с наклоном $i = -63^\circ 26'$ имеет место $\delta\Omega_B \approx 0$, что весьма важно при реализации орбит КА, для которых по условиям эксплуатации требуется обеспечить постоянство положения линии узлов. Периодические возмущения аргумента перигея, так же как и эксцентриситета, имеют весьма сложный характер, зависящий от элементов i , e , ω . Качественно максимальные отклонения периодического возмущения $\delta\Omega_{\Pi}$ (в отличие от возмущений линии узлов) превышают вековые отклонения за виток.

Из анализа вековых отклонений следует, что под действием сжатия Земли происходит пропорциональный времени поворот плоскости орбиты в направлении против вращения Земли, называемый *прецессией плоскости орбиты*.

Изменение оскулирующих элементов в возмущенном движении приводит к возмущению радиуса орбиты, а следовательно, и высоты полета. Эти возмущения таковы, что происходит как бы частичное «отслежива-

ние» поверхности Земли высотой полета, при этом аппарат поднимается над экваториальными областями и проседает над полюсами.

Пространственный поворот плоскости орбиты при возмущенном движении, связанный с изменением элементов i и Ω , приводит к появлению бокового «ухода» возмущенной орбиты (по отношению к невозмущенной). В первом приближении величину бокового ухода определяют соотношением

$$\delta z = r(\delta\Omega \cos u \cdot \sin i - \delta i \sin u). \quad (75)$$

Анализ (75) показывает, что боковое смещение имеет вековой характер со все более увеличивающейся амплитудой. Строгие численные расчеты показали, что под действием аномалий поля тяготения Земли орбита КА испытывает коротко- и долгопериодические возмущения. Последние имеют суточный характер, так как за один оборот все долготные изменения потенциала проходят через плоскость орбиты. Установлено [2], что максимальное изменение радиуса орбиты не превышает 200 м.

Возмущения, вызываемые сопротивлением атмосферы. На высоте более 150–200 км атмосфера сильно разрежена и поэтому оказывает малое сопротивление движущемуся КА. Но поскольку сила сопротивления является постоянно действующей, то, несмотря на свою малость, она может значительно изменить элементы орбиты за достаточно большой интервал времени. На основе наблюдения за движением многих КА и обобщения опыта проведения баллистических экспериментов по прогнозу движения КА для высот 120–1500 км разработан ГОСТ «Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов ИСЗ».

Влияние сопротивления атмосферы на движение КА оценивается характером поведения и величинами изменений оскулирующих элементов орбиты. Без учета вращения атмосферы приближенные значения вековых возмущений некоторых элементов круговой орбиты за один виток определяют следующими зависимостями [2]:

$$\begin{aligned} \Delta r &= -4\pi S_6 \rho r_{cp}^2, \quad \Delta V_{пр} = 2\pi S_6 \rho \sqrt{\mu r_{cp}}, \\ \Delta e &= 12\pi^2 S_6 \rho r_{cp}^2, \quad \Delta T = -12\pi^2 S_6 \sqrt{r_{cp}^2 / \mu}, \end{aligned}$$

где Δr , $\Delta V_{пр}$, Δe , ΔT – вековые возмущения среднего радиуса, продольной скорости, смещения вдоль орбиты и периода обращения; $S_6 = C_x S_M / (2m)$ – баллистический коэффициент КА массой m и площадью миделевого сечения S_M ; C_x – коэффициент силы лобового сопро-

тивления; ρ — плотность воздуха на рассматриваемой высоте полета; $r_{\text{ср}}$ — средний радиус орбиты.

Существуют специальные методики определения коэффициента C_x в зависимости от формы КА и углов его ориентации относительно вектора скорости набегающего потока. В некоторых случаях для проведения оценочных расчетов можно принять $C_x = 2-2,5$ независимо от формы КА [1].

Под влиянием сопротивления атмосферы при движении КА по эллиптической орбите происходят вековые возмущения эксцентриситета e и фокального параметра p , при этом первоначальная орбита с течением времени приближается к круговой. Период обращения монотонно уменьшается, а средняя скорость полета возрастает. Следует отметить, что максимальная скорость уменьшения высоты орбиты приходится на район апогея, а минимальная — на район перигея орбиты.

При движении КА по круговой орбите возмущающее ускорение, перпендикулярное к плоскости орбиты, вызывает вековое вращение плоскости вокруг линии узлов, не изменяя положения самих узлов.

Под влиянием захвата атмосферы вращением Земли плоскость круговой орбиты с наклоном $i < 90^\circ$ стремится совпасть с плоскостью экватора, но это движение происходит очень медленно.

Возмущения, вызываемые притяжением Солнца и Луны. Для КА, движущихся на высотах менее 300 000 км, возмущающее влияние всех небесных тел, за исключением Солнца и Луны, является весьма малым. Сравнительная оценка возмущающего влияния Солнца и Луны в зависимости от высоты полета КА приведена в табл. 1 [2].

Возмущающее влияние Солнца и Луны на движение КА сводится, в первом приближении, к вековым и долгопериодическим солнечным и лунным возмущениям.

Вековые изменения оскулирующих элементов орбиты КА за один виток определяют по аналитическим зависимостям для известных значений элементов в текущий момент времени. При заданных характеристиках возмущающего движения искомые величины вековых возмущений определяют значениями оскулирующих элементов a , e , i , ω орбиты.

Расчеты показывают, что амплитуды максимальных солнечных долгопериодических возмущений примерно в 6,16 раз превосходят амплитуды соответствующих лунных возмущений, в то время как величина максимальных солнечных возмущений за один оборот КА на орбите примерно в 2,18 раза меньше соответствующих лунных возмущений [2]. Максимальные амплитуды долгопериодических возмущений эксцентриситета и высоты орбиты в основном определяют высотой апогея [1].

Таблица 1

Сравнительная оценка возмущающего влияния Солнца и Луны

Высота орбиты, км	Максимальное возмущающее ускорение, м/с ²		Отношение максимального возмущающего ускорения от различных источников возмущений к ускорению свободного падения, м/с ²			
	от Солнца	от Луны	от Солнца	от Луны	от составляющей потенциал сил притяжения, $U_{сж}$	от аномалий силы притяжения
0	$0,5 \cdot 10^{-6}$	1,1	0,051	0,11	3400	$60 \cdot 10^{-6}$
2000	$0,66 \cdot 10^{-6}$	1,4	0,12	0,25	1900	$35 \cdot 10^{-6}$
10 000	$1,33 \cdot 10^{-6}$	2,8	0,86	1,9	510	$9,1 \cdot 10^{-6}$
20 000	$2,1 \cdot 10^{-6}$	4,5	3,6	7,9	200	$3,5 \cdot 10^{-6}$
50 000	$4,4 \cdot 10^{-6}$	9,8	35	77	43	$0,78 \cdot 10^{-6}$
100 000	$8,3 \cdot 10^{-6}$	18	240	520	12	$0,22 \cdot 10^{-6}$

Возмущения, вызываемые давлением солнечного света. Возмущающее ускорение $a_{сд}$ КА, вызываемое световым давлением, направлено по световому потоку. Его вычисляют согласно зависимости [2]

$$a_{сд} = kq_{сд}S_M/m, \quad (76)$$

где k – коэффициент, зависящий от характера отражения света и распределения теплового излучения по поверхности КА ($k = 1-1,44$); $q_{сд}$ – сила солнечного давления; S_M – площадь миделевого сечения; m – масса КА. Силу солнечного давления определяют соотношением [2]

$$q_{сд} = q_0(r_0/r)^2,$$

где $q_0 = 4,4 \cdot 10^{-6}$ Н/м² – световое давление на удалении земной орбиты; r_0 – средний радиус орбиты Земли; r – расстояние КА от Солнца.

Исследования показывают, что световое давление при высоте полета $h < 500$ км оказывает на движение КА меньшее влияние, чем сопротивление атмосферы, поэтому при баллистических расчетах давление солнечного света не учитывают. При $500 \text{ км} < h < 700 \text{ км}$ влияние светового давления и сопротивления атмосферы приблизительно одинаково, а для высоты полета $h > 700 \text{ км}$ световое давление становится более значимым, чем сопротивление атмосферы.

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Определение орбиты КА — один из важнейших разделов космической баллистики, занимающийся вопросами вычисления координат и составляющих скорости КА на некотором временном интервале и обеспечивающий получение требуемых данных о векторе состояния КА. Нужно различать методы решения задачи определения орбиты КА на этапе *проектирования* и *в ходе реального полета*. На этапе проектирования необходимо выбрать траекторию, наилучшим образом решающую поставленную задачу; в ходе реального полета определение орбиты характеризует фактическое состояние КА в полете.

Определение орбиты КА в ходе реального полета — многоэтапная задача. В этом случае можно выделить несколько самостоятельных задач. Рассмотрим несколько простейших задач, имеющих большое практическое значение:

- по заданным параметрам орбиты (например, шесть элементов орбиты $i, \Omega, \omega, e, a, t_0$) определить вектор состояния КА, т. е. координаты x, y, z и составляющие скорости V_x, V_y, V_z на некоторый момент времени;
- вычислить параметры орбиты по начальному положению и скорости КА;
- найти параметры орбиты по двум фиксированным положениям КА;
- определить параметры орбиты по результатам многих измерений;
- построить трассы КА;
- спрогнозировать движение КА.

Принципиальная особенность задачи определения орбиты в ходе реального полета заключается в том, что для решения обязательно требуется некоторая информация о движении КА, получаемая по результатам измерений. Точность и оперативность решения задачи определения орбиты решающим образом зависят от состава, количества и качества измерительной информации, поэтому вопросы получения и обработки информации приобретают самостоятельное значение.

Наиболее просто задачу определения орбиты решают в рамках теории невозмущенного движения КА. Наличие априорной информации в виде конечных соотношений, характеризующих параметры кеплеровой орбиты, позволяет найти искомый результат при задании в качестве известных различных сочетаний параметров: положения и скорости КА в начальный момент времени, двух фиксированных положений аппарата, фокального параметра его орбиты и т. д. Опишем решение поставленных задач для невозмущенного движения и эллиптической орбиты, наиболее важной с точки зрения практического применения для околоземных КА.

4.1. Определение вектора состояния космических аппаратов по заданным параметрам орбиты

Постановка задачи. Пусть заданы элементы орбиты i, Ω, ω, e, a (или p), t_{Π} . Необходимо определить координаты $x(t), y(t), z(t)$ и составляющие скорости $V_x(t), V_y(t), V_z(t)$ в геоцентрической экваториальной прямоугольной системе координат $OXYZ$ (см. рис. 5) в произвольный момент времени t .

Решение задачи. Если в качестве элемента орбиты задан параметр орбиты p , то вначале найдем величину большой полуоси орбиты по формуле (42)

$$a = \frac{p}{1 - e^2}.$$

Далее, решая уравнение (61)

$$t - t_{\Pi} = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}} (E - e \cdot \sin E),$$

находим эксцентрическую аномалию E . Затем по формуле (59)

$$\operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2}$$

находим истинную аномалию $\vartheta(t)$ в момент времени t .

Модуль радиус-вектора $r(t)$ положения КА в момент времени t рассчитываем из уравнения орбиты (22)

$$r(t) = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \vartheta(t)}.$$

Радиальную $V_r(t)$ и трансверсальную $V_n(t)$ составляющие скорости вычислим по формулам (26) и (27):

$$V_r(t) = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot e \cdot \sin \vartheta(t),$$

$$V_n(t) = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (1 + e \cdot \cos \vartheta(t)).$$

Координаты единичных векторов $\vec{e}_r$ и $\vec{e}_n$, направленных соответственно по радиус-вектору $\vec{r}(t)$ положения КА на орбите и по нормали

к нему в плоскости движения, найдем с помощью матрицы M перехода от геоцентрической экваториальной прямоугольной системы координат $OXYZ$ к подвижной системе координат $PSTW$ (рис. 22), связанной с центром масс КА. Поскольку переход от системы координат $OXYZ$ к системе координат $PSTW$, как видно из рис. 22, осуществляется путем последовательных поворотов на углы Ω , i и $u = \omega + \vartheta$, то матрица перехода M имеет вид

$$M = \begin{bmatrix} \cos u \cos \Omega - \cos i \sin u \sin \Omega & \cos u \sin \Omega + \cos i \sin u \cos \Omega & \sin i \sin u \\ -\sin u \cos \Omega - \cos i \cos u \sin \Omega & -\sin u \sin \Omega + \cos i \cos u \cos \Omega & \sin i \cos u \\ \sin i \sin \Omega & -\sin i \cos \Omega & \cos i \end{bmatrix}.$$

Любой вектор $\vec{b}$, заданный в геоцентрической экваториальной прямоугольной системе координат $OXYZ$ с помощью матрицы перехода M , можно перевести в подвижную систему координат $PSTW$, связанную с центром масс КА, и наоборот:

$$\vec{b}_{\text{подв}} = M\vec{b},$$

$$\vec{b} = M^{-1}\vec{b}_{\text{подв}},$$

где $\vec{b}_{\text{подв}}$ – вектор $\vec{b}$, записанный в подвижной системе координат, M^{-1} – обратная матрица, получаемая из M транспонированием (так как M – ортогональная матрица).

Координаты единичных векторов $\vec{e}_r$ и $\vec{e}_n$ будут находиться по формулам:

$$\vec{e}_r = \begin{bmatrix} e_{rx} \\ e_{ry} \\ e_{rz} \end{bmatrix} = M^{-1}(\vec{e}_r)_{\text{подв}} = M^{-1} \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos u \cos \Omega - \cos i \sin u \sin \Omega \\ \cos u \sin \Omega + \cos i \sin u \cos \Omega \\ \sin i \sin u \end{bmatrix}, \quad (77)$$

$$\vec{e}_n = \begin{bmatrix} e_{nx} \\ e_{ny} \\ e_{nz} \end{bmatrix} = M^{-1}(\vec{e}_n)_{\text{подв}} = M^{-1} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin u \cos \Omega - \cos i \cos u \sin \Omega \\ -\sin u \sin \Omega + \cos i \cos u \cos \Omega \\ \sin i \cos u \end{bmatrix}. \quad (78)$$

Таким образом, радиус-вектор $\vec{r}(t)$ положения и вектор скорости $\vec{V}(t)$ КА в момент времени t полностью заданы через параметры орбиты:

$$\vec{r}(t) = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} = r(t) \vec{e}_r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \vartheta(t)} \cdot \begin{bmatrix} \cos u \cos \Omega - \cos i \sin u \sin \Omega \\ \cos u \sin \Omega + \cos i \sin u \cos \Omega \\ \sin i \sin u \end{bmatrix}, \quad (79)$$

$$\vec{V}(t) = V_r(t) \cdot \vec{e}_r + V_n(t) \cdot \vec{e}_n = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (e \cdot \sin \vartheta(t) \cdot \vec{e}_r + (1 + e \cdot \cos \vartheta(t)) \cdot \vec{e}_n). \quad (80)$$

На практике положение КА в геоцентрической экваториальной прямоугольной системе координат $OXYZ$ можно описывать с помощью сферических координат r, δ, α (рис. 14).

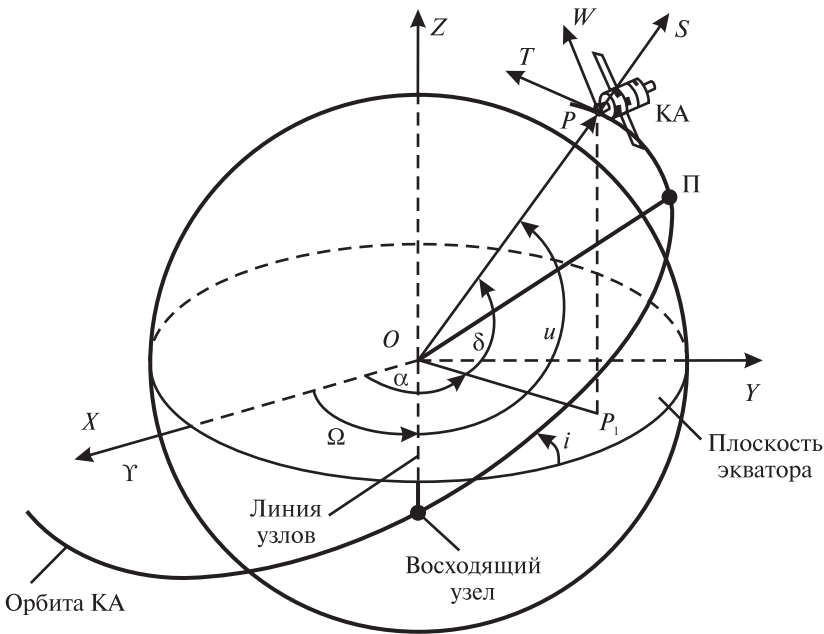


Рис. 14. Геоцентрическая экваториальная сферическая система координат

Радиус r определяется как расстояние OP от центра Земли до КА. Склонение δ – угол между радиус-вектором $\overline{OP}$ и плоскостью экватора. Принято, что к северу от экватора склонение положительно ($\delta > 0$), к югу – отрицательно ($\delta < 0$). Через параметры орбиты склонение определяется как

$$\delta = \arcsin(\sin i \sin u), \quad (81)$$

и в зависимости от наклона орбиты i может изменяться в диапазонах

$$-i \leq \delta \leq i \quad \text{при } 0 < i < \pi/2,$$

$$-(\pi - i) \leq \delta \leq \pi - i \quad \text{при } \pi/2 < i < \pi.$$

Прямое восхождение α – угол между направлением на точку весеннего равноденствия Υ и проекцией радиус-вектора $\overline{OP}$ на плоскость экватора. Через параметры орбиты прямое восхождение определяется как

$$\alpha = \Omega + \arctg(\cos i \tg u) \quad (82)$$

и изменяется в диапазоне

$$0 \leq \alpha \leq 2\pi.$$

Координаты единичного вектора $\vec{e}_r$ можно выразить через склонение и прямое восхождение

$$\vec{e}_r = \begin{bmatrix} e_{rx} \\ e_{ry} \\ e_{rz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \delta \\ \sin \alpha \cos \delta \\ \sin \delta \end{bmatrix}. \quad (83)$$

4.2. Определение параметров орбиты по начальному положению и скорости космических аппаратов

Для определения параметров орбиты КА могут быть использованы измерения его положения и скорости, полученные в результате траекторных измерений с помощью наземного комплекса. Наземный измерительный комплекс проводит обычно несколько сеансов с большим числом измерений (избыточные измерения) в течение каждого сеанса, так как результаты измерений содержат ошибки.

Постановка задачи. Пусть в результате проведенных измерений в момент времени t_0 точно определены радиус-вектор положения $\vec{r}(t_0)$ (рис. 15), заданы координаты $x(t_0)$, $y(t_0)$, $z(t_0)$ в геоцентрической экваториальной прямоугольной системе координат $OXYZ$ и вектор скорости $\vec{V}(t_0)$ КА (заданы проекции скорости $V_x(t_0)$, $V_y(t_0)$, $V_z(t_0)$). Необходимо определить элементы орбиты i , Ω , ω , e , a (или p), t_{Π} .

Решение задачи. Пусть векторы $\vec{r}(t_0)$ и $\vec{V}(t_0)$ не коллинеарны. Плоскость орбиты задается с помощью единичного вектора нормали $\vec{e}_C$, направленного по векторному интегралу площадей $\vec{C}$ (рис. 15):

$$\vec{e}_C = \frac{\vec{r}(t_0) \times \vec{V}(t_0)}{|\vec{r}(t_0) \times \vec{V}(t_0)|}.$$

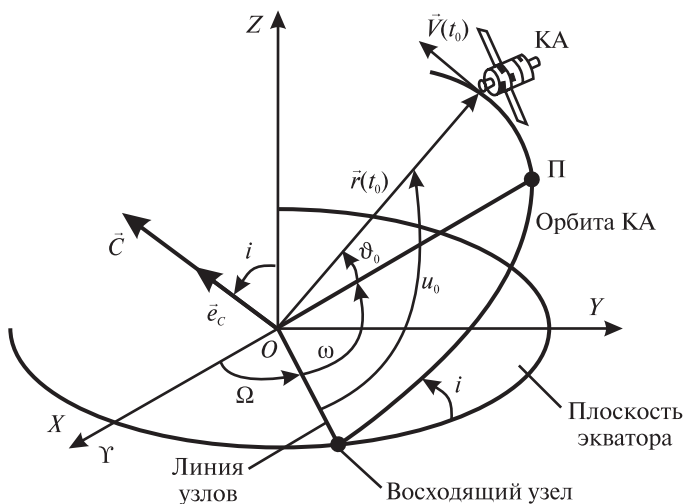


Рис. 15. Определение параметров орбиты по начальному положению и скорости КА

Наклонение орбиты определяется по формуле

$$i = \arccos e_{Cz}.$$

Долгота восходящего узла определяется из выражений

$$\sin \Omega = \frac{e_{Cx}}{\sin i}, \quad \cos \Omega = \frac{e_{Cy}}{\sin i}.$$

Модуль векторного интеграла площадей $C = |\vec{r}_0 \times \vec{V}_0|$ позволит определить параметр орбиты

$$p = \frac{C^2}{\mu}.$$

С помощью интеграла энергий $h = V_0^2 - \frac{2\mu}{r_0} = \text{const}$ можно найти эксцентриситет орбиты:

$$e = \sqrt{1 + h \frac{C^2}{\mu}}.$$

Истинную аномалию ϑ_0 в начальный момент времени t_0 можно найти из формул для радиальной V_{r0} и трансверсальной составляющей скорости КА V_{n0} . Откуда

$$\sin \vartheta_0 = \bar{V}_0 \cdot \frac{\bar{r}_0}{r_0} \cdot \frac{1}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} = \frac{V_{r0}}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}},$$

$$\cos \vartheta_0 = \frac{1}{e} \left(\left| \bar{V}_0 - V_{r0} \frac{\bar{r}_0}{r_0} \right| \sqrt{\frac{p}{\mu}} - 1 \right) = \frac{1}{e} \left(V_{n0} \sqrt{\frac{p}{\mu}} - 1 \right).$$

Аргумент широты u_0 определяется

$$\cos u_0 = (\cos \Omega_0, \sin \Omega_0, 0) \cdot \frac{\bar{r}_0}{r_0}, \quad \sin u_0 = \left| \bar{e}_\Omega \times \frac{\bar{r}_0}{r_0} \right| \text{sign} e_{cx}.$$

Аргумент перигентра

$$\omega_0 = u_0 - \vartheta_0.$$

Определяем эксцентрическую аномалию

$$\text{tg} \frac{E_0}{2} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \text{tg} \frac{\vartheta_0}{2}$$

и время пролета перигентра

$$t_{\Pi} = t_0 - \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}} (E_0 - e \sin E_0).$$

4.3. Определение параметров орбиты по двум фиксированным положениям космических аппаратов

Самая простая схема измерений для наземного измерительного комплекса – в заданные моменты времени t_1 и t_2 определить радиусы r_1 и r_2 положения КА относительно центра Земли и углы прямого восхождения α_1 и α_2 , склонения δ_1 и δ_2 .

Постановка задачи. Пусть в результате проведенных измерений в моменты времени t_1 и t_2 точно определены радиус-векторы $\vec{r}_1(t_1) = \{x_1(t_1), y_1(t_1), z_1(t_1)\}$ и $\vec{r}_2(t_2) = \{x_2(t_2), y_2(t_2), z_2(t_2)\}$ положения КА на эллиптической орбите в точках P_1 и P_2 соответственно (рис. 16). Необходимо определить элементы орбиты КА i, Ω, ω, e, a (или p), t_{Π} .

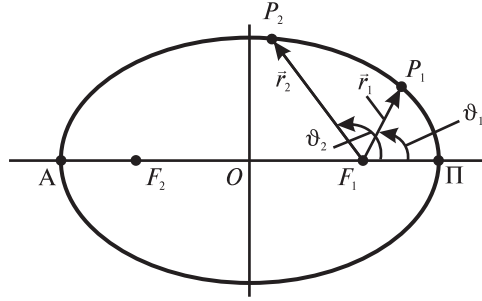


Рис. 16. Определение параметров орбиты по двум фиксированным положениям КА

Решение задачи. Определим абсолютные значения радиус-векторов r_1 и r_2 :

$$r_1^2 = x_1^2 + y_1^2 + z_1^2, \quad r_2^2 = x_2^2 + y_2^2 + z_2^2.$$

Найдем вспомогательные величины:

$$\begin{aligned} \sigma &= (x_1 x_2 + y_1 y_2 + z_1 z_2) / r_1^2, \\ x_0 &= x_2 - \sigma x_1, \quad y_0 = y_2 - \sigma y_1, \quad z_0 = z_2 - \sigma z_1, \\ r_0^2 &= x_0^2 + y_0^2 + z_0^2. \end{aligned}$$

Вычислим разность истинных аномалий $\Delta\vartheta = \vartheta_2 - \vartheta_1$ в моменты времени t_1 и t_2 из соотношений

$$\sin \Delta\vartheta = r_0 / r_2, \quad \cos \Delta\vartheta = (x_1 x_2 + y_1 y_2 + z_1 z_2) / (r_1 r_2).$$

С помощью метода Гаусса [2] найдем фокальный параметр орбиты p . Основу этого метода составляет вычисление отношения η площади сектора орбиты, заключенного между радиус-векторами r_1 и r_2 , к площади треугольника $P_1 F P_2$. Для этого найдем вспомогательные величины

$$\begin{aligned} \tau &= \sqrt{\mu}(t_2 - t_1), \quad k^2 = 2(r_1 r_2 + x_1 x_2 + y_1 y_2 + z_1 z_2), \\ d &= \frac{22\tau^2}{k^2 [6k + 9(r_1 + r_2)]}. \end{aligned}$$

Определим величину η :

$$\eta = 1 + \frac{10}{11} S_1,$$

где S_1 находится из решения квадратного уравнения

$$S_1^2 + S_1 - d = 0.$$

Фокальный параметр орбиты находим из соотношения

$$p = \left(\frac{\eta r_0 r_1}{\tau} \right)^2.$$

Найдем эксцентриситет орбиты e и истинные аномалии ϑ_1 и ϑ_2 в моменты времени t_1 и t_2 из соотношений

$$e \cos \vartheta_1 = \frac{p}{r_1} - 1, \quad e \sin \vartheta_1 = \left[\left(\frac{p}{r_1} - 1 \right) \cos \Delta \vartheta - \frac{p}{r_2} + 1 \right] / \sin \Delta \vartheta, \quad \vartheta_2 = \Delta \vartheta + \vartheta_1.$$

Определим большую полуось орбиты a :

$$a = \frac{p}{1 - e^2}.$$

Вычислим эксцентрические аномалии E_1 и E_2 в моменты времени t_1 и t_2 из соотношений:

$$\operatorname{tg} \frac{E_1}{2} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta_1}{2}, \quad \operatorname{tg} \frac{E_2}{2} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta_2}{2}.$$

Наклонение орбиты i и долготу восходящего узла Ω определим, решая систему уравнений

$$\begin{cases} |\vec{r}_1 \times \vec{r}_2| \sin i \sin \Omega = y_1 z_2 - y_2 z_1, \\ |\vec{r}_1 \times \vec{r}_2| \sin i \cos \Omega = x_1 z_2 - x_2 z_1, \\ |\vec{r}_1 \times \vec{r}_2| \cos i = x_1 y_2 - x_2 y_1, \end{cases}$$

где $|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2| = r_1 r_2 \sin \Delta \vartheta$ — модуль векторного произведения $\vec{r}_1(t_1)$ и $\vec{r}_2(t_2)$.

Аргумент перицентра ω найдем через аргумент широты u_1 и истинную аномалию ϑ_1 в момент времени t_1 :

$$\omega = u_1 - \vartheta_1,$$

$$\text{где } u_1 = \arccos \left(\frac{x_1 \cos \Omega + y_1 \sin \Omega}{r_1} \right).$$

Средние аномалии M_1 , M_2 найдем через эксцентрические аномалии E_1 , E_2 и эксцентриситет орбиты e :

$$M_1 = E_1 - e \sin E_1, \quad M_2 = E_2 - e \sin E_2.$$

Окончательно найдем среднее суточное движение N , среднюю аномалию M_0 и время прохождения через перицентр t_{Π} :

$$N = \frac{M_2 - M_1}{t_2 - t_1}, \quad M_0 = M_1 + N(t_0 - t_1), \quad t_{\Pi} = t_0 - \frac{M_0}{N},$$

где t_0 — некоторый выбранный момент времени.

4.4. Внешнетраекторные измерения космических аппаратов.

Определение параметров орбиты по результатам многих измерений

В практике космических полетов получило наибольшее распространение определение орбит и параметров движения КА с использованием внешнетраекторных измерений (ВТИ). В этом случае измерительная информация прямо или косвенно связана с траекторией летательного аппарата или параметрами его движения. Сегодня широко применяют различные типы измерительных систем: радиотехнические, оптические, гравиметрические, магнитометрические и т. д. Основными видами внешнетраекторных измерений являются радиотехнические и оптические [4]. Проведение радиотехнических и оптических измерений связано с определением некоторых геометрических и кинематических характеристик или временных сдвигов, отнесенных к фиксированным (базисным) в пространстве точкам. Базисными точками могут быть стационарные, самолетные измерительные пункты, радиомаяки для радиотехнических измерений или естественные ориентиры, звезды, центры касания линий визирования видимых дисков планет для оптических измерений. Радиотехнические измерения основаны на использовании свойств изменения характеристик радиосигнала, обусловленного переменой параметров движения летательного аппарата, оптические измерения основаны на использовании свойств прямолинейности распространения света в однородной среде.

Каждый вид измерений имеет свои преимущества и недостатки. Радиотехнические измерения могут быть проведены при любых погодных условиях на значительных удалениях КА от базисных точек. Но они возможны при условии прямой видимости аппарата из базисных точек, их проведение вблизи Земли предполагает учет рефракции и рассеяния радиоволн, активная радиолокация связана с дорогостоящей аппаратурой, а пассивные радиотехнические методы возможны лишь при излучении летательным аппаратом сигнала. В спутниковых системах внешнетраекторных измерений часто этот сигнал передается по командной или телеметрической радиолинии, что упрощает аппаратную реализацию и стоимость измерительной системы. Оптические методы просты в осуществлении, требуют менее дорогостоящую аппаратуру и обладают приемлемой точностью. Но, так же как и радиотехнические измерения возможны при условии прямой видимости аппарата из базисных точек, проведение оптических методов вблизи Земли предполагает учет рефракции и рассеяния. А применительно к КА при измерениях относитель-

но звездного неба дополнительно требуют хороших погодных условий. В настоящее время перспективными являются высокоточные системы определения положения, скорости и ориентации КА на основе данных, поступающих от многоканальных ГЛОНАСС/GPS-приемников, и их комплексирование с инерциальными системами навигации [4]. Но решение задачи навигационно-временного определения предъявляет значительные требования к объему информации, быстродействию и памяти бортовых ЭВМ, что чаще всего неприемлемо для беспилотных летательных аппаратов. Поэтому выходом из положения может стать проведение внешнетраекторных измерений с использованием ретранслированных сигналов спутниковых радионавигационных систем и решение навигационной задачи на измерительном пункте.

При решении практических задач обычно используют две основные схемы измерений — схему косвенных измерений и схему прямых измерений. Радиотехническими и оптическими методами могут измеряться:

- наклонная дальность от пункта измерения до КА;
- радиальная скорость относительно измерительного пункта;
- разность наклонных дальностей до летательного аппарата с двух измерительных пунктов;
- производные от разности наклонных дальностей;
- углы линии визирования измеряемого объекта;
- углы между линией визирования и осями пунктовой системы координат измерительного комплекса;
- угловые скорости линии визирования;
- углы линии визирования летательного аппарата относительно направлений на звезды и планеты.

Обычно конкретное радиотехническое и оптическое средство может измерять от одного до шести параметров, связанных с движением КА. Искомые параметры движения можно найти в результате математической обработки данных измерений на ЭВМ. В общем случае для расчета вектора состояния летательного аппарата (трех координат и трех проекций скорости) в некоторый момент времени нужно иметь шесть независимых соотношений, связывающих параметры движения и результаты измерения. Но это справедливо, если все измерения достоверны, а формулы связи точны, что на практике невозможно. На полученные результаты накладываются различные инструментальные и случайные погрешности измерений, которые в процессе математической обработки должны быть нивелированы, а грубые ошибки выявлены и исключены.

Комплексирование оптических и радиотехнических методов измерений траектории и параметров движения КА является современным и перспективным направлением. Это позволит воспользоваться преимуществами каждого из методов, накопить достаточный массив изме-

рений даже при ограниченном времени, исключить грубые ошибки и использовать один из методов в тех случаях, когда другой недоступен, что особенно актуально для определения параметров движения КА военного назначения.

Измерения, проводимые для определения параметров движения КА, называют *навигационными измерениями*, а участки траектории КА, на которых проводят измерения, — *навигационными участками* [4].

В результате проведения навигационных измерений определяют не искомые параметры движения, а навигационные параметры, функционально связанные с искомыми. При этом погрешности измерений таковы, что непосредственное их использование для решения задачи навигации без какой-либо специальной обработки практически невозможно. Для уменьшения влияния ошибок измерений на точность решения навигационной задачи проводят многократные навигационные измерения. В этом случае применяют статистическую обработку измерений, позволяющую за счет избыточности исходной информации сглаживать случайные ошибки измерений. При этом необходимо иметь достаточный запас избыточных измерений и выполнять значительное количество арифметических операций.

Задачи определения параметров движения КА могут ставиться в двух вариантах: в варианте *первоначального определения параметров* и в варианте *уточнения* их значений в результате нахождения поправок к ним.

При статистическом подходе основным источником информации служат измерения (апостериорная информация), причем для некоторой части полученных намерений характерна корреляционная связь. Для анализа имеется также и априорная информация (полученная до проведения текущей серии навигационных измерений) в виде совокупности ожидаемых значений параметров движения КА. Известными являются также соответствующие вероятностные характеристики возможных ошибок. В результате проведения статистической обработки навигационных измерений должна быть найдена такая совокупность искомых величин, которая наилучшим образом согласуется с результатами измерений. Оптимизацию можно проводить по различным критериям, но наибольшее распространение получил критерий минимума дисперсии определяемых параметров движения КА.

Удовлетворяющие этому критерию статистические методы можно разделить на две группы [2]:

- *метод максимального правдоподобия* и *метод наименьших квадратов*, требующие для своего применения полный объем информации, которую необходимо накопить в течение проводимых сеансов измерений;
- *метод динамической фильтрации*, требующий не полный объем информации, а тот объем, который накапливается по мере увеличения количества проводимых измерительных сеансов.

Метод максимального правдоподобия представляет собой один из самых эффективных методов в смысле обеспечения минимума дисперсии оцениваемых параметров движения [2]. Метод является строгим в математическом плане, а его применение особенно оправданно в том случае, когда в составе обрабатываемой информации имеются как некоррелированные, так и коррелированные измерения.

Обработка измерений по методу наименьших квадратов — частный случай метода максимального правдоподобия, а его применение строго обоснованно, когда проводимые измерения независимы и нормально распределены. При обработке измерительной информации по этому методу для определения оценок требуется предварительно накопить выборку измерений и лишь затем начать обработку информации. Естественно, что по времени получение оценок будет осуществляться медленнее, чем поступление измерительной информации в обработку. Кроме того, при выполнении каждого последующего этапа расчета не вся априорная информация будет участвовать в обработке (так как учитывают только приближения параметров движения, относящихся к предыдущим этапам).

Указанных недостатков лишены методы второй группы, осуществляющие обработку по нарастающему объему измерений. Важная особенность этих методов — это возможность добавлять измерительную информацию любыми порциями, вплоть до единичных измерений. При этом для проведения расчетов используют рекуррентные зависимости, связывающие оценку на $(i + 1)$ -м этапе расчетов с оценками и параметрами на предыдущем i -м этапе. Это позволяет обеспечить получение новых уточненных оценок в любой момент времени с учетом накопившейся к этому моменту совокупности измерений. Наибольшая эффективность применения методов обработки по нарастающему объему измерений проявляется в тех случаях, когда измерения рассредоточены во времени, поступают в равномерном темпе и необходимо оперативное принятие решений (по режиму слежения за КА), когда накопление большого количества информации невыгодно или не представляется возможным.

Для решения задач определения параметров движения КА обычно используют не все измерения, которые измерительная система обеспечивает на измеряемом участке орбиты, а некоторую дискретную выборку, получаемую путем осреднения по отдельным интервалам этого участка. Следует указать, что наличие избыточных измерений может привести не к улучшению, а к ухудшению получаемых оценок, что характерно при использовании метода наименьших квадратов.

При математической обработке результатов измерений большое распространение получил *метод наименьших квадратов* [2]. Кратко изложим суть метода. Пусть y и x связаны функциональной зависимостью и

произведено N измерений $y_1, y_2, \dots, y_N$ функции y при соответствующих значениях $x_1, x_2, \dots, x_N$ аргумента x . Задача заключается в аналитическом представлении искомой функциональной зависимости, т. е. в отыскании такого соотношения, которое бы наилучшим образом описывало полученные результаты измерений. Особенностью задачи является то, что наличие случайных ошибок измерений делает нецелесообразным нахождение строгой зависимости, которая включала бы все опытные значения. Другими словами, график искомой функции не должен обязательно проходить через все имеющиеся точки $(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_N, y_N)$.

В основе метода лежит принцип наименьших квадратов: наивероятнейшим значением, которое можно получить из ряда измерений одинаковой точности, является такое значение, для которого сумма квадратов разностей этого значения и результатов измерений наименьшая.

Для целей практического использования данного метода необходимо заранее выбрать некоторый тип функциональной зависимости $y = f(x, a_1, a_2, \dots, a_m)$, чтобы в выбранной зависимости в явном виде присутствовали некоторые параметры $a_1, a_2, \dots, a_m$, которые должны быть найдены. Эти параметры нельзя определить точно по эмпирическим значениям $y_1, y_2, \dots, y_N$, так как последние содержат случайные ошибки. Поэтому можно говорить только о получении достаточно хороших оценок искомых параметров. Метод наименьших квадратов позволяет получить несмещенные и состоятельные оценки всех искомых параметров $a_1, a_2, \dots, a_m$, причем для линейного случая оценки также и эффективны. Эти результаты справедливы, когда измерения $y_1, y_2, \dots, y_N$ проведены независимо друг от друга и их ошибки подчиняются нормальному закону распределения вероятностей.

В соответствии с принципом наименьших квадратов оценки параметров $a_1, a_2, \dots, a_m$ определим из условия

$$\Phi = \sum_{i=1}^{i=N} [y_i - f(x_i, a_1, a_2, \dots, a_m)]^2 = \min. \quad (84)$$

Отыскание параметров $a_1, a_2, \dots, a_m$ сводится к решению системы уравнений

$$\frac{\partial \Phi}{\partial a_1} = 0, \quad \frac{\partial \Phi}{\partial a_2} = 0, \quad \frac{\partial \Phi}{\partial a_3} = 0, \quad \dots, \quad \frac{\partial \Phi}{\partial a_m} = 0, \quad (85)$$

где $\frac{\partial \Phi}{\partial a_i}$ — частная производная функции Φ по соответствующему параметру a_i ($i = 1, 2, \dots, m$).

Решение системы уравнений (85) является наиболее простым, когда параметры a_i входят в выбранную функциональную зависимость ли-

нейно. В таком случае система (85) оказывается также линейной, причем решение линейной системы — простая операция с использованием конечного аналитического представления.

Если измерения $y_1, y_2, \dots, y_N$ проведены неравномерно (с различными ошибками и с различными дисперсиями), то необходимо в основную зависимость (84) ввести соответствующие величины веса измерений ω_i (обычно обратно пропорциональные дисперсиям σ_i^2):

$$\omega_1 : \omega_2 : \dots : \omega_N = \frac{1}{\sigma_1^2} : \frac{1}{\sigma_2^2} : \dots : \frac{1}{\sigma_N^2}.$$

В таком случае минимизируемая функция примет вид

$$\Phi = \sum_{i=1}^{i=N} [y_i - f(x_i, a_1, a_2, \dots, a_m)]^2 \omega_i. \quad (86)$$

4.5. Построение трасс космических аппаратов

Обязательным элементом планирования движения КА является привязка будущих параметров орбит к поверхности Земли. Это также используется при отображении движения КА в процессе полета на фоне карты мира, что важно для планирования работы антенных следящих систем при осуществлении сеансов связи с КА. Точка M пересечения с поверхностью Земли линии OP , соединяющей центр Земли (точка O) с точкой размещения КА (точка P), называется *подспутниковой точкой* (рис. 17). Проекция орбиты КА, или геометрическое место подспутниковых точек на поверхности Земли, называют *трассой* КА. Привязка параметров орбит связана с нахождением положения подспутниковой точки и построением трасс КА.

Круговая трасса. Рассмотрим построение трассы круговой орбиты КА ($e = 0$). При построении трассы считают заданными в момент времени t_0 :

- наклонение орбиты i ;
- период обращения КА T ;
- географические координаты подспутниковой точки M_0 в момент времени t_0 — широта φ_0 и долгота λ_0 .

Поверхность Земли принимается сферической. Положение подспутниковой точки M в момент времени t определяется географической широтой φ и долготой λ в подвижной геоцентрической экваториальной прямоугольной системе координат $OXYZ$, опорная ось которой OX проходит через Гринвичский меридиан (см. рис. 4).

ствующей одному обороту КА вокруг Земли. Началом каждого витка считается момент прохождения КА над экватором (в восходящем узле — точке A). За один виток КА (один период обращения T) смещается по долготе на величину

$$\Delta\lambda_B = -\left(\omega_3 - \dot{\Omega}\right)T. \quad (89)$$

Обычно на карту Земли в меркаторской проекции наносят трассу первого витка, последующие витки строят путем последовательного смещения трассы первого витка по долготе на величину $\Delta\lambda_B$. Целое число отношения

$$N = 2\pi / \Delta\lambda_B = T_3 / T \quad (90)$$

называют суточным числом витком орбиты КА. В формуле (90) $T_3 = 8,616 \cdot 10^4 \text{ с} = 23 \text{ ч } 56,07 \text{ мин}$ — период обращения Земли, или звездные сутки.

В общем случае, когда отношение N является иррациональным числом, КА не возвращается в исходное положение и последовательно проходит над всеми точками Земли в интервале широт

$$\begin{cases} -i \leq \varphi \leq i \text{ при } 0 \leq i \leq \pi/2, \\ i - \pi \leq \varphi \leq \pi - i \text{ при } \pi/2 \leq i \leq \pi. \end{cases}$$

Если отношение N — рациональное число, т. е. представимо в виде дроби $N = n/m$ (n и m — целые числа), то КА возвращается в исходное положение через n витков или m суток. Орбиты, для которых выполняется это условие, называют *кратно-синхронными*. Для ряда практических задач космонавтики (КА связи и дистанционного зондирования) интерес представляют так называемые *синхронные*, или *суточные*, орбиты, для которых $N = T_3 / T = 1$. Трасса невозмущенного движения суточного КА — это замкнутая кривая, т. е. трассы всех последующих витков совпадают с трассой первого витка.

Эллиптическая орбита. При построении трассы считают заданными в момент времени t_0 :

- наклонение орбиты i ;
- период обращения КА T ;
- эксцентриситет орбиты e ;
- параметр орбиты p ;
- географические координаты подспутниковой точки M_0 в момент времени t_0 — широта φ_0 и долгота λ_0 .

Тогда для нахождения положения подспутниковой точки M в момент времени t последовательно находим величину большой полуоси:

$$a = \frac{p}{1 - e^2}.$$

Далее, решая уравнение

$$t - t_{\Pi} = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}} (E - e \cdot \sin E),$$

находим эксцентрическую аномалию E . Затем по формуле

$$\operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2}$$

определяем истинную аномалию $\vartheta(t)$ в момент времени t .

Широту φ и долготу λ подспутниковой точки M в момент времени t находим по формулам [1]:

$$\varphi(t) = \arcsin(\sin i \cdot \sin(u_0 + \vartheta)), \quad (91)$$

$$\lambda(t) = \lambda_0 + \Delta\lambda - (\omega_3 - \dot{\Omega})(t - t_0), \quad (92)$$

где $u_0 = \arcsin(\sin \varphi_0 / \sin i)$ — аргумент широты начальной точки M_0 ; $\Delta u = 2\pi(t - t_0)/T$ — угловое расстояние, которое проходит КА; $\Delta\lambda = -\arcsin(\operatorname{tg} \varphi_0 / \operatorname{tg} i) + \operatorname{arctg}(\cos i \cdot \operatorname{tg}(u_0 + \vartheta))$ — приращение долготы подспутниковой точки M .

4.6. Прогнозирование движения космических аппаратов

Прогнозирование движения КА — неотъемлемая составная часть любых баллистико-навигационных расчетов как на этапе проектно-баллистического обоснования, так и в процессе полета. В результате прогнозирования определяют параметры траекторного движения КА, оценивают возможный успех полета, принимают решения о необходимости каких-либо срочных действий (проведение незапланированного маневра объекта, изменение времени проведения коррекции, преждевременное прекращение полета и т. д.). Можно сказать, что прогнозирование движения КА является основным звеном всего баллистико-навигационного обеспечения, особенно при управлении полетом автоматических и пилотируемых КА.

Успешное решение практических задач ракетно-космической техники зависит от правильности выбора, точности и строгости методов

прогнозирования движения. Эффективность этих методов наиболее наглядно отражается на процессе управления функционирующими КА, когда на основе результатов прогнозирования движения обеспечивают:

- успешное выполнение программы полета (проведение различных экспериментов, например связанных с наблюдением и фотографированием определенных участков земной поверхности в заранее назначенное время);
- координацию и планирование наземных служб обеспечения полета (долгосрочное и текущее планирование суточной работы измерительных наземных средств);
- успешное достижение конечной цели полета КА.

Задача определения параметров движения КА по результатам измерений существенным образом влияет на итоговые результаты прогнозирования. На основе проводимых измерений положения КА на орбите (в течение некоторого интервала наблюдения и последующего решения задачи обработки измерений) уточняют вектор фазового состояния КА и параметры орбиты, которые затем используют для осуществления долгосрочного и текущего прогноза.

Для целей точного прогноза используют численный способ и исследуют наиболее полную модель движения КА с учетом полного состава возмущающих факторов. Решение такой задачи в полной постановке аналитическим способом в настоящее время невозможно. Поэтому полученные аналитические решения отвечают задачам движения КА в неполной или упрощенной постановке и с учетом определенных допущений о составе действующих возмущений.

Результаты приближенных решений широко применяют при проведении различного рода оценочных и проверочных расчетов в процессе баллистико-навигационного обеспечения полета КА, а также используют в качестве экспресс-оценок для оперативного анализа результатов самостоятельных инженерных исследований.

Прогнозирование движения КА методами численного интегрирования. Движение КА можно описать в различных системах координат. От выбора конкретной системы координат, используемой для математического описания движения КА, зависит как сложность алгоритма вычисления правых частей дифференциальных уравнений движения, так и удобство расчетных формул для определения параметров орбит. В итоге выбор системы координат определяет быстродействие используемого метода точного расчета элементов орбиты КА.

Для КА, движение которого можно рассматривать без учета влияния Луны и Солнца, наибольшее применение имеет относительная гринвичская система прямоугольных координат [2]. К основным преимуществам этой системы относят несложный алгоритм вычисления правых частей дифференциальных уравнений и простоту формул для расчета различ-

ных параметров орбиты. Однако для обеспечения требуемой точности расчета необходимо выбирать небольшой шаг интегрирования (для численного интегрирования дифференциальных уравнений), что ограничивает возможность значительного *повышения* оперативности получения конечных результатов.

Увеличение шага численного интегрирования возможно при использовании другой системы координат, в частности, когда используется система уравнений в оскулирующих элементах. Однако из-за большой сложности вычисления правых частей суммарного выигрыша в быстродействии не происходит. Заметный выигрыш в быстродействии обеспечивается [3] при использовании системы цилиндрических координат для широкого класса орбит КА с малым эксцентриситетом ($e \leq 0,1$).

Для высоких орбит КА (с высотой более 3000 км) основной особенностью методов расчета является необходимость учета возмущающего действия Луны и Солнца. В связи с этим для расчета элементов орбит наиболее целесообразно использовать систему уравнений в инерциальной геоцентрической системе координат.

Практический смысл проводимого анализа использования различных систем координат и методов численного интегрирования можно продемонстрировать данными численных расчетов, приведенных в книге [3].

Элементы орбиты, полученные интегрированием в цилиндрической системе координат, сравнивают с элементами, полученными также численным интегрированием в прямоугольных координатах. Для орбит с параметрами $T = 89,958\text{--}102,124$ мин, $e = 0,008\text{--}0,091$, $H = 230\text{--}1580$ км увеличение быстродействия при использовании цилиндрической системы координат достигает величины 1,8 при одновременном повышении точности расчетов. Вместе с тем при интегрировании на большие интервалы времени (например, при длительном полете КА) преимущества использования цилиндрической системы координат не являются такими заметными.

Существует большое количество различных методов численного интегрирования обыкновенных дифференциальных уравнений, к которым относят и уравнения движения КА [3].

Численные методы интегрирования дифференциальных уравнений разделяют на две группы. *Методы первой группы* основаны на разложении функции, определяющей характер движения, в ряд с последующей записью аналитического выражения для переменной на следующем шаге вычислений (при этом в выражении сохраняют производные высших порядков). Эти производные определяют или аналитически, или численным дифференцированием исходного уравнения. К данной группе относят методы Адамса, Коуэлла, Штермера. *Методы второй группы* также основаны на разложении в ряды. Но конструкция выражения для переменной на следующем шаге вычислений принципиально иная — про-

изводные высших порядков отсутствуют. Зато меняется схема вычислений — четырежды на каждом шаге интегрирования определяют первые производные, т. е. осуществляют последовательное улучшение искомой переменной (метод Рунге — Кутты и его различные модификации).

Значительное развитие получили также специализированные методы численного интегрирования: для систем дифференциальных уравнений специального вида, для больших интервалов прогнозирования и т. д. К таким методам можно отнести методы Энке, Стеффенсона, Милна, Адамса — Башфорта и др. [3].

Точность и быстродействие методов расчета орбит спутников методами численного интегрирования в значительной степени зависят от характеристик орбит, и в первую очередь от значения эксцентриситета e . При $e < 0,2$ целесообразно применять метод интегрирования Адамса с постоянным шагом интегрирования [3]. Достаточно высокая точность вычислений в этом случае обеспечивается даже для прогноза движения КА на 15–20 сут вперед (при шаге интегрирования 90–120 с и при использовании мощных ЭВМ с высокой разрядностью представления чисел в двоичном коде).

Для орбит с эксцентриситетом $e > 0,2$ целесообразным считают применение метода интегрирования Адамса с автоматическим выбором шага. Использование этого метода позволяет при эквивалентной точности оценок обеспечить значительное повышение быстродействия расчета элементов орбиты (по сравнению с использованием того же метода, но при постоянном шаге интегрирования).

При решении таких задач, как определение времени существования КА, определение эволюции орбиты спутника за время его существования и других важных для практики задач, возникает необходимость расчета элементов орбиты для больших интервалов времени полета (порядка сотен и тысяч оборотов спутника вокруг Земли).

Во всех таких случаях при использовании указанных методов численного интегрирования требуются значительные затраты времени для расчета на ЭВМ параметров орбиты. Это объясняется тем, что из-за колебательного характера изменения, например, оскулирующих элементов орбиты в пределах одного периода нельзя при численном интегрировании применять большой шаг. Если же рассматривать некоторые элементы орбиты в начале витка как функции номера витка, то их изменения носят монотонный характер [3]. Это обстоятельство лежит в основе специального метода численного решения уравнений в конечных разностях для расчета орбит КА на больших интервалах времени полета.

Для типичных орбит спутников величину шага в начале полета выбирают достаточно большой, но по мере увеличения длительности полета (когда высота полета уменьшается и элементы орбиты начинают заметно изменяться) требуемый шаг уменьшается.

Аналитические методы прогнозирования движения КА. В общем случае система дифференциальных уравнений движения КА в конечном виде ее интегрируется. Поэтому при разработке аналитических методов прогнозирования применяют различные способы получения приближенных решений. Для этих целей обычно используют методы приближенного интегрирования уравнений Лагранжа или стремятся найти такой вид потенциальной функции (потенциала тяготения), аппроксимирующей гравитационное поле Земли, которая допускала бы решение дифференциальных уравнений в квадратурах (через конечные аналитические зависимости). Получить решение в квадратурах удалось пока только в некоторых частных случаях — для потенциалов тяготения, довольно полно учитывающих полярное сжатие Земли и частично аномалию поля сил притяжения [3].

При решении многих практических задач точность аналитических методов, построенных с использованием потенциала, оказывается недостаточной. В таких случаях найденные решения можно рассматривать как модели новых (некеплеровых) промежуточных орбит и на их основе отыскивать новые решения, которые учитывали бы высшие гармоники потенциала Земли и другие возмущающие силы — сопротивление атмосферы, гравитационные влияния Луны, Солнца и др.

Наибольшее распространение при аналитическом расчете орбит нашли методы, основанные на приближенном интегрировании уравнений Лагранжа. К числу известных способов решения относят:

- разложение решения в ряды по степеням приращений независимой переменной;
- разложение решения в ряды по степеням малого параметра;
- повитковое суммирование приращений элементов в узлах орбиты;
- решение уравнений возмущенного движения с использованием метода усреднения.

Каждый из указанных способов имеет свою область применения, в которой наилучшим образом решаются задачи определенного класса.

Аналитические выражения, полученные в результате *разложения решений по степеням независимой переменной*, используют лишь для непродолжительных прогнозов, в частности при необходимости расчета на ограниченном участке орбиты в пределах одного витка.

Эти выражения имеют вид [2]

$$\mathcal{E}(x) = \mathcal{E}_0 + \mathcal{E}_0^{(1)}(x - x_0) + \mathcal{E}_0^{(1)} \frac{(x - x_0)^2}{2!} + \dots + \mathcal{E}_0^{(n)} \frac{(x - x_0)^n}{n!}, \quad (93)$$

где $\mathcal{E}(x)$ — элемент орбиты; x — независимая переменная (время, средняя аномалия и т. д.); $\mathcal{E}_0$ — начальное значение элемента орбиты для начального значения x_0 ; $\mathcal{E}_0^{(n)}$ — производная n -го порядка от $\mathcal{E}(x)$ по пе-

ременной x в точке $x = x_0$. Выражения для производных $\Theta_0^{(n)}$ получают в результате дифференцирования уравнения Лагранжа. Выбор степени n , т. е. числа слагаемых в разложении (93), зависит от продолжительности и требуемой точности прогноза. Для этой же цели необходимо провести сравнительный анализ расчетных данных, в соответствии с (93), с результатами численного интегрирования уравнений движения.

Для прогнозирования на более длительные интервалы используют приближенные решения уравнений Лагранжа, получаемые с помощью разложения в ряды по степеням малого параметра [2]:

$$\Theta(x) = \Theta_0 + \sum_{i=1}^n \varepsilon_i f_i(x) + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \varepsilon_i \varepsilon_j f_{ij}(x) + \dots, \quad (94)$$

где ε_i — малый параметр, соответствующий некоторому возмущающему фактору; k — число учитываемых возмущающих факторов; $f_i(x)$, $f_{ij}(x)$ — известные функции начальных элементов орбиты и независимой переменной x (в качестве которой часто используют аргумент широты i).

Величина $\varepsilon_i f_i(x)$ характеризует возмущение 1-го порядка, $\varepsilon_i \varepsilon_j f_{ij}(x)$ — возмущения 2-го порядка и т. д., причем каждое на этих возмущений включает в себя коротко-, долгопериодическую и вековую составляющие. Для каждой конкретной комбинации учитываемых при прогнозировании возмущающих факторов в выражении (94) сохраняют члены одного порядка малости. Указанный способ решения нашел применение при прогнозировании движения КА на интервалы в несколько десятков витков.

Для прогнозирования на большие интервалы времени используют также *метод повиткового суммирования возмущений*. Аналитические выражения для возмущений за виток $\delta\Theta(2\pi)$ представляют в виде разложения решения в ряды по степеням малого параметра. Любой элемент орбиты в узле n -го витка записывают как [2]

$$\Theta_n(x) = \Theta_0 + \sum_{i=1}^n (\Theta_i(x) - \Theta_{i-1}(x)), \quad (95)$$

где $\Theta_i(x)$ — значение элемента в узле i -го витка; $\Theta_i(x) - \Theta_{i-1}(x)$ — фактическое изменение элемента на $(i - 1)$ -м витке.

Для тех же целей применяют *метод усредненных уравнений движения*, которые получают из уравнений Лагранжа с помощью метода усреднения, причем правые части уравнений усредненной системы выражают через возмущения оскулирующих элементов за виток.

5. КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

Для обеспечения работы КА: вывода на орбиту; управления; приема телеметрической и научной информации и т. д. используется большая инфраструктура (как космического, так и наземного базирования), составляющая *космический комплекс*. Рассмотрим состав космического комплекса и основные задачи.

Космический комплекс — совокупность функционально взаимосвязанных КА и наземных технических средств, предназначенных для самостоятельного решения задач в космосе или для обеспечения таких задач в составе космической системы [5]. Он включает в себя:

- *орбитальный комплекс* (КА);
- *наземный ракетно-технический комплекс* (ракета-носитель, стартовый комплекс, технический комплекс, измерительный комплекс);
- *наземный комплекс управления* (командно-измерительные пункты, центральный пункт управления, системы связи и передачи данных);
- *наземный специальный комплекс* (пункты приема специальной информации, центры сбора и обработки специальной информации);
- *поисково-спасательный комплекс* для возвращаемых на Землю КА.

Орбитальный комплекс — совокупность функционально связанных КА, выполняющих целевую задачу [5]. Наряду с этим определением вводят понятие сети космических аппаратов как совокупности объектов, представленных материальными точками. Она характеризуется количеством КА и их взаимным расположением в пространстве. В связи с этим можно говорить об орбитальной структуре сети КА. Следует отметить, что орбитальный комплекс функционирует согласованно с другими системами, обеспечивая выполнение своего назначения. Например, орбитальная система связи действует совместно с наземным комплексом управления, т. е. при создании орбитального комплекса его нужно проектировать совместно с другими системами. Тогда космический комплекс можно представить как систему, состоящую из орбитального комплекса, ряда наземных комплексов и связей между ними.

Наземный ракетно-технический комплекс предназначен для выведения КА на орбиту. При наличии сети аппаратов он обеспечивает ее восполнение в случае неработоспособности одного из них. Он состоит:

- из ракеты-носителя (РН);
- стартового комплекса (СК);
- технического комплекса (ТК);
- измерительного комплекса;
- объектов и систем общего назначения.

Стартовый и технический комплексы иногда называют оборудованием космодрома. Наиболее выгодное положение космодрома — на эква-

торе, чтобы стартующий носитель мог использовать энергию вращения Земли. Ракета-носитель при запуске с экватора может экономить около 10 % топлива по сравнению с ракетой, стартующей с космодрома, находящегося в средних широтах. Соответственно тот же носитель может вывести на орбиту несколько большую полезную нагрузку. С экватора возможен запуск на орбиту с любым наклоном. Поскольку на экваторе не так много государств, способных запускать ракеты в космос, появились проекты космодромов морского базирования. В настоящее время активно используются более 20 наземных космодромов, 1 международный стартовый комплекс морского базирования («Sea Launch»), 2 российские стартовые системы с подводных лодок и 2 системы с воздушным стартом.

Ракета-носитель (РН) — ракета, предназначенная для выведения в космос околоземных КА, межпланетных КА, орбитальных станций. В начале космической эры ракеты-носители были только у СССР и США. В настоящее время собственными РН обладают восемь стран (Россия, США, Китай, Япония, Индия, Израиль, Иран и Бразилия) и две международные корпорации — «Arianespace» (Европейское космическое агентство — ESA) и «Морской старт». Первые спутники с помощью собственных ракет-носителей запустили в 1957–1958 гг. СССР и США, в 1970 г. к ним присоединились КНР и Япония, в 1979–1980 гг. — ESA и Индия, в 1988 г. — Израиль. В 1999 г. впервые стартовала РН «Зенит-3SL» с морской платформы «Одиссей» по программе «Морской старт» («Sea Launch»).

Ступени ракет-носителей содержат топливные баки с горючим и окислителем, двигательную установку (маршевые и рулевые двигатели). Большинство современных ракет-носителей оснащаются *химическими ракетными двигателями*, которые используют твердое, жидкое или гибридное ракетное топливо. Основные компоненты жидкого топлива — окислитель и горючее. Например: жидкий кислород (окислитель) и керосин (горючее); четырехокись азота и несимметричный диметилгидразин; жидкие кислород и водород. Масса топлива составляет 85–90 % от стартовой массы ракеты. Химическая реакция между горючим и окислителем проходит в камере сгорания двигателя, в результате получаются горячие газы, которые выбрасываются, создавая *тягу*, она и заставляет ракету двигаться. Основной энергетический показатель работы каждого ракетного двигателя — *удельный импульс тяги* (отношение тяги к расходу топлива в секунду). Например, один из мощных современных ракетных двигателей РД-701 (Россия) тягой 4 МН (408 тс) и удельным импульсом в вакууме 462 с расходует топливо со скоростью 491 кг/с.

Полет ракеты регулируется бортовой системой управления движением. Схема расположения ступеней на РН различна. При *продольном разделении* ступени размещаются одна над другой и работают последовательно друг за другом, включаясь только после отделения предыдущей ступени. Такая весьма распространенная схема применяется, напри-

мер, на российских РН «Днепр» и «Протон-М», китайских «CZ-3/3A» и «CZ-4C», израильской «Shavit». В отличие от продольной, в *поперечной* схеме («пакетная») несколько блоков первой ступени симметрично располагаются вокруг корпуса второй ступени. Таких РН немного и они бывают двухступенчатыми, например советская «Спутник» (1957–1958) и американские «Atlas-B/D» (1958–1963). Широко используется *комбинированная* схема — продольно-поперечная, позволяющая совместить преимущества обеих схем. К ним относятся советские ракеты-носители «Восток», «Союз» и «Энергия», американские «Titan-3/4» и «Delta-4H», европейская «Ariane-5», японские «H-II/IIA», индийская «GSLV».

В зависимости от массы выводимого полезного груза или стартовой массы РН можно условно разделить:

- на *сверхлегкие* — с полезной нагрузкой (ПН) до 100 кг. В основном сверхлегкие РН создаются в составе авиационных космических ракетных комплексов. Ведутся предварительные проработки РН «Ишим» (Россия и Казахстан);

- *легкие* — с ПН до 5 т. Стартовая масса этих РН не превышает 300 т. В основном они предназначены для вывода на низкие солнечно-синхронные орбиты КА различного назначения (разведка, ДЗЗ, в меньшей степени — научные). Создание микроспутников и наноспутников расширяет область применения РН данного класса. К этому классу можно отнести РН «Союз-СТ», «Циклон», «Днепр», «Космос», «Рокот», «Стрела», «Старт», «Ангара», «Vega», «Athena», «Minotaur», «Pegasus XL», «Taurus», «Скаут», «Тор Эйбл», «Блэкэрроу». Все ведущие космические державы имеют собственный парк носителей этого класса;

- *средние* — с ПН от 5 до 20 т. Стартовая масса этих РН не превышает 500 т. К этому классу РН можно отнести «Зенит», «Союз-ФГ», «Союз-2», «Союз-2-3», «Восток»;

- *тяжелые* — с ПН от 20 до 100 т. РН данного класса имеют стартовую массу до 1000 т. К ним относятся «Протон», «Ангара» (тяжелая версия);

- *сверхтяжелые* — с ПН свыше 100 т. РН данного класса имеют стартовую массу свыше 1000 т. К ним относятся «Сатурн-5» и «Энергия».

Могут быть предложены и другие классификации РН:

- по типу старта;
- возможностям повторного использования;
- компонентам топлива и т. д.

Данные о ракетносителях, используемых для вывода КА спутниковых систем связи, приведены в табл. 2.

Стартовый комплекс (СК) обеспечивает доставку РН и КА с технической площадки на стартовую площадку, установку РН с КА на пусковое устройство, заправку РН компонентами топлива и газами, испытания, выполнение всех технологических операций по подготовке РН к пуску и пуск РН. СК имеет одну или несколько пусковых установок. Пуско-

Таблица 2

Ракетоносители, используемые для вывода КА спутниковых систем связи

Тип ракеты-носителя	Разработчик-изготовитель	Надежность, %	Стоимость запуска, млн долл.
Протон	ГКНПЦ им. Хруничева, Россия	97 (более 350 пусков)	65
Зенит-2	НПО «Южное», Украина	около 89 (более 70 пусков)	65
Delta II	United Launch Alliance, США	95 (более 300 пусков)	50
Ariane 40 Ariane 44L	Aerospatiale, Matra Marconi Space, Alenia, Spazio, DASA, Европа	96	65–115
Ariane 5	Aerospatiale, Matra Marconi Space, Alenia, Spazio, DASA, Европа	90 (более 40 пусков)	105 (первые пуски – 200 млн долл.)
Atlas	Lockheed Martin, США	91,8 (более 500 пусков)	75–115
LLV	Lockheed Martin, США	71 (7 пусков)	16–30
Long March CZ-2 Long March CZ-3)	Great Wall Industry Corp., Лун Лэхао (Long Lehao, Китай	менее 90	20–70
Pegasus XL	Orbital Sciences Corp., США	93 (40 пусков)	13
Космос	ПО «Полет», Украина	97 (более 500 пусков)	8

вая установка предназначена для удержания РН с КА в вертикально-подвешенном положении. На основании пусковой установки с противоположных сторон шарнирно крепятся фермы обслуживания. Внутри ферм обслуживания размещены подъемные лифты. Помимо пускового устройства на СК расположены комплекс стационарного и подвижного наземного оборудования, бункер командного пункта. На СК размещены системы:

- заправки и подпитки РН компонентами топлива и сжатым газом;
- расходное хранилище;
- насосные станции;
- трубопроводы;
- коллекторы;
- системы приемки компонентов топлива из заправщика.

СК по конструкции, схемному решению и составу наземного оборудования не однотипны. Их различия определяются классом запускаемых с них РН. Подвижные агрегаты и системы наземного оборудования размещаются на бетонированной площадке, а стационарное оборудование — в помещениях пускового и других сооружений.

Технический комплекс (ТК) — сооружение с технологическим оборудованием и общетехническими системами, расположенными на технических площадках. Технический комплекс предназначен для проведения работ по подготовке КА и РН к вывозу на стартовую площадку. Он обеспечивает прием, хранение, расконсервацию, сборку КА и РН, их испытание, а при необходимости — заправку КА компонентами топлива и сжатыми газами. После доставки КА и РН на техническую площадку с заводов-изготовителей в монтажно-испытательный корпус (МИК) КА и РН собирают и испытывают их отдельные узлы и агрегаты.

После испытаний отдельных ступеней РН собирается в горизонтальном или вертикальном положении на сборочном стапеле или пусковой платформе мостовыми кранами. Далее РН проходит автономные и комплексные испытания. Одновременно со сборкой РН собирается и испытывается КА. Для этих работ на техническом комплексе предусматривается специальный МИК или отдельное помещение в МИК.

Примерный план работ с КА на ТК выглядит следующим образом [5]:

- выгрузка отсеков КА из транспортировочных контейнеров;
- зарядка химических источников тока на зарядной станции;
- снаряжение целевой аппаратуры;
- сборка КА на стенде;
- подключение наземной кабельной сети, соединяющей КА с наземным испытательным оборудованием;
- проверочные включения бортовых систем;
- электрические испытания с записью результатов на телеметрию;
- анализ телеметрической информации;
- проверка КА в барокамере на герметичность отсеков и баков двигательных установок;
- заправка КА компонентами топлива на заправочной станции;
- создание требуемой атмосферы в отсеках путем их продувок газами;
- проведение заключительных операций, установка элементов общей сборки, снятие предохранительных устройств и механических блокировок экранно-вакуумной теплоизоляции;
- проверка исходного состояния систем;
- стыковка КА с РН, закрытие КА головным обтекателем; стыковка головного блока с РН.

Измерительный комплекс предназначен:

- для телеметрических измерений в ходе различных проверок при подготовке к пуску РН и КА на технической и стартовой площадках;

- проведения телеметрических и траекторных измерений на активном участке полета РН;
- привязки измерительной информации к единой шкале времени;
- автоматизированного сбора, обработки и отображения, документирования измерительной информации.

Измерительный комплекс информационно сопрягается со всеми составными частями своего космодрома, а также с наземным комплексом управления полетом, привлекаемыми подвижными средствами.

Наземный комплекс управления (НКУ) предназначен для управления КА, функционирующими в космическом пространстве.

В процессе управления КА решаются следующие задачи:

- подготовка исходных данных на расчет команд и программ управления бортовой обеспечивающей и специальной аппаратурой;
- проведение траекторных измерений, определение текущих прогнозируемых параметров движения;
- контроль работоспособности КА;
- контроль хода бортового времени, привязка его к единому времени и учет в планировании работы бортовой аппаратуры;
- выбор типа и числа режимов работы аппаратуры для выполнения задачи на определенном типовом участке полета КА.

НКУ представляет собой структуру, состоящую из:

- *наземных измерительных пунктов (НИП)*, связанных линиями передачи данных и команд с центром управления полетом;
- *центра управления полетом (ЦУП)*;
- *центра обработки телеметрической информации (ЦОТМИ)*.

НИП оснащены средствами приема и передачи информации с КА в течение временных интервалов прямой радиовидимости в сеансах связи с КА.

Сеть командно-измерительных пунктов (КИП), расположенных на Земле, кораблях, самолетах, предназначена для непосредственного обмена с КА всей контрольной, навигационной и управляющей информацией.

Центр управления полетом предназначен для управления КА после вывода их на орбиту в течение всего срока активного существования, обучения специалистов аэрокосмической отрасли, проведения экспериментов по отработке оборудования наземного комплекса, бортового оборудования КА и аппаратуры целевой нагрузки, отработки основных задач подсистем ЦУП и их взаимодействия.

В состав ЦУП входит:

- информационно-вычислительный комплекс (ИВК);
- узел связи (УС);
- зал управления;
- помещения для групп анализа и управления.

ЦУП должен решать следующие задачи:

- обработку и анализ телеметрической информации о состоянии КА;
 - формирование командно-программной информации, обеспечивающей управление КА в полете, управление ориентацией;
 - обработку навигационных параметров, расчет начальных условий и прогнозирование параметров движения КА;
 - отображение информации, поступающей от средств приема и ее передачи;
 - формирование программ работы бортовой и обеспечивающей аппаратуры КА;
 - проведение сеансов радиоконтроля орбиты (РКО) и коррекции орбиты КА для поддержания необходимой баллистической структуры;
 - проведение сеансов управления, состоящих из выдачи разовых команд (РК) и закладки на борт КА командно-программной информации (КПИ) для управления бортовой аппаратурой и бортовым программным обеспечением;
 - проведение сеансов приема телеметрической информации (ТМИ) и информации «Отчет БЦВМ» (бортовой цифровой вычислительной машины) для определения работоспособности и параметров работы бортовой аппаратуры;
 - прием с борта сигнала «Вызов НКУ» в случае возникновения на КА внештатной ситуации, не устраняемой автономно самим КА, и проведение необходимых операций по анализу и устранению причин неисправности;
 - проведение регламентных работ с КА;
 - обеспечение информационного обмена между элементами наземного комплекса управления и взаимодействие НКУ с привлекаемыми комплексами и службами, в том числе с Центрами управления и эксплуатации систем связи, структурно не входящими в состав НКУ;
 - проведение экспериментов по отработке оборудования наземного комплекса, бортового оборудования КА и аппаратуры целевой нагрузки.
- Для реализации управления КА, проведения экспериментов по отработке оборудования, эффективного обучения специалистов организационная структура ЦУПа имеет вид:
- *подсистема управления КА (группа управления)*, которая будет решать задачи планирования работы КА, управления, формирования командно-программной информации;
 - *подсистема планирования и проведения космических экспериментов (научная группа)*, определяющая режимы работы аппаратуры целевой нагрузки и бортовых систем для оптимального решения поставленных научных задач космических исследований;

- *подсистема баллистического обеспечения (группы баллистического обеспечения)*, обеспечивающая баллистический прогноз для планирования работ и оперативного управления, а также расчет необходимых параметров навигации и ориентации для интерпретации результатов измерений;
- *подсистема приема, обработки и хранения данных целевой нагрузки (группа обработки информации)*, осуществляющая прием и первичную обработку информации, ее архивацию и хранение, обеспечение единой информационной среды, с помощью которой реализуется унифицированный механизм доступа к ресурсам системы;
- *подсистема технической поддержки (группы технической поддержки)*, в задачи которой входит сопровождение программно-аппаратных средств ЦУП;
- *подсистема телеметрического контроля (группы телеметрии)*, в задачи которой входит прием, обработка и анализ телеметрической информации; члены этой группы курируют работы по отдельным бортовым системам и комплексам космического аппарата.

Система связи и передачи данных (ССПД) осуществляет обмен информацией между сетью КИП и ЦУП.

Наземный специальный комплекс (НСК) – совокупность технических средств с информационным и математическим обеспечением, объединенных каналами связи в единый комплекс. Он предназначен для приема, автоматизированной обработки информации и анализа полученной от КА целевой информации. НСК включает центры сбора и обработки специальной информации, пункты приема специальной информации и центр оперативного контроля. Характеристики и состав этих структур зависят от решаемой данной системой задачи.

Поисково-спасательный комплекс (ПСК) предназначен для поиска, обнаружения места посадки спускаемого аппарата (СА), его послеполетного обслуживания и доставки по назначению для проведения дальнейших работ. ПСК включает в себя авиационные, наземные и морские поисково-спасательные средства. Они оборудуются радиопеленгаторами, которые регистрируют радиосигналы передатчиков СА.

По трассе спуска и в районе посадки патрулируют самолеты и вертолеты. Координаты точки посадки СА определяются с использованием данных прогноза о районе посадки, выдаваемых Центральным пунктом управления, а затем на основании измерений радиопеленгационных средств на участке спуска. Непосредственно поиск и визуальное обнаружение СА на месте посадки производятся авиационными средствами (самолетами, вертолетами), оборудованными поисковыми радиоконplexами диапазона ультракоротких волн. В случае неблагоприятных метеоусловий или в темное время суток поиск и обнаружение осуществляются силами и средствами поисково-эвакуационных отрядов.

Поисковая группа производит на месте посадки СА:

- вскрытие технологических люков;
- извлечение кассет с информацией для последующей доставки их по назначению;
- дезактивацию;
- демонтаж некоторых устройств, подготовку их и аппарата к эвакуации.

При посадке СА в акватории Мирового океана для поиска, обнаружения, спасения и эвакуации используются поисково-спасательные службы флотов.

6. УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В процессе эксплуатации КА подвергается воздействию обширного комплекса различных факторов [5]:

- *при выведении на орбиту*: вибрация, ударные и линейные перегрузки, аэродинамический нагрев, акустический шум;
- *во время орбитального полета*: космический вакуум, высокие и низкие (вплоть до криогенных) температуры, электромагнитные излучения (от тепловых до жестких рентгеновских), корпускулярные потоки, микрометеориты, невесомость и другие факторы космического пространства (ФКП);
- *на участке снижения и посадки*: перегрузки, удары и повышенные температуры.

При хранении и транспортировке КА на него могут воздействовать биологические факторы, влажность, температура, морская вода, морской туман, вибрации, удары, линейные ускорения и т. д.

6.1. Анализ основных факторов, действующих на элементы и системы космических аппаратов

Механические факторы — силовые воздействия, вызывающие изменения напряженно-деформированного состояния силовых конструкций и других элементов КА. Характерная особенность КА — значительные механические нагрузки (перегрузки, вибрации) в неработающем состо-

янии (транспортировке, при выводе на орбиту), а во время функционирования внешние механические воздействия отсутствуют (невесомость).

Классификация механических факторов представлена на рис. 18 [5].

Статическая нагрузка — нагрузка, имеющая большую продолжительность изменения (превышает три–пять периодов свободных колебаний объекта). Она может возникнуть от тяги ракетного двигателя, от массовых сил (масс топлива, полезной нагрузки и т. д.).

Динамическая нагрузка — нагрузка, меняющаяся в течение времени, не превышающего два-три периода свободных колебаний объекта. К динамическим нагрузкам относятся: вибрационные и ударные нагрузки, возникающие при транспортировке КА, на этапах выведения, орбитального полета и стыковке модулей на орбите.

Механическое воздействие проявляется в возникновении силы, способной привести к разрушению конструкции. К *механическим факторам* относятся [5]:

- акустические шумы;
- линейные и центробежные перегрузки (тяга двигателей, инерционные нагрузки, аэродинамические силы, такелажные и транспортные операции);
- удары (срабатывание пиротехнических элементов, демпферов);
- вибрации (пульсации тяги и колебаний компонентов топлива в трубопроводах).

Акустический шум возникает при нахождении ракеты на старте или при работе ракетных двигателей, что приводит к появлению сильных колебаний среды в диапазоне звуковых частот. Зачастую акустическая мощность составляет от 0,4 до 0,8 % механической мощности ракетного двигателя [5]. Акустические нагрузки с уровнем больше 150 дБ оказывают существенное влияние на режимы вибрации элементов конструкции КА.

Перегрузка возникает за счет преодоления гравитационного поля планеты, а ее длительность зависит от времени пребывания в нем. Основной способ защиты от перегрузок — увеличение прочности конструкции.

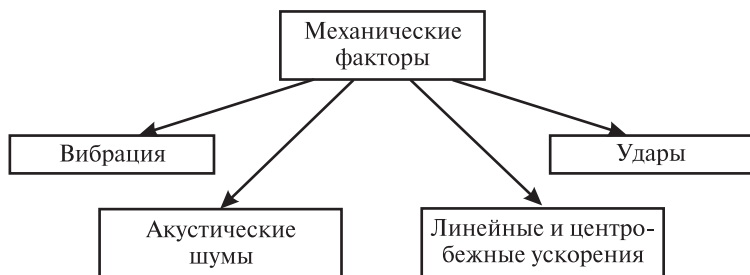


Рис. 18. Классификация механических факторов

Удар – внешнее воздействие, при котором имеет место взаимодействие движущихся тел, сопровождающееся частичным или полным переходом кинетической энергии соударяющихся тел в потенциальную энергию упругой деформации и внутреннюю энергию тел, увеличение которой приводит к нагреву. Ударные нагрузки возникают при отделении отработавших ступеней РН, отделении КА, действии неуравновешенных вращающихся масс, при транспортировке, взлете, старте, посадке, при срабатывании пиропатронов. Приведем типичные значения ударных нагрузок, действующих на КА [5]:

- при транспортировке – $n \leq 5$;
- разделении ступеней – $n = 3-9$;
- срабатывании пиросредств – $n = 100-150$. Здесь n – перегрузка.

В процессе эксплуатации аппарата возможны различные колебания. Например, упругие колебания – изменения напряженно-деформированного состояния конструкции аппарата, которые могут привести к возникновению опасных напряжений вплоть до разрушения (частоты колебаний от 1 до 100–200 Гц [5]).

Колебания могут быть в виде вибрации, крена, качки, акустического шума.

К *источникам вибрационных нагрузок* относят:

- акустическое воздействие на КА струй продуктов сгорания, истекающих из сопла ракетного двигателя со сверхзвуковой скоростью;
- пульсации давления в пневмогидросистемах;
- несбалансированность вращающихся элементов, агрегатов КА.

Для *защиты от вибраций* (как правило, низкочастотных), источником которых в основном служат массивные агрегаты, двигатели и т. д., используются следующие способы [5]:

- установка амортизаторов (уменьшение внешних возмущений на аппаратуру);
- уменьшение габаритов аппаратуры с одновременным увеличением ее жесткости для исключения вхождения в резонанс (уменьшается коэффициент вибропередачи, определяемый как отношение амплитуды сигнала на выходе к амплитуде сигнала на входе в зависимости от частоты вибрации).

Коэффициент вибропередачи может достигать нескольких сотен, если частоты вибраций и собственные частоты аппаратуры совпадают. Для уменьшения его и исключения вхождения в резонанс придерживаются правила октавы, суть которого заключается в том, чтобы частоты вибраций и собственные частоты аппаратуры отличались, по крайней мере, в два раза. Учитывая, что источником вибраций являются массив-

ные элементы конструкции, а собственные частоты обратно пропорциональны массе конструкции, то собственную частоту аппаратуры стараются увеличить для исключения вхождения в резонанс. Это достигается либо увеличением жесткости конструкции (собственная частота пропорциональна жесткости), либо уменьшением массы аппаратуры.

К *механическим факторам* относят также следующие воздействия на КА:

- медленно меняющееся внутреннее давление жидкости в топливных баках, газа в шаробаллонах и т. д.;
- пульсирующие потоки жидкости (в пневмогидросистемах);
- акустические нагрузки, генерируемые реактивной струей ракетного двигателя.

6.2. Климатические факторы

Климатические факторы характеризуются температурой, относительной влажностью, наличием агрессивной среды и давлением. Классификация климатических факторов приведена на рис. 19 [5].

Повышение температуры отрицательно сказывается на работе электронных приборов (составляющих основу всей радиоэлектронной аппаратуры (РЭА)), так как может привести их к выходу из строя. Повышение и понижение температуры зачастую вызывают значительные механические напряжения в конструкции, состоящей из материалов с разным температурным коэффициентом расширения (печатные платы на основе фольгированного стеклотекстолита и т. д.).

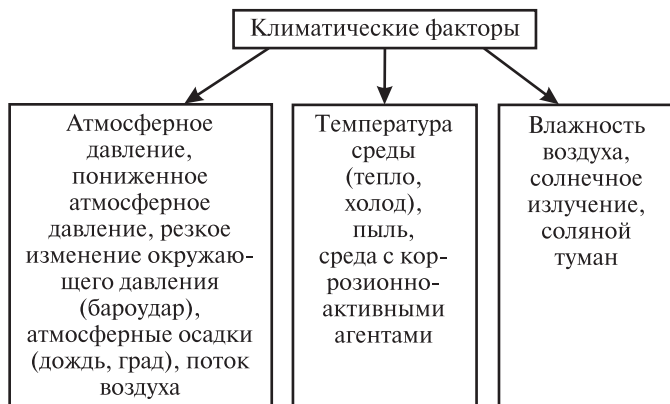


Рис. 19. Классификация климатических факторов

Последствием понижения температуры, так же как и увеличения относительной влажности, является образование на элементах конструкции и РЭА адсорбционной пленки, что приводит к снижению пробивного напряжения и увеличению коррозии металлических покрытий.

Эффективными мерами *защиты от температурных изменений* могут быть [5]:

- при повышении температуры внутри аппаратуры – создание эффективного теплоотвода (на внешние элементы конструкции устанавливаются элементы, излучающие тепло; установка радиаторов; принудительная конвекция с помощью вентиляторов; принудительное охлаждение);
- повышении температуры снаружи – принудительное охлаждение, термостатирование;
- понижении внешней температуры – подогрев, термостатирование.

Если одновременно воздействуют как высокие, так и низкие температуры, то один из эффективных способов защиты – использование тепловых труб в качестве элементов термостабилизации. Тепловые трубы – это герметичные конструкции, внутри которых находится рабочее тело (как правило, жидкий аммиак). Они не требуют никаких дополнительных источников энергии, что позволяет эффективно применять их на КА, где энергетические возможности ограничены.

Снижение относительной влажности вызывает пересыхание и растрескивание защитного покрытия и, как результат, ухудшение электрических параметров. Основные способы защиты от влаги – защитные покрытия (в виде лака и лакокрасочных покрытий), герметизация и покрытие компаундами. Наиболее распространены полиуретановые компаунды (термоактивная, термопластическая полимерная смола и эластомерные материалы с наполнителями и добавками или без них после затвердевания) и пенокомпаунды для покрытия печатных плат и герметизации разъемов. Они обладают малой плотностью от 10 до 300 кг/м³, хорошими демпфирующими свойствами в диапазонах температур от –60 °С до +250 °С. Однако при этом необходимо учитывать, что такие покрытия неизбежно приводят к увеличению объема узла или системы от 20 до 30 % [5].

Наличие *агрессивной среды* одновременно с изменением температуры приводит к появлению на поверхности элементов конструкции и РЭА электролита, который усугубляет действие коррозии.

Понижение атмосферного давления приводит к снижению пробивного напряжения и ухудшению теплоотвода. Если относительную плотность атмосферного давления на Земле принять за единицу, то на высоте 3 км она составляет 0,8; на высоте 5 км – 0,62; на высоте 10 км – 0,35; на высоте 30 км – 0,03 [5]. Наиболее эффективным способом защиты РЭА от пониженного давления является герметизация.

6.3. Биологические факторы

Биологические факторы — организмы или их сообщества, вызывающие нарушения исправного или работоспособного состояния аппарата (бактерии, дрожжи, насекомые, грызуны, различные микроорганизмы и плесневые грибы).

Классификация биологических факторов приведена на рис. 20.

Они делятся на три группы [5]: растения, беспозвоночные животные и позвоночные животные. В группу растений входят бактерии, дрожжи, грибы плесневые и т. д. Беспозвоночные животные — грибы, черви, моллюски, иглокожие. Группа позвоночных животных — рыбы, пресмыкающиеся, млекопитающие, птицы.

Воздействию *биологических факторов* КА могут подвергаться на этапе хранения, транспортировки и эксплуатации. Отклонения параметров КА происходят из-за биозагрязнений и биозасорений. Под воздействием макроорганизмов происходят механические разрушения. Биохимическое разрушение вызывается микроорганизмами и плесневыми грибами. Микроорганизмы могут вызывать изменения массы, водопоглощение. Действие плесневых грибов приводит к коротким замыканиям в электрических системах, снижению удельного объемного и поверхностного сопротивления, уменьшению прочности конструкции, загрязнению оптических систем. Коррозия материала вызывается воздействием органических и аминокислот и продуктов гидролиза. Из-за возможности возникновения механических и биохимических разрушений, коррозии материалов аппарат подвергается испытаниям на биологические факторы, например на грибостойкость (способность изделия противостоять развитию и разрушающему действию грибковой плесени в среде, зараженной плесневыми грибами).

При орбитальном полете КА подвергается воздействию различных ФКП, которые в земных условиях практически отсутствуют. Поэтому важной задачей является анализ и учет всех факторов, влияющих на функционирование аппаратуры.



Рис. 20. Классификация биологических факторов

6.4. Влияние факторов космического пространства на материалы и элементы бортовых систем

На материалы и элементы КА в орбитальном полете действуют следующие факторы космического пространства (ФКП):

- космический вакуум;
- невесомость;
- температура;
- атомарный кислород;
- плазма;
- электроны и протоны радиационного пояса Земли;
- космические лучи;
- электромагнитное излучение Солнца;
- потоки твердых частиц.

Рассмотрим характеристики этих факторов и их влияние на функционирование КА.

Космическим вакуумом условно называют состояние газа в космическом пространстве. Космическое пространство характеризуется пониженными по сравнению с атмосферными концентрациями нейтральных (молекулярных, атомарных) и заряженных частиц. Космические исследования, проведенные при помощи спутников, показывают, что на больших расстояниях от Земли основным остаточным газом является ионизированный водород.

В переводе с латинского «вакуум» означает «пустота». Способность передавать электромагнитные волны, аннигиляция и случайное появление микрочастиц и античастиц — свойства вакуума, нуждающиеся в дальнейшем изучении. В технике *вакуумом* называют состояние газа, при котором его давление ниже атмосферного. Степень вакуума или разрежения газа принято характеризовать соотношением длины свободного пробега молекул газа и характерных размеров тела, с которым взаимодействуют молекулы. Однако в технике пользуются этим термином и при описании разреженного газа в неограниченном пространстве (космическое пространство). В условиях космоса характерными размерами являются размеры КА или отдельных его частей. В вакуумной технике принято измерять давление в торрах (от имени Торричелли):

$$1 \text{ торр} = 1 \text{ мм рт. ст.} = 133,3 \text{ Па.}$$

Различают следующие виды вакуума [5]:

- низкий (10^4 – 10^3 Па);
- средний (10^2 – 10^{-1} Па);

- высокий (глубокий) при давлении 10^{-2} – 10^{-5} Па;
- очень высокий (очень глубокий) при давлении 10^{-6} – 10^{-9} Па;
- сверхвысокий (сверхглубокий) при давлении ниже 10^{-10} Па.

Вакуум с давлением от 10^{-9} Па и выше практически не достижим в наземных экспериментальных установках.

Атмосфера – газовый слой, окружающий поверхность планеты. Состав атмосферы Земли [5]:

- азот – 78,08 %;
- кислород – 20,29 %;
- аргон – 0,93 %;
- водяной пар – 0,2–2,6 %;
- углекислый газ – 0,035 %.

Ее масса составляет $5,9 \cdot 10^{18}$ кг.

Зависимость атмосферного давления p_i от высоты h для каждой составляющей i газа описывается барометрической формулой

$$p_i(h) = p_{0i} \exp\left(-\frac{m_i gh}{kT}\right),$$

где $p_i(h)$ – давление на высоте h ; p_{0i} – атмосферное давление на поверхности Земли; m_i – масса молекулы; k – постоянная Больцмана ($1,3807 \cdot 10^{-23}$ Дж/К); T – температура по шкале Кельвина у поверхности планеты; g – ускорение силы тяжести.

Тогда общее давление, определенное по закону Дальтона, равно сумме парциальных давлений отдельных компонент, входящих в смесь. Однако результаты расчетов по приведенным формулам и опытные данные отличаются. Особенно это становится заметным на больших высотах, где фактическая плотность атмосферы больше расчетной. На высотах до 60 км газ существует практически только в виде нейтральных молекул.

На больших высотах возрастает относительная концентрация электронов и ионов, а на высотах более 800 км газ существует, в основном, в виде атомов. Если высота составляет десятки тысяч километров, то давление и концентрация частиц газа уже мало отличаются от значений соответствующих параметров межпланетного пространства.

Численные значения основных термодинамических параметров и других физических характеристик атмосферы задаются в моделях стандартной атмосферы и представлены в табл. 3[5].

Характеристики атмосферы имеют существенные вариации, обусловленные солнечным излучением. Значения параметров стандартной атмосферы содержат средние значения физических характеристик атмосферы.

Для проведения расчетов по определению характеристик КА представляют интерес параметры атмосферы на тех высотах, где аппарат функционирует в течение длительного времени. Указанные в табл. 3

Таблица 3

Усредненные значения параметров верхней атмосферы Земли

Высота, км	Давление, Па	Плотность, кг/м ³	Температура, К	Концентрация частиц, м ⁻³
0	$1,0 \cdot 10^5$	1,225	288,15	$2,7 \cdot 10^{25}$
Глубокий вакуум				
200	$1,9 \cdot 10^{-4}$	$4,3 \cdot 10^{-10}$	1290	$1,0 \cdot 10^{16}$
300	$3,5 \cdot 10^{-5}$	$5,5 \cdot 10^{-11}$	1650	$1,5 \cdot 10^{15}$
400	$9,6 \cdot 10^{-6}$	$1,3 \cdot 10^{-11}$	1730	$4,0 \cdot 10^{14}$
500	$3,2 \cdot 10^{-6}$	$3,9 \cdot 10^{-12}$	1750	$1,3 \cdot 10^{14}$
600	$1,2 \cdot 10^{-6}$	$1,4 \cdot 10^{-12}$	1760	$4,9 \cdot 10^{13}$
Очень глубокий вакуум				
800	$2,1 \cdot 10^{-7}$	$2,2 \cdot 10^{-13}$	1770	$8,6 \cdot 10^{12}$
1000	$4,9 \cdot 10^{-8}$	$4,3 \cdot 10^{-14}$	1770	$2,0 \cdot 10^{12}$
1500	$5,7 \cdot 10^{-9}$	$2,2 \cdot 10^{-15}$	1770	$2,3 \cdot 10^{11}$
2000	$2,2 \cdot 10^{-9}$	$6,0 \cdot 10^{-16}$	1770	$8,9 \cdot 10^{10}$
3000	$4,9 \cdot 10^{-10}$	$1,9 \cdot 10^{-16}$	1900	$1,9 \cdot 10^{10}$
5000	$3,0 \cdot 10^{-10}$	$4,5 \cdot 10^{-17}$	3000	$4,6 \cdot 10^9$
Сверхглубокий вакуум				
10 000	$2,1 \cdot 10^{-10}$	$1,0 \cdot 10^{-17}$	15 000	$1,0 \cdot 10^9$
20 000	$7,0 \cdot 10^{-11}$	$2,0 \cdot 10^{-18}$	50 000	$1,0 \cdot 10^9$

значения температуры характеризуют лишь кинетическую энергию частиц газа и не определяют температуру поверхности КА.

Глубокий вакуум — это сильно разреженная среда, характеризующаяся определенной длиной свободного пробега молекул газа. Даже на высотах от 100 до 160 км эта длина соизмерима с габаритными размерами КА или испытательной вакуумной камеры, на высотах около 200 км длина свободного пробега молекул газа становится равной десяткам метров. На высотах около 500 км часть молекул, приобретая скорость больше второй космической, уходит в межпланетное пространство. В результате этого явления и солнечной активности состав газов с ростом высоты существенно меняется. На высотах более 2000 км все газы полностью ионизируются.

Принято различать *три вида космических сред*:

- *межзвездная среда*, состоящая из межзвездного (ионизированного) газа, равномерно перемешанного с межзвездной пылью;
- *межпланетная среда* (вблизи Солнца и между планетами Солнечной системы), состоящая из вещества солнечной короны (ионизированные атомы водорода 90 %, гелия 9 % и др.);
- *атмосфера планет* и их спутников, которые представлены в табл. 4.

Таблица 4

Состав атмосферы планет и спутников

Планета	Состав атмосферы	Давление у поверхности, Па
Луна	Концентрация частиц, см^{-3} : • водород $6,5 \cdot 10^4$; • гелий $4 \cdot 10^4$; • неон $8 \cdot 10^4$; • аргон $1,1 \cdot 10^4$	$8 \cdot 10^{-8}$
Марс	Примерно 95 % углекислого газа, концентрация у поверхности 10^{14} см^{-3} , на высоте 200 км приближается к нулю	$6,55 \cdot 10^2$
Венера	Углекислый газ, примерно 97,4 %	$1,19 \cdot 10^7$
Юпитер	Водород, гелий, аммиак	—
Титан	Азот, аммиак, метан	—

Таким образом, под воздействием вакуума на КА понимается воздействие нейтральных частиц верхней земной атмосферы.

Воздействие глубокого вакуума приводит к различным процессам, существенно влияющим на работоспособность элементов и аппаратуры КА.

Результатом воздействия космического вакуума на элементы и узлы КА являются [5]:

- отсутствие конвективного теплообмена и теплопроводности;
- газовыделение, потеря летучих компонентов и сублимация материалов в вакууме;
- возрастание адгезии в вакууме, усиление трения и износа;
- изменение механических, электрических, оптических и других свойств материалов;
- изменение коэффициента аккомодации;
- утечка хранящихся на борту КА газов;
- разгон истекающих и стравливающих газов до предельных скоростей.

Отсутствие конвективного теплообмена и теплопроводности среды затрудняет передачу теплоты через соприкасающиеся поверхности, так как между ними образуются вакуумные промежутки. Это приводит не только к локальному и общему перегревам, но и вызывает тепловые пробои мощных полупроводниковых приборов.

Газовыделение, потеря летучих компонентов и сублимация материалов в вакууме приводят к следующим изменениям:

- теплофизических (теплопроводность, теплостойкость) и диэлектрических (электропроводность, проницаемость) характеристик полимерных и композитных материалов;
- оптических характеристик поверхностей;

- характеристик трения соприкасающихся материалов: *адгезии* (прилипания) и холодной сварки при наличии давления или трения вследствие удаления смазки, красителей, защитных покрытий.

В глубоком вакууме происходят *испарение* и *сублимация* (процесс перехода вещества из твердого в газообразное состояние, минуя жидкую фазу) поверхностных слоев материалов, а также разложение полимерных соединений на более простые летучие вещества с последующими их сублимацией и испарением. Все неметаллические материалы в условиях космического пространства испускают со своей поверхности летучие газообразные вещества. Причиной этого эффекта, который называют газовойделением, служат три физических механизма: *десорбция* (удаление вещества с поверхности), *диффузия* (самостоятельное перемешивание молекул, обусловленное их тепловым движением) и *деструкция* (разрушение структуры). В результате газовойделения вокруг КА и внутри его негерметичных отсеков образуется специфическая среда, которую называют *собственной внешней (внутренней) атмосферой КА*.

Установление динамического равновесия при газовойделении материалов, в том числе полимерных, композитных, происходит достаточно быстро (в течение первых дней орбитального полета). В общем случае собственную атмосферу КА можно представить в виде трех частей:

- собственная внешняя атмосфера;
- собственная внутренняя атмосфера герметизированных отсеков;
- собственная атмосфера негерметизированных отсеков и полостей КА, отделенных от открытого космоса поверхностью, создающей существенное сопротивление свободно-молекулярному истечению газов.

Источником собственной атмосферы является выброс масс при работе реактивных двигателей за счет десорбции, сублимации и эрозии материалов с внешней поверхности КА, неизбежных утечек газа и его конденсата из герметичных отсеков. Наличие радиации в космосе способствует полимеризации органических молекул собственной атмосферы, осевших на внешних поверхностях КА, и тем самым приводит к накоплению полимеризовавшихся осадков. Источником высокомолекулярных соединений органических молекул на КА служат краски, эпоксидные и другие смолы, органическая изоляция проводов, продукты выхлопа двигательной установки. Низкомолекулярные загрязнения в основном не удерживаются на поверхности КА. *Молекулы собственной внешней атмосферы оседают* на внешние поверхности аппарата, в результате чего:

- изменяются свойства терморегулирующих покрытий;
- уменьшается выходная мощность солнечных батарей;
- уменьшается отношение сигнал/шум оптических систем;
- возникают ложные ориентиры для астронавигационных приборов за счет рассеяния света на частицах собственной внешней атмосферы;

- возрастают токи утечки в высоковольтных устройствах и снижается их электрическая прочность за счет вакуума, что может вызывать кратковременные электрические разряды, нарушающие работу устройств за счет электромагнитных помех.

Общая потеря массы материала (ОПМ) — масса продуктов газовойделения образца, выдержанного при заданных постоянных значениях температуры и давления в течение фиксированного промежутка времени. ОПМ вычисляют как разность масс образца до и после испытаний и выражают в виде процента от начальной массы образца. Накопленный конденсирующийся летучий материал — количество продуктов газовойделения образца, сконденсировавшихся на коллекторе с заданной температурой в течение фиксированного промежутка времени. Как показывает практический опыт, для определения применимости большинства материалов в составе КА с точки зрения их газовойделения может быть принят критерий — не более 1 % ОПМ и 0,1 % накопленного конденсирующего летучего материала [5].

Длительное воздействие вакуума приводит к потере вещества прежде всего за счет сублимации материалов. Потери вещества за счет сублимации приводят к изменению поверхностных свойств конструкционных материалов, а также изменению теплопроводности, электропроводности, а главное оптических характеристик и др.

Унос материала S (см/год) за счет испарения определится по формуле Ленгмюра:

$$S = 0,2466 \cdot 10^6 \frac{p}{\rho} \sqrt{\frac{\mu}{T}}, \quad (96)$$

где p — давление насыщенных паров материала, Па; ρ — плотность материала, кг/м³; μ — молекулярный вес газовой фазы испаряющегося материала.

Невесомость — это состояние космического объекта, при котором на него не действуют никакие силы, кроме силы тяготения (сила реакции опоры отсутствует, а перегрузка равна нулю). Невесомость реализуется в любой системе, движущейся только под действием поля тяготения, которое в пределах рассматриваемой системы можно считать однородным. Состояние невесомости характерно для объектов, находящихся на КА при прохождении своей траектории с выключенными двигательными установками.

Воздействие невесомости на поведение жидких, газообразных и сыпучих тел проявляется в образовании «застойных» зон (например, в виде капель, «висящих» в газовой среде), отсутствии распределения в потоках или смесях по массе частиц, а также направленного движения этих сред, что требует их механического, пневматического или гидравличе-

ского «проталкивания» под действием избыточного давления. Это воздействие приводит к снижению надежности узлов и аппаратуры и может служить причиной отказов (увеличение интенсивности отказов) электро-механизмов пневмо- и гидроаппаратуры из-за изменения характеристик жидких, газообразных и сыпучих сред, а также перегревом элементов вследствие ухудшения конвективного теплообмена. Кроме того, влияние невесомости может стать причиной отказов в системах жидкостного охлаждения, если жидкие хладагенты не полностью заполняют охлаждаемые объемы. В то же время условия малых гравитаций могут положительно влиять на некоторые системы, узлы и элементы КА (облегчение режимов работы и т. п.). Воздействие невесомости вызывает проблемы, связанные с обеспечением работоспособности двигательных установок, работающих на жидких и особенно криогенных компонентах топлива. В состоянии невесомости порция жидкости, окруженная со всех сторон паром, принимает форму сферы, так как в этом случае оказываются минимальными ее внутренняя энергия и площадь поверхности разделяющей фазы. Устойчивость положений жидкости в условиях невесомости вызывает необходимость разработки *систем запуска двигательных установок*, призванных обеспечивать сплошной поток подаваемых в камеру компонентов.

Последствиями *влияния невесомости* могут быть:

- заклинивание электро-механизмов из-за нарушения смазки;
- отказы гидро- и пневмоэлементов вследствие образования капель, пузырьков, изменения характеристик жидких, газообразных и сыпучих сред;
- трудности очистки жидкости, так как в условиях невесомости капли, пузырьки и твердые частицы не тонут.

Косвенно невесомость сказывается на *тепловом режиме КА* за счет изменения гидро- и аэродинамики теплоносителей, что вызывает отказы в системах жидкостного охлаждения аппаратуры.

Все это отражается на работоспособности целого ряда бортовых систем, в частности двигательных установок, работающих на жидких компонентах топлива. Одной из характеристик космического пространства является космический холод — тепловое состояние космоса, которое характеризуется температурами от 77 до 100 К на орбитах Земли, 20 К — в Солнечной системе.

Для космического пространства характерно:

- отсутствие конвективного теплообмена;
- отсутствие влияния на теплопередачу молекулярного теплопереноса в негерметичных отсеках КА.

В условиях космического пространства происходит нагрев поверхности аппарата за счет взаимодействия с космической средой, нагрев от

излучения Солнца, планет и работающих двигателей. Поверхности КА зачастую имеют температуру $T \approx 300$ К, которая достигается подбором их оптических характеристик и соответствующей ориентацией на Солнце.

7. БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

КА состоит из *целевой (научной) аппаратуры; бортовых (служебных) систем*.

Назначение *бортовых систем* — обеспечить функционирование КА с момента отделения от РН до завершения программы полета. Иногда бортовые системы называют *платформой* КА.

В зависимости от КА некоторые бортовые системы могут отсутствовать или объединяться (это характерно для микроспутников). Унификация элементов бортовых систем позволяет существенно сократить сроки и затраты на создание КА.

Примерный состав *бортовых систем*:

- корпус;
- система управления (СУ);
- система ориентации и стабилизации (СОС);
- система электроснабжения (СЭП);
- система терморегулирования (СТР);
- бортовой радиокомплекс (БРК);
- двигательная установка (ДУ);
- система сбора научной информации (ССНИ);
- система спутниковой навигации (ССН);
- системы радиотелеметрического контроля (СРТК);
- бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК);
- система жизнеобеспечения (СЖО).

Рассмотрим некоторые из них, существенные для МКА.

7.1. Система управления

Основные задачи системы управления:

- прием информации от измерительных датчиков (магнитометры, инфракрасная вертикаль, солнечный датчик, звездный датчик, инерциальные датчики и т. д.);
- прием информации от аппаратуры спутниковой навигации;
- прием команд наземных станций по командной радиолинии;

- управление движением КА вокруг его центра масс (угловое положение);
- управление движением центра масс КА (используется в случаях изменения параметров орбиты КА или увода КА с орбиты);
- управление работой бортового оборудования КА с использованием бортовых алгоритмов и командной информации, принимаемой с Земли;
- контроль правильности функционирования бортового оборудования КА, формирование сообщений о состоянии и функционировании оборудования, проведение при необходимости реконфигурации технических и программных средств КА, формирование массива телеметрической информации и передача его через телеметрическую радиолинию на Землю;
- сервисные задачи, в том числе: организация вычислительного процесса; синхронизация обмена информацией между блоками КА и БЦВК; ведение бортовой службы реального времени; формирование управляющих команд на блоки и системы в реальном масштабе времени.

СУ обеспечивает:

- установку солнечных батарей в рабочее положение после отделения КА от ракеты-носителя;
- выдвижение гравитационного стабилизатора (на МКА с использованием гравитационной системы стабилизации);
- гашение угловых скоростей, получаемых КА при его отделении;
- построение и поддержание трехосной ориентации КА в орбитальной системе координат с требуемой точностью в течение всего заданного срока активного существования;
- переориентацию КА или отдельных его частей при проведении измерений или съемок заданных участков земной поверхности, планет Солнечной системы или звездного неба;
- увод КА с орбиты после завершения срока активного существования или перевода КА на парковочные орбиты (в радиационные пояса Земли);
- возвращение на Землю спускаемых капсул.

В зависимости от решаемых задач определяется и структура СУ. Сложные алгоритмы управления предопределяют использование в качестве основного элемента СУ бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК). Работа БЦВК основывается на информации, которая считывается с соответствующих датчиков и преобразуется в команды управления по алгоритмам, заложенным в программном обеспечении. Датчики являются чувствительными органами СУ. Для управления КА используются исполнительные органы. Состав датчиков и исполнительных органов вместе с БЦВК и определяют структуру системы управления КА, ее характеристики, стоимость и функциональные возможности.

сти. Для МКА характерно объединение нескольких бортовых систем в состав СУ. Поэтому в качестве составных частей в СУ могут входить:

- бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК);
- система ориентации и стабилизации (СОС);
- бортовой радиокomплекс (БРК);
- системы радиотелеметрического контроля (СРТК);
- система терморегулирования (СТР);
- система спутниковой навигации (ССН).

Кроме этого в зависимости от решаемых задач в состав СУ могут входить:

- система управления центром масс КА (при необходимости изменения параметров орбиты);
- система жизнеобеспечения человека (пилотируемые КА);
- система сбора научной информации (ССНИ) для приема и хранения большого потока информации с аппаратуры полезной нагрузки.

Важными характеристиками СУ являются масса аппаратуры, ее стоимость, потребляемая мощность, гарантийный срок эксплуатации, вероятность безотказной работы и др.

Управление полетом КА осуществляют бортовая СУ и наземные средства, с помощью которых определяются текущие параметры траектории полета КА, передаются команды управления и принимается информация о состоянии бортового оборудования и результатах работы целевого оборудования. Совокупность наземных средств, предназначенных для наблюдения за движением КА, определения параметров его траектории и передачи информации с борта КА на Землю и с Земли на борт КА, составляет *наземный комплекс управления* (НКУ), как это показано на рис. 21.

Управление КА осуществляется обычно по *командной радиолинии* (Земля – борт). Для передачи с борта КА информации о состоянии бортового оборудования используют телеметрическую аппаратуру и иногда выделяют отдельную *телеметрическую радиолинию* (борт – Земля). Результаты работы целевого оборудования передают либо в потоке общей информации, либо по отдельной *информационной радиолинии* при передаче с высокой скоростью большого объема информации. На спутниках связи устанавливают специальную радиотехническую аппаратуру, обеспечивающую теле- и радиовещание, телефонию.

Наземный комплекс управления решает задачи дистанционного управления движением КА и работой его бортового оборудования. Общая структура системы управления включает в себя бортовое оборудование СУ и НКУ (см. рис. 21), состоящего из измерительных пунктов (ИП) и координационно-вычислительного центра (КВЦ).

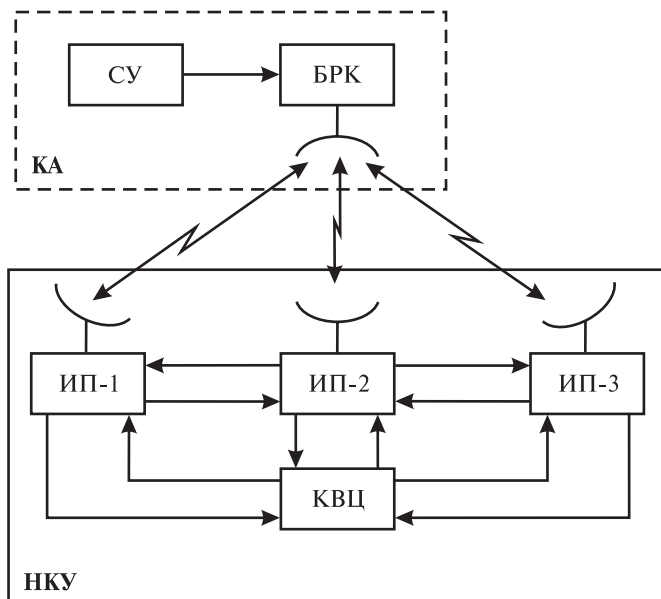


Рис. 21. Управление полетом КА

На каждом ИП контролируются параметры траектории, осуществляются прием и обработка передаваемой с борта КА информации, а также формирование и передача на борт КА команд. Поскольку КА и Земля вращаются, то время радиовидимости с каждого ИП ограничено. В НКУ входят несколько разнесенных ИП, которые представляют собой стационарные сооружения, а также подвижные ИП. В настоящее время функции ИП выполняют космические ретрансляторы (спутники связи), находящиеся на околоземных орбитах. Управление работой НКУ осуществляется из КВЦ, на котором обрабатывается поступающая с ИП информация как о движении КА, так и о состоянии его систем. Координационно-вычислительный центр дает указания для наведения остронаправленных антенн (ОНА), размещенных на ИП и имеющих узкую диаграмму направленности, ширина которой по половинной мощности не превышает нескольких градусов.

Функциональная схема системы управления полетом КА представлена на рис. 22. Управляющие воздействия формируются БЦВМ на основе команд, передаваемых с ИП на базе программ, которые записаны в памяти БЦВМ, а также с помощью информации, поступающей от бортовых систем КА. Так, расчет импульса, необходимого для осуществ-

вления КА маневра, проводится на Земле в КВЦ на основе данных траекторных изменений и передается на борт в виде команд о параметрах исполнения импульса.

Прием и передача радиосигналов производятся с помощью ОНА или совокупности малонаправленных антенн (МНА). В современных системах радиопередачи широко применяется принцип совмещения, при котором один приемник используется для всех систем. Сигналы, усиленные приемником, поступают в устройство разделения каналов, где делятся на сигналы систем радиопередачи траекторными измерениями, командной и радиосвязной систем, а также на сигналы системы автономного радиопередачи.

Система автономного радиопередачи предназначена для пилотируемых КА и включает в себя измерители высоты, скорости, вертикали, а также измерители дальности, скорости и взаимного углового положения двух стыкующихся КА.

Для обеспечения работы систем автономного радиопередачи часто используют отдельные антенны автономных систем, а также отдельные передатчики и приемники. Телевизионную информацию передают обычно свои каналы связи. В целях повышения надежности бортового

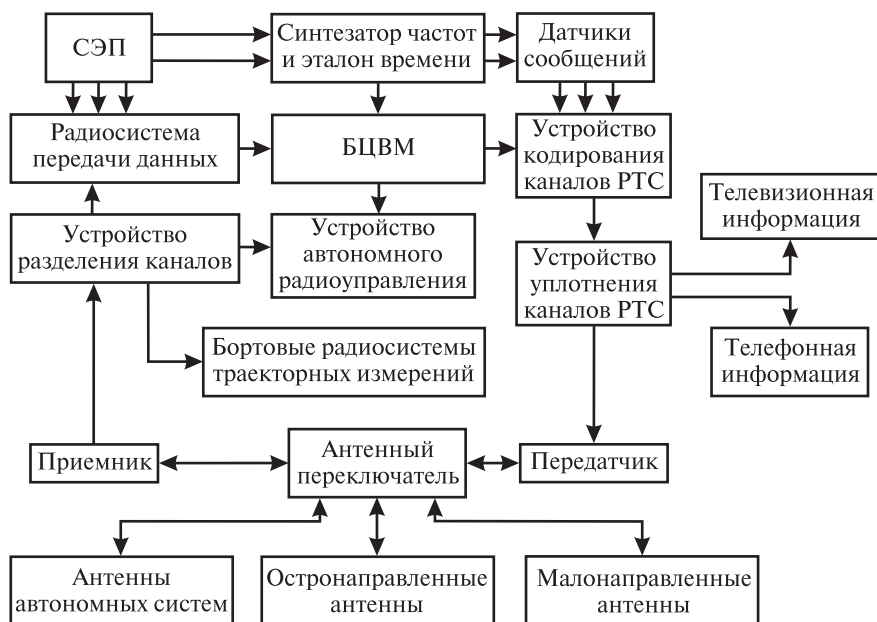


Рис. 22. Функциональная схема системы управления полетом КА

оборудования системы радиоуправления наиболее ответственные его устройства и узлы резервируются.

Космическая радиолиния передачи информации представляет собой систему радиосвязи (рис. 23). Канал связи между КА и НКУ – совокупность технических средств, служащих для передачи сообщений от источника к получателю и состоящих из систем кодирования информации, модуляции радиосигнала, передатчика, линии связи, приемника, систем декодирования информации и демодуляции радиосигнала.

В системе радиотехнической связи используются УКВ-приемники и передатчики, а также МНА, работающие на передачу и прием. Эффективность связи повышается, когда работой приемников и передатчиков, а также положением антенн на борту КА и Земле управляет КВЦ.

Область *радиочастот* обладает *низким затуханием* сигнала, что способствует передаче информации на значительные расстояния. Для того чтобы исключить взаимные помехи, передающие станции должны работать на разных частотах. Ввиду того что радиовещание и телевидение появилось значительно раньше, чем первые КА, этим двум видам информации международными соглашениями были выделены частные диапазоны. Для *радиовещания* установлены следующие частотные диапазоны:

- длинные волны (ДВ): 150–408 КГц;
- средние волны (СВ): 525–1605 КГц;
- короткие волны (КВ): 3,95–12,1 МГц;
- ультракороткие волны (УКВ): 65,8–73 МГц;
- диапазон FM: 88–108 МГц.

Диапазоны, которые не перекрываются этим стандартом, отводятся под служебную информацию (промежуточная частота радиоприемников (465 кГц), частоты, используемые милицией, и др.). На ДВ и СВ установлена сетка вещания станций, которая составляет 9 кГц для Европы и 10 кГц для Америки и Японии. На КВ установлена сетка вещания 5 кГц во всем мире.

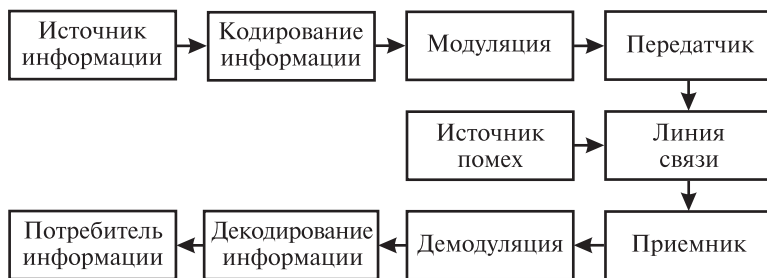


Рис. 23. Схема радиосвязи КА и НКУ

Спектр частот телевизионного сигнала (8 МГц) значительно превышает спектр сигнала радиовещания. Поэтому для телевизионных сигналов был отведен более высокочастотный диапазон радиочастот.

Диапазон частот *телевидения*:

- I (1,2 каналы): 48,5–66,0 МГц;
- II (3–5 каналы): 76,0–100,0 МГц;
- III (6–12 каналы): 174,0–230 МГц;
- IV, V (21–60 каналы): 470–790 МГц.

В кабельном телевидении (не использующем радиочастоты) каналы могут следовать один за другим без промежутков с общим количеством 100 и верхней частотой 958 МГц.

Надо отметить, что использование радиочастот для систем радиосвязи и вещания, включая спутниковые, строго регламентируется международными организациями. Это необходимо для достижения совместимости различных систем, а также для предотвращения взаимных помех при работе различных служб. В 1977 г. состоялась Всемирная административная конференция (WARC-77) по планированию вещательной спутниковой службы, на которой был принят ныне действующий *Регламент радиосвязи*. В соответствии с ним вся территория Земли разделена на **три района**, для вещания в каждом из которых выделены свои полосы частот. *Первый район – Африка, Европа, Россия, Монголия и страны СНГ. Второй район – территория Северной и Южной Америки. Третий район – территория Южной, Юго-Восточной Азии, Австралия и островные государства Тихоокеанского региона.*

В соответствии с этим регламентом для систем спутниковой связи выделено несколько диапазонов, каждый из которых получил условное обозначение буквой латинского алфавита. Частотные характеристики этих диапазонов приведены в табл. 5.

Для функционирования КА перед его запуском необходимо получить лицензию (разрешение) на использование радиочастот.

Таблица 5

Частотные диапазоны спутниковой связи

Наименование диапазона	Полоса частот, ГГц
L-диапазон	1,452–1,550; 1,610–1,710
S-диапазон	1,93–2,7
C-диапазон	3,40–5,25; 5,725–7,075
X-диапазон	7,25–8,40
Ku-диапазон	10,70–12,75; 12,75–14,80
Ka-диапазон	15,40–26,50; 27,00–30,20
K-диапазон	84,0–86,0

Для *радиолюбительской связи* выделены частоты 129–147 МГц и 442–450 МГц. Получение разрешения на использование этих диапазонов частот упрощено, поэтому большинство университетских спутников осуществляют передачу информации на этих частотах.

Скорость передачи информации зависит от *полосы пропускания канала* (разница между наибольшей и наименьшей частотой канала). Чем выше полоса пропускания канала, тем больше скорость передачи информации по каналу. С увеличением частотного диапазона появляется больше возможностей для расширения полосы пропускания (может быть получено большее количество каналов). Поэтому, как правило, на *высоких частотах информативность каналов* (скорость передачи информации) *растет*.

Использование высоких частот ограничивается возможностью *аппаратной реализации канала связи*. По этой причине высокие частоты в настоящее время еще не освоены. Кроме этого, надо отметить, что радиоволны способны огибать препятствия, которые меньше их длины волны. Если эти величины становятся соизмеримы, то *проходимость радиосигнала затруднительна*. Поэтому на качество связи на высоких частотах могут существенно влиять такие факторы, как облака, дождь, снег и т. д.

Мощность радиосигнала уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния от источника сигнала. Для обеспечения устойчивого приема радиосигнала необходимо либо *увеличивать мощность передатчика*, либо *повышать чувствительность приемника*. Так как повышение мощности передатчика ограничивается энергетическими возможностями СЭС, то для увеличения мощности излучения используют направленные антенны.

Антенны характеризуются диаграммой направленности, измеряемой в градусах. Чем уже диаграмма направленности антенны, тем больше коэффициент усиления сигнала. Коэффициент усиления антенны прямо пропорционально зависит от диаметра антенны и обратно пропорционально — от длины волны.

Ограничение массово-габаритных размеров КА затрудняет использование антенн с большим диаметром. Радиосигналы, частоты которых используются для спутниковой связи, распространяются в пределах прямой видимости. Низкоорбитальные КА на высотах порядка 800 км (удельная доля которых значительна) в поле прямой видимости наземной станции находятся около 30 мин в сутки. В то же время зона покрытия территории устойчивой связью должна быть значительной. Поэтому на этих аппаратах используются небольшие антенны с широкой диаграммой направленности. Обеспечение устойчивой связи осуществляется за счет использования остронаправленных (с узкой диаграммой направленности) следающих антенн с большим диаметром наземными станциями, где массово-габаритные ограничения несут незначительный вес.

Системы передачи командной и телеметрической информации используют цифровую форму представления сообщений в виде равномерного двоичного кода. Известно, что в этом случае оптимальными являются противоположные сигналы, которые могут быть получены при фазовой манипуляции гармонического колебания. При воздействии аддитивного «белого» шума оптимальный приемник сигналов представляет собой перемножитель образца принимаемого сигнала и смеси сигнала с шумом. Результат перемножения интегрируется на интервале длительности символа и сравнивается с нулевым порогом.

При идеальном приеме все значащие моменты времени принимаемого сигнала должны быть известны. Для этого приемник содержит устройства синхронизации, которые, как правило, реализуются в виде замкнутых систем, следящих за фазами несущей, поднесущей и символьной частот. Замкнутые следящие системы фазовой автоподстройки частоты требуют дополнительной аппаратуры и дополнительного времени на поиск и захват сигнала по частоте и фазе. В то же время асинхронные системы приема цифровых сигналов обладают худшими удельными расходами энергии и более широкой полосой частот, однако они аппаратно менее сложны и позволяют с меньшими задержками обеспечить прием сигналов.

Большое внимание необходимо уделять *достоверности* передаваемой по каналу связи *информации*. Для этого используют ряд *методов*, основными из которых являются:

- введение в информацию *избыточности*, позволяющей контролировать правильность передаваемой информации;
- временная *синхронизация* информации на приемной и передающей стороне.

Существует несколько способов введения избыточности в информацию. Один из них — *контроль по четности при передаче байта информации*. В этом случае один из битов (например, 8) выделяется под контроль четности единиц в байте. Если количество единиц в байте нечетное, то в бит четности добавляется «1», а если четное — то «0». Информативность при этом снижается (только 7 бит несут информацию), но благодаря этому можно определить достоверность переданного байта информации.

Еще один способ — использование *кода Хеминга*, который благодаря своей избыточности позволяет не только оценить достоверность переданной информации, но и восстановить информацию, если ошибка произошла только в 1 бите переданного блока информации.

Достаточно широкое распространение получил *пакетный способ передачи информации*. Суть этого метода заключается в передаче информации блоком (пакетом), размерность которого может быть произвольной. В конце информации вводится контрольное число (например, сумма

«1» в блоке информации). На приемной стороне принимается информация и контрольное число. Затем по принятой информации определяется контрольное число, которое сопоставляется с переданным контрольным числом. Если они совпадают, то информация считается принятой. Если же не совпадают, то передачу пакета информации необходимо повторить.

Для обеспечения достоверности принимаемой информации необходимо определить наличие устойчивой связи, начало и конец передачи, а также синхронизировать непосредственно процесс передачи информации.

Различают *синхронный* и *асинхронный обмен* информацией. При синхронном процессе передачи информации кроме самой информации передаются еще *импульсы синхронизации* (стробы), длительность которых меньше длительности информационных сигналов. Использование стробирующих синхроимпульсов, определяющих дискретность передаваемой информации, позволяет исключить переходные процессы, происходящие в канале связи, и повысить достоверность принятой информации. По такому каналу информация может передаваться с различной скоростью.

Для передачи по каналу такой информации применяют *дубинарное кодирование*, использующее для передачи «0», «1» и синхроимпульсов три уровня сигналов («0», «0,5», «1»), которые на приемной стороне распознаются по амплитуде.

При передаче информации по каналу связи с постоянной скоростью на приемной и передающей стороне могут быть установлены генераторы синхроимпульсов, и тогда соответственно отпадает необходимость передачи по каналу связи сигналов синхронизации. Такой способ передачи является асинхронным. Однако надо учесть, что чисто асинхронной передачи информации не существует. В любом случае необходимо синхронизировать передачу информации, иначе ее достоверность будет очень низкой. Так как генераторы синхроимпульсов с абсолютно одинаковой частотой и временем их следования на передающей и приемной сторонах выполнить невозможно, то со временем ошибка синхронизации будет накапливаться. Для исключения накопления ошибки на передающей стороне в информацию вводятся так называемые *стартстопные импульсы*. Стартовый импульс определяет начало передачи постоянного блока информации (например, 1 байта), а «стоп» — конец передачи информации. Они отличаются временем следования и сравнительно легко распознаются на приемной стороне. По этим сигналам синхронизируется генератор приемника, что исключает накопление ошибки во времени.

При передаче информации со спутника необходимо удостовериться, что он находится в *зоне видимости* и *связь с ним установлена*. Кроме этого, *на спутник должна поступить команда*, по которой он начнет передачу информации, если потребитель информации относится к числу тех, с кем разрешен обмен этой информацией. Для этих целей (синхронизация

начала обмена информацией) используется *дуплексная связь* (два канала радиосвязи «борт — Земля» и «Земля — борт»). Процедуру установления связи и обмена информацией по каналу связи между приемным и передающим устройством называют *протоколом обмена информацией*. Для разных способов передачи информации существуют стандартные протоколы обмена информацией. Протокол является программным продуктом. На аппаратном уровне для обмена информацией необходимо иметь сигнал готовности приемного устройства, линию передачи информации и линию передачи сигналов синхронизации. Как правило, готовность приема информации исходит от приемного устройства, а информационный поток и сигналы синхронизации — от передающего устройства.

7.2. Система радиотелеметрического контроля

Система радиотелеметрического контроля (СРТК) предназначена для получения информации о КА и состоянии бортовых систем: режимах их работы, напряжениях источников питания, температуре, атмосферном давлении в отсеках, вибрации, параметрах целевого оборудования, системы управления и т. д. Кроме этого телеметрическая информация может содержать данные с аппаратуры спутниковой навигации и бортовое время. Данные телеметрического контроля необходимы для контроля за бортовыми системами и траекторных расчетов. Телеметрия также находит применение при предполетной проверке КА. Наземное телеметрическое оборудование размещают в специальных приемных станциях ИП НКУ. На трассе полета КА устанавливают дополнительные приемные станции. Информация, принятая этими станциями, представляется в форме, удобной для ее передачи в ЦУП или НКУ.

Процесс получения телеметрической информации включает в себя следующие этапы:

- преобразование физических величин в электрические сигналы;
- предварительная обработка информации и ее кодирование;
- передача сигналов;
- декодирование, регистрация и отображение информации;
- обработка результатов и представление их в виде, удобном для анализа состояния КА, а также характеристик окружающей среды.

Часть этапов выполняется на борту КА, а часть — на Земле. Телеметрическая информация, поступающая с борта КА, может быть объединена в две группы:

- информация о состоянии КА и параметрах, характеризующих режимы работы бортовых агрегатов, узлов и систем;
- информация о характеристиках среды, окружающей КА.

Упрощенная функциональная схема СРТК приведена на рис. 24.

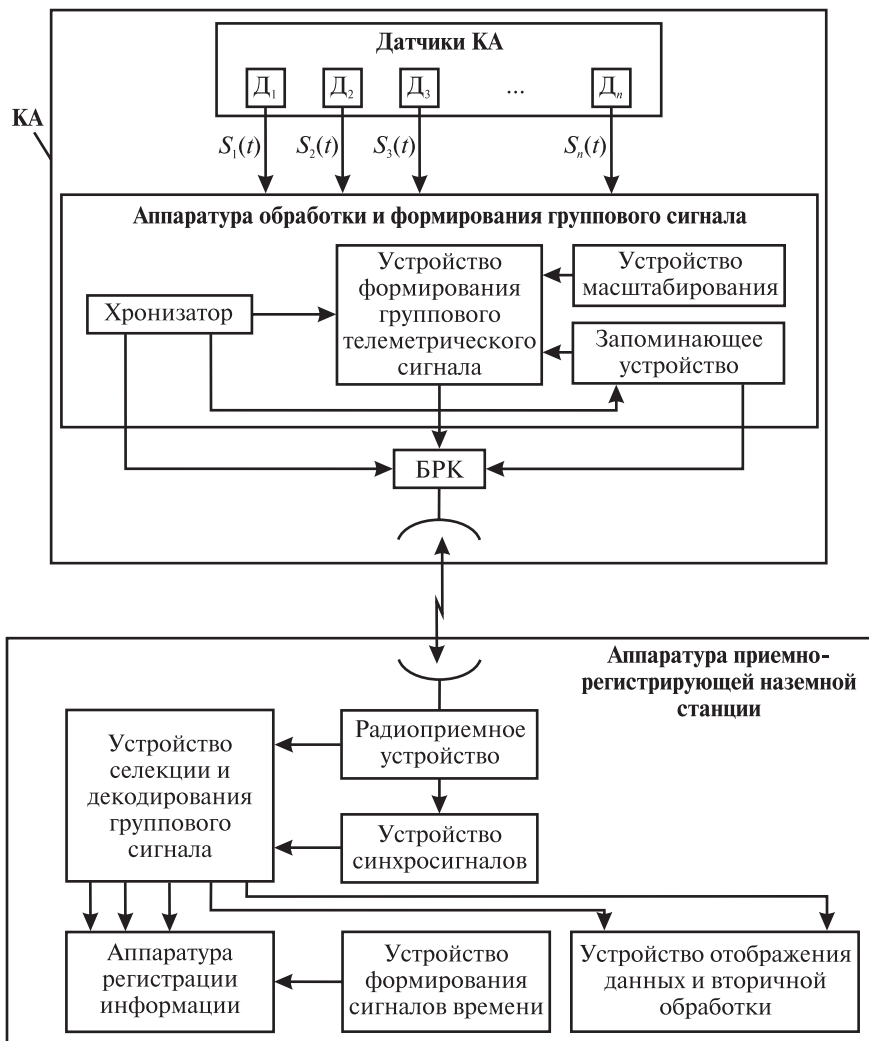


Рис. 24. Упрощенная функциональная схема СРТК

В состав СРТК входят первичные источники измерительной информации (датчики), бортовое оборудование передачи информации и аппаратура приемно-регистрирующей наземной станции. Сигналы с выхода измерительных преобразователей подаются на согласующие устройства, которые приводят их к единому электрическому сигналу, принятому для

данной радиотехнической системы связи, чаще всего это постоянный ток напряжением 6 В.

Структура устройства формирования группового сигнала зависит от метода разделения каналов. В состав группового сигнала добавляются синхронизирующие сигналы от хронизатора и другие служебные сигналы, необходимые для разделения каналов при приеме и обработке информации. Групповой сигнал, представляющий собой последовательность отсчетов всех каналов за один цикл измерения с совокупностью синхронизирующих и служебных сигналов, называется полным телеметрическим сигналом. С выхода устройства формирования полный телеметрический сигнал поступает на вход радиопередающего устройства, где производится модуляция одного из параметров несущего (высоко-частотного) сигнала и излучение его в заданном направлении.

Наряду с перечисленными элементами аппаратура обработки и формирования группового сигнала СРТК может включать в себя запоминающие устройства, устройства масштабирования и др. Запоминающие устройства предназначены для накопления информации на участках полета, где отсутствует связь между контролируемым КА и наземной приемной станцией, и хранят информацию до начала сеанса связи со станцией.

Основные элементы приемно-регистрирующей наземной станции — радиоприемное устройство, устройство селекции и декодирования группового сигнала, устройство синхросигналов (система синхронизации), аппаратура регистрации информации, устройства отображения данных и формирования сигналов времени.

Сигналы преобразования по частоте и декодирования, принятые антенной после усиления, поступают на вход разделителя сигналов, делящего групповой сигнал по каналам и характерным признакам. После разделения каналов осуществляется демодуляция сигналов в каждом канале и восстановление группового сигнала. В целях документирования групповых сигналов вся поступающая информация записывается аппаратурой регистрации информации, имеющей различные способы записи сигналов, и подвергается обработке. Для автоматизированной обработки информации данные представляются в цифровой форме. Основные средства обработки телеметрической информации — универсальные и специализированные ЭВМ.

СРТК классифицируют:

- *по точности* значений измеряемых величин и воспроизведения процессов — на низкочастотные СРТК с максимальной погрешностью более 5 %, высокоточные прецизионные СРТК с погрешностью 0,8 %;
- *информативности*, т. е. по реальной скорости передачи информации, — на высоко-, средне- и низкоинформативные СРТК;

- *виду модуляции* — на СРТК с амплитудно-импульсной, широтно-импульсной, временно-импульсной и частотно-импульсной модуляциями;
- *способу представления сигналов* — на аналоговые и цифровые системы.

Аналоговые СРТК характеризуются тем, что значения измеряемой величины пересылаются непрерывно по амплитуде и непрерывно или дискретно по времени. Современные СРТК являются в большинстве цифровыми. Важнейшее преимущество цифровых СРТК — высокая точность передачи информации (погрешность менее 0,1 %).

Основные элементы СРТК — это измерительные преобразователи (датчики), согласующие устройства, коммутирующие устройства.

Измерительные преобразователи, или *датчики*, — устройства, преобразующие измеряемую физическую величину в сигнал (электрический) для передачи, обработки и регистрации.

Датчики, расположенные на КА, можно разделить на два типа:

- дискретные датчики, у которых основным конструктивным элементом являются замыкаемые или размыкаемые электрические контакты («сухой контакт»); они отображают контролируемые процессы (раскрытие солнечных батарей или бортовых антенн, включение или выключение тормозного двигателя);
- аналоговые датчики, которые измеряют физические величины путем преобразования их в электрические сигналы.

Число контролируемых параметров о функционировании КА может составлять несколько тысяч, поэтому для передачи всей информации от датчиков обычно производится ее уплотнение (кодирование).

Согласующие устройства преобразуют выходной электрический сигнал преобразователя в электрическую величину другого вида и согласуют выход преобразователя со входом кодирующей и передающей части СРТК.

Коммутирующие устройства используют в передающей части для поочередного подключения отдельных измерительных преобразователей ко входу радиолинии и для распределения принятых сигналов по соответствующим каналам.

Существуют различные способы передачи телеметрической информации. Информация о состоянии бортовой аппаратуры может передаваться *непрерывно* или *дискретно* в фиксированные промежутки времени. Во втором случае паузы между соседними отсчетами могут заполняться сигналами от других датчиков.

При передаче информации по радиолинии возникают проблемы, связанные с наличием помех. Эта же проблема существует как при ана-

логовом, так и при дискретном способе передачи информации. Для отделения сигнала от помехи используются различные методы.

Сеансы связи с КА ограничены временным интервалом. При большом объеме телеметрической информации существуют следующие *способы приема и обработки телеметрической информации*:

- предварительная обработка телеметрической информации бортовой аппаратурой (измерение, накопление и преобразование);
- повышение скорости передачи информации по каналу;
- увеличение наземных пунктов приема информации.

Телеметрическая аппаратура на этих пунктах состоит из радиоприемников, аппаратуры декодирования и регистрации сигналов, анализа и отображения информации.

Главная задача, решаемая при обработке телеметрической информации (ТМИ), — в максимально короткий срок с момента события на борту КА (идеально в реальном масштабе времени) получить достоверную и существенную информацию о параметрах состояния систем, чтобы проанализировать ее, дать оценку состояния и качества работы объекта контроля (каждой системы и КА в целом).

Решаемые задачи обработки ТМИ принято разделять на *первичные* и *вторичные*.

Первичная обработка заканчивается формированием результатов, содержащих информацию о физических значениях параметров ТМИ, привязанных к шкале времени.

Она включает в себя следующие подзадачи:

- выбор параметров и интервалов обработки ТМИ;
- отбраковку результатов аномальных измерений;
- сокращение избыточности ТМИ с использованием экстраполяторов-интерполяторов и т. д.;
- формирование массивов цифровой информации;
- дешифровку ТМИ (калибровку, тарирование) и привязку измерений к наземной и бортовой шкалам времени;
- визуализацию, документирование, архивацию и передачу по каналам информационного обмена.

Вторичная обработка ставит своей целью выделение смыслового содержания в результатах первичной обработки, связанного с оцениванием и идентификацией технического и функционального состояния бортовых подсистем и КА в целом.

К числу основных задач вторичной обработки обычно относят:

- распознавание и идентификацию технических состояний бортовых подсистем;
- определение числа состояний на контролируемом интервале времени;

- установление порядка следования технических состояний во времени и его соответствия заданной программе включения бортовых средств;
- определение фактических значений обобщенных критериев оценки состояния и их соответствия требуемым значениям;
- выявление подмножеств аномальных технических состояний;
- идентификацию аномальных состояний и причин их возникновения;
- прогноз технических состояний бортовых подсистем;
- визуализацию, документирование и архивацию результатов вторичной обработки.

7.3. Система ориентации и стабилизации

Одной из важнейших проблем, которую приходится решать практически в течение всего полета подавляющего большинства КА, является обеспечение их заданного углового движения. КА придается нужное угловое положение относительно заданных ориентиров поворотом вокруг центра масс. В качестве таких ориентиров выступают видимые небесные и наземные объекты (звезды, Солнце, линия горизонта) или направления в пространстве (местная вертикаль, вектор напряженности геомагнитного поля, вектор скорости набегающего потока воздуха), которые можно определить по показаниям измерительных приборов. Эту проблему решает *система ориентации и стабилизации* — одна из основных составляющих системы управления КА.

Она характеризуется точностью ориентации и стабилизации по углу и угловой скорости, временем установки в заданное положение после отделения КА или получения команды на переориентацию КА (например, при проведении съемок из космоса заданных участков на поверхности Земли). Кроме этого важными параметрами этой системы являются массово-габаритные характеристики, энергопотребление, величины создаваемых управляющих моментов, время стабилизации, стоимость.

При создании КА приходится принимать решение о выборе структуры СОС с учетом получения требуемой точности угловой ориентации и стабилизации при ограничениях на энергопотребление, габариты, массу и стоимость КА.

Заданное направление (ориентация) может поддерживаться либо постоянно, либо кратковременно. Для КА наиболее распространенная орбитальная ориентация, при которой *ось курса* (рыскания) *направлена к центру Земли*. Вторая ось — *тангаж* — перпендикулярна плоскости орбиты, а третья ось — *крена* — лежит в плоскости орбиты. Соответственно угол тангажа лежит в плоскости орбиты, угол курса (рыскания) — это

отклонение оси КА от плоскости орбиты, а угол крена представляет поворот КА вокруг местной горизонтали.

Системы ориентации могут быть:

- *одноосные* (ориентация в одной плоскости);
- *двуосные* (ориентация в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях);
- *трехосные* (ориентация в пространстве).

В зависимости от энергопотребления системы ориентации подразделяют:

- *на пассивные* (без потребления энергии). Пассивные системы ориентации взаимодействуют с внешними полями естественного происхождения и не потребляют рабочее тело (топливо, газ) и энергию, запасенные на борту КА (в начальный момент времени может потребоваться их кратковременный расход для приведения системы ориентации в рабочее положение, например, выдвинуть штанги, повернуть часть спутника, переориентировать магниты);

- *активные*, для функционирования которых необходимы дополнительные источники энергии и расход рабочего тела. В состав таких СОС обычно входят блок управления, датчики ориентации и исполнительные органы. С ее помощью можно реализовывать достаточно произвольные и быстрые угловые развороты. Недостаток активной системы – ограниченное время ее работы.

На практике наибольшее распространение получили активные системы ориентации. Они имеют более широкие возможности по сравнению с пассивными, обеспечивая высокую точность ориентации и высокое быстродействие системы. Если определяющим в проекте является выполнение требований к угловому движению спутника, а не его стоимость, то используют именно активные системы. Однако для МКА стоимость иногда является основной критерий, и уже исходя из ограниченной стоимости формируется перечень решаемых задач и соответствующий перечень требований к точности и быстродействию системы ориентации. В этом случае обычно используются пассивные или комбинированные системы ориентации.

В зависимости от исполнительных органов существуют следующие виды СОС:

- гравитационная;
- магнитная;
- электромагнитная;
- электромаховичная;
- пневматическая (струйная);
- с использованием электрореактивных двигателей (ЭРД);
- твердотопливных реактивных двигателей (ТРД);
- жидкостных реактивных двигателей (ЖРД).

7.3.1. Датчики ориентации и навигации космических аппаратов

Ориентация КА в пространстве может быть определена измерением следующих величин:

- вектора магнитного поля Земли;
- вектора направления на Солнце;
- вектора направления на определенные звезды;
- вектора по направлению к центру Земли;
- навигационных параметров глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) GPS и ГЛОНАСС;
- навигационных параметров инерциальной навигационной системы (ИНС).

Датчики ориентации и навигации КА могут использовать:

- прямой способ измерения (звездный датчик);
- косвенный способ измерения (магнетометр, земной датчик, солнечный датчик, навигационный приемник);
- инерциальный способ измерения (акселерометр, гироскоп).

Некоторые сравнительные характеристики датчиков ориентации и навигации КА приведены в табл. 6, из анализа которой можно сделать вывод, что для МКА наиболее приемлемы по массе и энергопотреблению солнечный датчик, датчик вертикали, магнитометр и навигационный приемник ГНСС.

Рассмотрим основные принципы работы и функционирования датчиков ориентации и навигации КА, определяющих угловое положение аппарата относительно астрономических источников излучения (астроориентиров) – звезд, Солнца, планет (в том числе Земли). Этот класс датчиков относят к оптико-электронным приборам (ОЭП) и иногда их

Таблица 6

Сравнительные характеристики датчиков ориентации и навигации КА

Датчик	Погрешность, град.	Масса, кг	Энергопотребление, Вт
Датчик ИНС (гироскоп)	0,003–1 град/ч (скорость роста погрешности)	1–25	5–200
Солнечный датчик	0,2–1	0,04–0,5	менее 1
Звездный датчик	0,0002–0,08	3–7	4–32
Датчик вертикали	0,02–0,1	0,6–5	1–8
Магнитометр	0,5–1	0,2–0,7	менее 1
Навигационный приемник ГНСС	–	1–3	2

называют *астроприборы*. Эти приборы на современных КА могут обеспечивать в составе системы управления решение четырех основных задач — *астроориентации, астрокоррекции, астронавигации и определения положения* (индикации) *осей КА* [6]. Задача *астроориентации* состоит в том, чтобы по показаниям астроприборов ориентировать КА (или какое-либо устройство на КА, например солнечные батареи) в инерциальном пространстве для выполнения того или иного эксперимента, измерения, маневра; при этом астроприборы непосредственно входят в контур управления КА и должны функционировать в течение всего времени поддержания режима ориентации. В задаче *астрокоррекции* показания астроприборов используются для коррекции положения осей КА или осей его гиролатформы (реальной или виртуальной, реализованной программными средствами в бортовом компьютере), которые предварительно были сориентированы, но с течением времени их положение изменилось. В отличие от предыдущего случая астроприборы здесь не входят непосредственно в контур управления системы ориентации КА, а лишь периодически выдают корректирующую информацию. Поэтому время работы этих астроприборов при решении задачи астрокоррекции значительно меньше, чем при решении задачи астроориентации.

Наиболее распространенный *метод навигации* в околоземном пространстве — измерение с КА в известный момент времени для двух астроориентиров углов между направлением на астроориентир и центр Земли и последующее вычисление параметров орбиты. Задача *индикации положения осей КА* предполагает точное определение направления осей аппарата для «привязки» к инерциальной системе координат результатов измерения аппаратуры грубо ориентированного КА.

Для решения задачи астроориентации существуют типовые схемы [6] — солнечно-звездная, солнечно-земная и звездно-земная. В солнечно-звездной схеме построение ориентации начинается с вращения КА вокруг некоторой оси, поиска Солнца соответствующим датчиком и последующей стабилизации одной из осей КА относительно направления на Солнце. Затем КА закручивается вокруг этой оси и осуществляет поиск заранее выбранной звезды, расположенной относительно Солнца под углом, близким к 90° . После обнаружения звезды система управления обеспечивает стабилизацию второй оси КА относительно направления на звезду. В результате одна ось КА оказывается «привязанной» к направлению на Солнце, вторая — к направлению на звезду. Аналогично этому обстоит дело в схеме солнечно-земной ориентации (с заменой звезды в предыдущей схеме на Землю) и в схеме звездно-земной ориентации (Земля используется в качестве первого ориентира). Для последнего случая следует отметить вариант звездно-земной ориентации, в котором звездой-ориентиром служит Полярная звезда. Такой

вариант довольно часто используется для КА, находящихся на геостационарной орбите, поскольку направление на Полярную звезду близко к нормали к плоскости геостационарной орбиты. В задачах астроориентации, астрокоррекции, индикации положения речь идет об установлении связей между системой координат КА и инерциальной системой координат, определяемой астроориентирами. В отличие от этого в задаче астронавигации необходимо определить местоположение КА на орбите и параметры орбиты. Для этого не нужна «привязка» измерений астроприборов к направлению осей КА. Для определения навигационных параметров достаточно в известные моменты времени найти углы между направлением на центр Земли и направлениями на два других астроориентира (звезды, Солнце). Такую процедуру необходимо проделать в нескольких точках орбиты (чем больше, тем выше точность определения навигационных параметров). Решая затем уравнения и выполняя фильтрацию, можно получить необходимую навигационную информацию.

К современным приборам ориентации и навигации КА предъявляется комплекс достаточно сложных технических требований, основные из которых:

- высокая точность угловых измерений;
- необходимая чувствительность — способность работать по излучению тех астроориентиров, которые обеспечивают проведение требуемых измерений;
- помехоустойчивость — устойчивость к воздействию различных помеховых излучений как естественного, так и искусственного происхождения;
- функционирование при различных режимах движения КА со значительными угловыми скоростями и ускорениями;
- выполнение набора сложных функций — поиск и обнаружение астроориентиров, их селекция на фоне помех, слежение за астроориентирами, точное измерение угловых координат; особо здесь следует отметить функции распознавания групп звезд и определения трехосной ориентации, требующие больших интеллектуальных ресурсов;
- работоспособность в условиях воздействия факторов космического пространства в течение длительного времени (до 10–15 лет и более);
- воздействие различных факторов со стороны космического аппарата — механических, тепловых, электрических и др.

Общепризнанным является разделение астроприборов *по типам* используемых ими *астроориентиров*. По этому признаку выделяются три типа приборов — приборы ориентации и навигации *по звездам, по Земле, по Солнцу* (более кратко — звездные, земные и солнечные астроприборы). Поскольку Земля как тип астроориентира может выступать doubly в зависимости от диапазона длин волн используемого излучения,

земные приборы еще подразделяются на приборы видимого диапазона и приборы инфракрасного (ИК) диапазона. Земные приборы ИК-диапазона свободны от ограничений в возможности получения с них информации, благодаря чему они находят более широкое применение, чем земные приборы видимого диапазона. В видимом диапазоне работают звездные и солнечные приборы.

Звездные астроприборы. Звездные приборы универсального типа разделяются на *приборы с подвижным угловым полем* и *с неподвижным угловым полем*. Специализированные звездные приборы отличаются большим разнообразием, но в настоящее время можно выделить три группы, различающиеся как по назначению и выполняемым функциям, так и по конструктивным особенностям [6]:

- звездные ОЭП солнечно-звездных систем ориентации КА;
- звездные ОЭП для ориентации по Полярной звезде в системе управления КА с геостационарной орбитой;
- приборы для КА, стабилизированных вращением.

К звездным астроприборам относят звездный датчик и звездную камеру. Для определения ориентации звездный датчик регистрирует изображение звездного неба и, отождествляя наблюдающиеся звезды по звездным каталогам, определяет направление визирования и, следовательно, ориентацию космического аппарата в пространстве. Звездный датчик может выдавать управляющий сигнал для систем стабилизации космического аппарата. Обычно звездный датчик представляет собой два соосных противонаправленных либо сонаправленных телескопа. Каждый телескоп состоит из объектива и детектора (ПЗС-матрицы), имеет поле зрения примерно $9 \times 9^\circ$, обладает чувствительностью, достаточной для регистрации объектов 12-й звездной величины при времени экспозиции 1–2 с. Точность определения ориентации лучше 0,5 угл. мин (зависит от режима наблюдений). Возможна работа в режимах определения наведения и слежения. В режиме слежения возможна непрерывная работа с определением ориентации и выдачей корректирующих сигналов в режиме реального времени.

В настоящее время большое развитие и широкое применение на малых спутниках получили звездные камеры. Принцип их действия таков: чтобы распознать звездную картину, компас использует активный датчик пикселей в широком поле обзора и миниатюрные звездные камеры.

Звездная камера будет наблюдать широкий кусок неба и фотографировать звездную картину в поле зрения. Звездная камера определит положение звезд и сообщит о них космическому аппарату. Снимки затем будут сравнены с небесной картой, хранящейся в памяти компьютера космического корабля. Датчик звездной камеры будет отслеживать светлые и тусклые объекты в поле зрения. Это делается для того, чтобы

избегать засвечивания заснятых объектов очень яркими Луной и Землей. Звездная камера передает данные на исполнительные органы, и они поддерживают КА ориентированным в правильном направлении.

Солнечные астроприборы. Приборы ориентации по Солнцу отличаются большим разнообразием вариантов конструктивных и оптических схем, способов формирования выходной информации. Это связано с тем, что Солнце настолько мощный источник излучения, что вопрос о выделении полезного сигнала из помех практически не стоит. По функциональным возможностям и особенностям использования среди солнечных приборов можно выделить четыре группы [6]:

- датчики направления на Солнце грубые (ДНС-Г);
- датчики направления на Солнце точные (ДНС-Т);
- измерители угловых координат Солнца грубые;
- измерители угловых координат Солнца точные.

Датчики направления на Солнце грубые используются в основном для ориентации солнечных батарей на Солнце путем управления разворотом либо самих солнечных батарей, либо КА в целом (так называемый режим постоянной солнечной ориентации КА).

Датчики направления на Солнце точные используются для ориентации КА относительно направления на Солнце при выполнении целевых задач. Эти приборы имеют небольшую угловую зону (несколько градусов), где обеспечивается высокая точность определения направления на Солнце (несколько угловых минут), и большую угловую зону поиска — до $\pm 90^\circ$, в которой определяются лишь наличие Солнца и знак отклонения оси прибора от направления на Солнце.

Приборы — измерители угловых координат Солнца относительно приборной базы определяют соответствующие углы в большом угловом поле — вплоть до полусферы или даже полной сферы.

Грубые приборы этого типа (точность — единицы градусов) строятся на основе дискретного набора чувствительных зон. В точных приборах (точность до $1'$) используются широкопольные сканирующие или многоэлементные обзорные системы, в которых благодаря применению вычислительных средств и методов интерполяции удается получить точность 10^{-4} от размера поля обзора.

Земные астроприборы. Наибольшее распространение получили земные приборы ИК-диапазона. Приборы ориентации по Земле по функциональному назначению, возможностям и особенностям применения можно разделить на три типа [6]:

- датчики наличия Земли (ДНЗ);
- построители местной вертикали (ПМВ);
- измерители угла отклонения.

Датчики наличия Земли определяют присутствие Земли в одном из двух угловых полей, неподвижно расположенных относительно КА и развернутых одно относительно другого на 180° . В этих приборах отсутствуют сканирующие устройства, а модулятор выполняет модулирование падающего на приемник излучения. Построители местной вертикали определяют отклонение оси прибора от направления на центр Земли в двух взаимно перпендикулярных плоскостях в пределах небольшой зоны углов отклонения и формируют выходной линейный или ступенчатый управляющий сигнал в зависимости от угла отклонения. Определение углов отклонения производится сканированием углового поля прибора по круговой траектории и формированием выходных сигналов с помощью фазовых детекторов. При отсутствии рассогласования траектория сканирования совпадает с горизонтом Земли. Размер зоны линейности выходных сигналов небольшой, как правило, $1-2^\circ$, наименьшая погрешность достигается при отсутствии рассогласования, при его увеличении погрешность возрастает.

7.3.2. Гравитационная система ориентации

Это пассивная система ориентации, основанная на использовании гравитационного момента, который возникает при специальной компоновке и размещении масс КА, например, в виде гантели или удлиненного цилиндра. Принцип гравитационной стабилизации основан на разности сил притяжения двух тел, жестко связанных друг с другом и расположенных на разном расстоянии от центра Земли. Гравитационный момент возникает в двух взаимно перпендикулярных плоскостях и устанавливает ось между двумя телами в вертикальном положении. При этом обеспечивается ориентация оси по местной вертикали (к центру Земли).

Угловое положение КА как твердого тела может быть описано в пространстве тремя углами относительно центра масс (например, тангаж, рыскание, крен). Для описания принципа гравитационной ориентации рассмотрим угловое движение КА в одной плоскости. Уравнение движения системы относительно одной оси (ось X) имеет вид

$$I_X \ddot{\varphi} = M_{\text{упр}} + \sum M_i, \quad (97)$$

где I_X — момент инерции КА относительно оси X ; $M_{\text{упр}}$ — управляющий момент; M_i — момент внешних возмущающих сил, действующий на КА.

Рассмотрим схему гравитационного стабилизатора (ГС), приведенную на рис. 25 и состоящую из груза, удаленного от КА на жесткой штанге.

Составим математическую модель движения такого стабилизатора с учетом того, что длина штанги значительно меньше расстояния от центра Земли. Такое допущение позволяет считать нахождение КА и груза в центральном гравитационном поле.

Гравитационный момент определяется выражением

$$M_{\Gamma} = \Delta F \cdot l \cdot \cos \alpha, \quad (98)$$

где ΔF – разница гравитационных сил в центре КА и груза; l – длина стабилизатора; α – угол отклонения стабилизатора от вертикали.

Рассмотрим случай, когда на КА действует только гравитационный момент, вызванный разницей сил притяжения КА и груза, как это показано на рис. 25. Сила ΔF может быть определена следующим выражением:

$$\Delta F = g_0 k M_C \left[\frac{1}{\left(1 + \frac{h}{R_3}\right)^2} - \frac{1}{\left(1 + \frac{h + l \sin \alpha}{R_3}\right)^2} \right], \quad (99)$$

где M_C – масса спутника; k – коэффициент (отношение массы груза к массе спутника); g_0 – ускорение свободного падения на поверхности Земли; R_3 – радиус Земли; h – высота орбиты КА.

Тогда выражения для гравитационного момента M_{Γ} и углового ускорения φ'' будут иметь вид:

$$M_{\Gamma} = g_0 k M_C l \cos \alpha \left[\frac{1}{\left(1 + \frac{h}{R_3}\right)^2} - \frac{1}{\left(1 + \frac{h + l \sin \alpha}{R_3}\right)^2} \right], \quad (100)$$

$$\varphi'' = \frac{g_0 k M_C l \cos \alpha}{I_X} \left[\frac{1}{\left(1 + \frac{h}{R_3}\right)^2} - \frac{1}{\left(1 + \frac{h + l \sin \alpha}{R_3}\right)^2} \right]. \quad (101)$$

Как видно из выражения, угловое движение КА описывается дифференциальным нелинейным уравнением второго порядка. Результаты

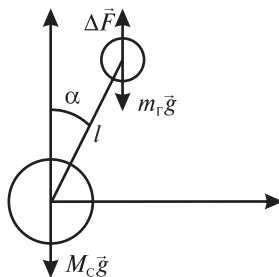


Рис. 25. Схема сил, действующих на КА с гравитационным стабилизатором

моделирования показывают, что одноосный стабилизатор представляет собой колебательное звено. Причем если отсутствует начальная угловая скорость, то амплитуда колебаний соответствует начальному углу отклонения КА от вертикали. В зависимости от начального угла колебания могут происходить как относительно положения, соответствующего верхней точке расположения груза ($\alpha = 0$), так и относительно положения, соответствующего нижнему положению груза ($\alpha = 180^\circ$). Немаловажное значение имеют период колебания КА и пределы изменения начальной угловой скорости (например, начальной угловой скорости, полученной КА после отделения от ракеты-носителя), при которой может осуществляться гравитационная стабилизация.

Для низкоорбитальных КА (на высотах от 400 до 800 км) при моделировании системы гравитационной стабилизации необходимо учитывать влияние атмосферы. *Аэродинамический момент* возникает при несовпадении центра масс КА и центра давления (точка приложения результирующей аэродинамической силы). Кроме этого, аэродинамический момент возникает от груза, расположенного на гравитационной штанге и имеющего угловую скорость относительно КА. Рассмотрим влияние этого момента на угловое движение КА.

Определим величину аэродинамического момента, возникающего при движении КА в плоскости орбиты с горизонтальной скоростью V . Аэродинамический момент определяется выражением

$$M_A = \Delta F_A \cdot l \cdot \cos \alpha, \quad (102)$$

где l – длина штанги; ΔF_A – аэродинамическая сила, определяемая разностью скоростей КА и груза:

$$\Delta F_A = \frac{C_x \rho \Delta V^2 S_M}{2} \cos \alpha, \quad (103)$$

где C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления; S_M – площадь Миделя груза; ρ – плотность атмосферы; ΔV – разница скоростей груза и КА.

С учетом условия, что движение КА происходит в плоскости орбиты с горизонтальной скоростью V и величина ΔV^2 намного меньше величины $2V\Delta V$, выражения для ΔF_A и M_A будут иметь вид:

$$\Delta F_A = C_x \rho V \Delta V S_M \cos \alpha, \quad (104)$$

$$M_A = \frac{C_x \rho V S_M l}{2} \alpha' (1 + \cos 2\alpha), \quad (105)$$

где V – орбитальная скорость КА; α' – угловая скорость КА.

Подставляя значение гравитационного и аэродинамического моментов в (98), получаем уравнение углового движения КА с ГС и с учетом воздействия атмосферы

$$\ddot{\varphi} = \frac{g_0 k M_C l \cos \alpha}{I_X} \left[\frac{1}{\left(1 + \frac{h}{R_3}\right)^2} - \frac{1}{\left(1 + \frac{h + l \sin \alpha}{R_3}\right)^2} \right] - \frac{C_X \rho V S_M l}{2 I_X} \alpha' (1 + \cos 2\alpha). \quad (106)$$

Как видно из выражения (106), атмосфера оказывает *демпфирующие свойства* (появление члена, пропорционального угловой скорости КА).

Результаты моделирования показывают, что влияние демпфирующих свойств атмосферы на высотах от 400 до 800 км незначительно (время затухания колебаний составляет несколько десятков суток при отсутствии других возмущающих факторов).

Для демпфирования колебаний в систему гравитационной стабилизации вводятся демпфирующие устройства, основой которых является рассеивание энергии угловых колебаний КА. Наиболее распространенные виды демпфирующих устройств — механические и магнитные демпферы.

Одна из разновидностей механических демпферов — это дополнительный (демпфирующий) стержень с грузами на концах. В исходном положении этот стержень устанавливается относительно основного стержня под углом 90° и имеет с ним и соответственно с корпусом КА упругую и диссипативную связи [5].

Гравитационные моменты в этом случае определяются выражениями:

$$M_{\Gamma 1} = -3\vartheta_0^2(I_{11} - I_{12})\varepsilon, \quad (107)$$

$$M_{\Gamma 2} = -3\vartheta_0^2(I_{21} - I_{22})\varepsilon_d, \quad (108)$$

где $M_{\Gamma 1}$ и $M_{\Gamma 2}$ — гравитационные моменты соответственно на КА и поперечный стержень; I_{ij} — момент инерции i -го стержня относительно j -й оси; ϑ_0 — средняя угловая скорость вращения КА; ε , ε_d — углы отклонения основного и демпфирующего стержней от осей орбитальной системы координат.

Как видно из выражений (107) и (108), гравитационный момент пропорционален угловой скорости, что обеспечивает демпфирование колебаний. Движение КА в магнитном поле Земли вызывает появление в металлических элементах вихревых токов, которые также могут оказывать демпфирующее воздействие на угловое движение КА. Рассеивание

кинетической энергии КА может проявляться также в виде магнитных гистерезисных явлений (энергетические потери на перемагничивание). Для усиления этого эффекта на КА устанавливаются специальные демпфирующие стержни из магнитного материала с большой петлей гистерезиса. Такие стержни применяются в качестве альтернативы для систем, представляющих собой поперечный стержень, соединенный гибкой связью с основным телом.

Установка на КА пассивных демпферов позволяет обеспечить стабилизацию практически при любых начальных угловых скоростях КА, однако угловое положение КА при этом может быть неоднозначным (грузом вверх или грузом вниз). Время установившегося процесса стабилизации на КА с использованием гравитационного стабилизатора значительно, оно определяется от суток до нескольких десятков суток после отделения КА.

Основная область применения гравитационной стабилизации — нано- и пикоспутники с ограниченными энергетическими возможностями, а также микроспутники.

7.3.3. Аэродинамическая система ориентации

Еще одним представителем пассивных систем является *аэродинамическая система ориентации*. Основа аэродинамической системы ориентации и стабилизации — асимметричная конструкция КА, при которой центр масс и центр давления (точка приложения результирующей аэродинамической силы) не совпадают. При этом создается аэродинамический момент, который стремится расположить центр давления относительно центра масс в направлении, противоположном скорости КА.

Величина аэродинамической силы, направленная в сторону, противоположную вектору скорости, определяется выражением

$$F_A = \frac{C_X \rho V^2 S_M}{2}, \quad (109)$$

где C_X — коэффициент аэродинамического сопротивления; S_M — площадь Миделя груза; ρ — плотность атмосферы; V — скорость КА.

Величина аэродинамического момента, которая показана на рис. 26, определяется выражением

$$M_A = F_A \cdot a \cdot \sin \alpha, \quad (110)$$

где a — расстояние между центром масс и центром давления; α — угол между вектором скорости и линией, проходящей через центр масс и центр давления КА.

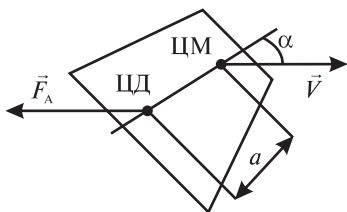


Рис. 26. Угловая стабилизация под действием аэродинамической силы

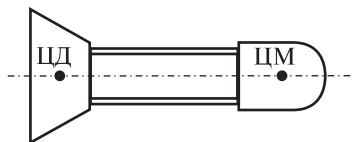


Рис. 27. Компоновочная схема КА с аэродинамической стабилизацией

Эффективность аэродинамической стабилизации существенно снижается с увеличением высоты, где плотность атмосферы мала. Для увеличения аэродинамического момента необходимо увеличивать расстояние между центром масс (ЦМ) и центром давления (ЦД), площадь Миделя и величину аэродинамического коэффициента. Это может быть достигнуто конструктивным способом, например за счет установки на КА с помощью ферм легкой выносной конструкции в виде «юбки» с большим значением S_M , как это показано на рис. 27.

Аэродинамическая стабилизация встречается редко, так как величина аэродинамического момента мала из-за малой плотности атмосферы и может применяться только на низких орбитах.

7.3.4. Электромагнитные системы ориентации и стабилизации

Особое место среди систем ориентации и стабилизации занимают *электромагнитные системы ориентации и стабилизации*, для получения управляющих моментов в которых используются специальные магнитные исполнительные органы, взаимодействующие с внешним магнитным полем Земли. В магнитных системах легко изменять магнитную индукцию, а следовательно, и управляющие моменты и реализовывать самые разнообразные законы управления, что позволяет обеспечить достаточно точную ориентацию. Возможность применения магнитной стабилизации на КА вблизи планет, обладающих магнитным полем, обуславливается взаимодействием магнитных полей планет и КА. В результате взаимодействия этих полей возникает внешний момент, который используется для управления угловым положением КА. Для обеспечения управляемости величина этого момента (момента управления) должна быть больше моментов возмущающих сил.

Электромагнитные системы стабилизации относятся к активным системам. Возможны следующие типы магнитных исполнительных устройств [5]:

- в виде стержневых электромагнитов;
- катушечные без ферромагнитных сердечников;
- в виде постоянных магнитов, переманичиваемых постоянных магнитов, сверхпроводящих магнитов;
- комбинированные или композиционные магнитные исполнительные органы, содержащие магнитотвердые и магнитомягкие материалы либо магнитные материалы различного типа и с различными свойствами;
- в виде магнитогистерезисных, токовыхревых, гистерезисно-токовыхревых исполнительных элементов.

Электромагнитная СОС достаточно часто используется на микро-спутниках одновременно с гравитационным стабилизатором. Типовая структурная схема электромагнитной СОС приведена на рис. 28 [5]. Данные с трехосного магнитометра, которые измеряют параметры магнитного поля по трем координатам, поступают в БЦВК. В связи с тем что параметры магнитного поля в разных точках орбиты разные, в структурную схему введена ССН, которая предназначена для определения положения КА на орбите. Данные с ССН также подаются в БЦВК. На основе полученной информации БЦВК формирует команды на электромагниты ЭМ1–ЭМ4, один из которых резервный. Преобразование информации в БЦВК осуществляется по алгоритму, заложенному в программном обеспечении (ПО). Управление угловым положением КА осуществляется по трем угловым координатам в зависимости от полярности подаваемых сигналов и комбинации включения ЭМ.

Электромагнитная СОС, как правило, включается после отделения КА от ракеты-носителя и занятия с помощью ГС одного из устойчивых положений (ГС вверх или ГС вниз). По измерениям магнитометра

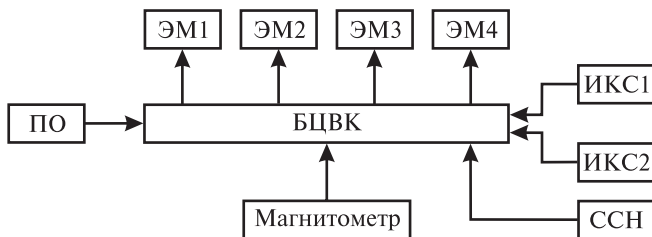


Рис. 28. Структурная схема электромагнитной системы угловой стабилизации

определяется положение микроспутника относительно Земли: нормальное или перевернутое (ось Z связанной системы координат направлена в космос или на Землю).

В случае если микроспутник находится относительно Земли в перевернутом состоянии, за счет создания электромагнитами необходимых управляющих моментов осуществляется переворот микроспутника относительно оси тангажа.

Включаются измерители координат Солнца (ИКС), проводится проверка их на функционирование. По результатам тестирования происходит выбор рабочего прибора ИКС. Включение двух ИКС объясняется местом их размещения на КА. Функционирование ИКС затруднено, если он располагается на теневой стороне КА. Поэтому их размещают на противоположных поверхностях КА.

Осуществляется решение навигационной задачи по измерениям магнитометра. Навигация осуществляется по модулю вектора геомагнитной индукции. По измерениям прибора ориентации на Солнце и магнитометра вычисляются углы ориентации микроспутника в орбитальной системе координат.

На основании вычисленных углов ориентации микроспутника по законам управления, формируемым в БЦВК, электромагниты создают управляющие моменты, обеспечивающие необходимую ориентацию и рассеивание кинетического момента, накапливаемого вследствие воздействия на микроспутник возмущающих моментов. Таким образом осуществляется построение орбитальной системы координат, а затем и стабилизация движения микроспутника относительно центра масс.

Магнитные средства управления являются мощными источниками магнитных полей на борту КА и могут создавать большие помехи в работе магнитометрических датчиков, научной аппаратуры. На работу магнитной системы управления могут оказывать влияние не только исполнительные органы, но и другие источники магнитных полей, расположенные на борту КА.

Существует несколько способов уменьшения влияния полей магнитных исполнительных органов и других элементов КА на магнитометрические датчики. Этими способами являются:

- разнесение магнитных датчиков и источников помех;
- соответствующая взаимная компоновка датчиков и источников помех;
- временное разделение функционирования датчиков и исполнительных органов;

- введение в функцию управления исполнительных органов гистерезиса;

- компенсация помех.

Электромагнитная система стабилизации относится к активным системам. Формируемые с ее помощью управляющие моменты значительно больше, чем гравитационные и аэродинамические. Это позволяет получить значительно лучшие параметры угловой стабилизации и расширить границы использования СОС по сравнению с гравитационной стабилизацией. Однако основные датчики измерений (магнитометры) имеют зону нечувствительности и погрешность измерений, связанную с наличием собственных магнитных полей КА. Все это сказывается на точности угловой стабилизации КА. Погрешность угловой стабилизации при этом может достигать 10° . Область применения электромагнитной СОС — микроспутники.

7.3.5. Системы ориентации с помощью инерционных маховиков

В последнее время *система ориентации с помощью инерционных маховиков* находит все более широкое применение. В этой СОС не используется свойство сохранения кинетического момента КА, заключающееся в том, что при придании двигателю-маховику на борту КА угловой скорости в одном направлении КА получает угловую скорость в другом направлении, что может быть описано уравнением

$$I_{x1}\Delta\omega_1 = -I_{x2}\Delta\omega_2, \quad (111)$$

где I_{x1} , I_{x2} — моменты инерции относительно оси X соответственно КА и двигателя-маховика; $\Delta\omega_1$, $\Delta\omega_2$ — приращение угловой скорости относительно оси X соответственно КА и двигателем-маховиком.

Как видно из выражения (111), изменяя угловую скорость двигателя-маховика, можно либо производить разворот КА, либо компенсировать имеющуюся у КА угловую скорость.

Отличительной чертой СОС с использованием двигателей-маховиков является отсутствие рабочего тела. Основным источником энергии таких двигателей — электрическая, возобновляемая на КА с помощью солнечных батарей или ядерных энергетических установок. В соответствии с этим ресурс работы такой СОС, как правило, не меньше, чем время активного существования КА.

Для обеспечения лучшей управляемости в момент управления от двигателя-маховика желательно получить как можно больше отдачи. Этого

можно достичь двумя способами: либо увеличением момента инерции маховика, либо увеличением приращения угловой скорости. Увеличение момента инерции маховика связано с увеличением его габаритов, что в ряде случаев нежелательно. Этот способ может применяться только на относительно больших КА.

Второй способ предполагает увеличение угловой скорости двигателя-маховика. В современных двигателях-маховиках скорость вращения достигает 36 тыс. об/мин, а максимальное потребление энергии достигает 15 Вт. Однако предельно расчетным значением скорости вращения является скорость до 10 тыс. об/мин для обеспечения ресурсных показателей и показателей надежности.

Для придания исполнительным органам более широких возможностей, а следовательно, и получения более сложных и точных алгоритмов управления, двигатели-маховики могут устанавливаться в кардановом подвесе.

7.4. Система сбора научной информации

Широкое распространение таких дискретных устройств, как микропроцессоры, интерфейсы (устройства аппаратного согласования различных устройств с микропроцессором), контроллеры (устройства цифрового управления), а также дискретных приводов приводит к тому, что практически вся информация в системах управления осуществляется в *цифровом коде*, т. е. дискретном виде.

Большое значение имеет обмен информацией между различными устройствами. Обмен информацией может осуществляться в *параллельном* и *последовательном* кодах.

Обмен информацией в *параллельном коде* (одновременно передаются несколько разрядов информации), как правило, осуществляется *по проводной линии* (кабелю) между устройствами, находящимися *на малом расстоянии* друг от друга. Вызвано это, прежде всего, тем, что при высокой скорости передачи информации (высокие частоты) в проводах возникают взаимные помехи, величина которых пропорционально зависит от длины проводов (зоны взаимных электромагнитных наводок). При этом резко ухудшается достоверность передаваемой информации. Основными способами защиты от помех при обмене информацией в параллельном коде являются экранирование, применение витых пар (скрученные провода, по одному из которых передается информация, а второй служит экраном), повышение уровня сигналов (например, в те-

лефонии повышают уровень сигнала до 60 В), снижение скорости передачи информации.

Передачу информации на *большие расстояния*, как правило, осуществляют в *последовательном коде* (передается одновременно только один разряд информации) по беспроводной линии (область радиочастот). Скорость передачи информации измеряется в бит/с, которую принято называть бод (1 бод = 1 бит/с).

В состав КА кроме служебных систем входит целый комплекс аппаратуры полезной нагрузки (АПН), предназначенной для исследования космического пространства, измерения его параметров и выполнения других задач. При больших объемах информации, а также приборов АПН возникает необходимость хранить, преобразовывать и передавать эту информацию в сеансах связи, а также управлять этими приборами. Для этих целей вводят систему сбора научной информации (ССНИ) в виде отдельного модуля.

Рассмотрим функции, которые возлагаются на ССНИ, а также структуру информационных потоков в системе. Информационная модель бортовой системы сбора данных представлена на рис. 29. ССНИ должна иметь достаточное количество каналов для сбора информации, которая поступает от *научных приборов* (НП) и других систем КА [6]. Сбор данных должен производиться в соответствии с предварительно

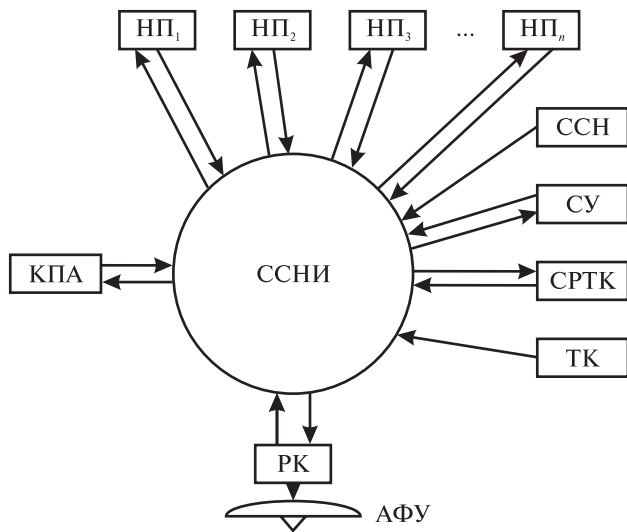


Рис. 29. Информационная модель системы сбора данных

записанными программами экспериментов. В процессе проведения экспериментов ССНИ осуществляет *управление работой НП*: включение/выключение питания, переключение режимов работы, запуск/остановка измерений. Кроме этого должна быть предусмотрена возможность *общей синхронизации измерений для группы приборов*.

Данные, которые поступают в ССНИ от научных приборов, могут *привязываться к астрономическому времени* и, при необходимости, к *текущим координатам КА*. Информацию о времени и координатах ССНИ получает от ССН. Некоторые НП могут осуществлять привязку данных ко времени и координатам, самостоятельно передавать в ССНИ уже сформированные пакеты данных. В таких случаях ССНИ должна транслировать информацию о текущем времени и координатах в НП. ССНИ осуществляет обработку данных от научных приборов и записывает их в запоминающее устройство, объем которого должен быть достаточным для сохранения данных измерений между сеансами связи. Одна из функций ССНИ – *сжатие информации* (устранение избыточности) и ее *подготовка для передачи по радиоканалу* (пакетизация и помехоустойчивое кодирование). Кроме этого для отдельных приборов могут использоваться свои специфические алгоритмы обработки. ССНИ обеспечивает передачу данных по *радиоканалу* (РК) по командам или в соответствии с программой эксперимента.

Скорость выходного потока ССНИ определяется возможностями аппаратуры радиосвязи. Выдача данных в радиоканал осуществляется с *запоминающего устройства* (ЗУ) или непосредственно в реальном времени от научных приборов. Кроме основного канала передачи научной информации в ССНИ предусмотрена возможность передачи данных с меньшей скоростью и соответственно меньшего объема через *канал связи управления КА*.

Управление работой ССНИ осуществляется при помощи команд, которые могут поступать от наземных станций через радиоканал, *систему управления* (СУ) и *систему телекоманд* (ТК) КА. Через ТК поступает, как правило, небольшое количество основных команд, такие как: включение/выключение питания ССНИ, переключение на резервный комплект, выбор основных режимов работы и программ экспериментов. *Управление ССНИ* осуществляется через *радиоканал* или *по каналу системы управления КА*. Через эти каналы управления ССНИ должна быть обеспечена также возможность корректировки или записи новых программ экспериментов, изменения системного и прикладного программного обеспечения.

Информация о внутреннем состоянии и работоспособности ССНИ выдается в СРТК. Измеряется *температура в контрольных точках, напряжение питания и потребляемый ток*. Сигналы от этих датчиков непосредственно выводятся в СРТК в аналоговом виде. ССНИ выдает в СРТК также дискретные *сигналы о текущем режиме работы, а также результаты тестов диагностики*. Кроме информации о состоянии ССНИ она может транслировать в СРТК телеметрические данные от НП, если такие данные от них поступают. *Данные самоконтроля* от ССНИ и НП передаются также вместе с научными данными через радиоканал.

Через технологический разъем при помощи *контрольно-поверочной аппаратуры* (КПА) осуществляется контроль работы ССНИ при наземных испытаниях.

Архитектура — это наиболее общие принципы построения систем. Она включает в себя функциональный состав технических и программных средств и их взаимодействие в процессе обработки информации, систему команд, их форматы и способы кодирования, методы адресации команд и данных. Связь между функциональными частями системы осуществляется с помощью *интерфейса* — совокупности аппаратных и программных средств, обеспечивающих процессы обмена информацией между модулями системы.

Обмен информацией, как правило, осуществляется по *шинам*. Шина представляет собой совокупность сигнальных линий, по которым передают сигналы одинакового функционального назначения. Выделяют *три типа шин*:

- *адреса* (ША) — для передачи адресов ячеек памяти и регистров;
- *данных* (ШД) — для передачи данных;
- *управления* (ШУ) — для передачи управляющих сигналов.

При построении архитектуры ССНИ кроме вышеприведенных функций необходимо учитывать еще и такие *требования* к ней, как:

- высокая гибкость реконфигурации системы;
- возможность масштабирования информационной мощности;
- соответствие электрическим и конструктивным промышленным стандартам;
- минимизация массы, габаритов и потребляемой мощности;
- высокая надежность работы, сохранение общей работоспособности при выходе из строя отдельных элементов системы.

В основу архитектуры ССНИ положен модульный принцип, что обеспечивает необходимую степень реконфигурированности и позволяет при построении системы использовать как централизованную, так и распределенную модели сбора данных.

Структура ССНИ схематически показана на рис. 30. Под структурой системы понимается набор элементов и их взаимосвязь. Как видно из рисунка, структура ССНИ состоит:

- из *центрального блока* (ЦБ);
- *локальных модулей* (ЛМ), которые входят в состав ЦБ;
- *системы интерфейсов* с НП;
- *периферийных модулей* (ПМ).

В состав ЦБ входят локальные модули центрального процессора, реконфигурированный процессорный модуль, реализованный на *программируемых логических интегральных схемах* (ПЛИС), запоминающее устройство, локальные модули сочленения с радиоканалом и служебными системами КА. Стык с НП осуществляется через *модуль интерфейсов*, который реализован на ПЛИС.

При реализации модели централизованного сбора данных сигналы от каждого научного прибора непосредственно поступают на центральный блок ССНИ. В этом случае в состав ЦБ дополнительно должны включаться модули многоканального аналогового и цифрового ввода/вывода. При распределенной модели сбора данных, характерной для системы с архитектурой, представляющей собой набор параллельно работающих

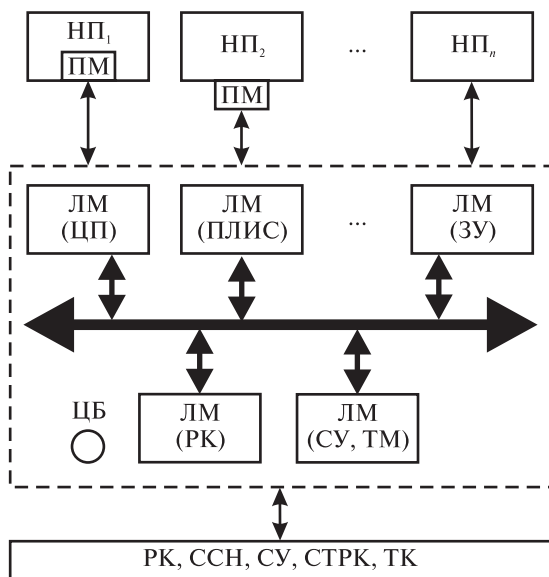


Рис. 30. Структура ССНИ

подсистем, выполняющих отдельные процессы, оцифровка сигналов осуществляется в периферийных модулях. В этом случае на ЦБ поступает информация в цифровом виде через интерфейсы связи.

Периферийные модули служат для согласования на физическом и логическом уровнях интерфейсов ЦБ и НП. Поэтому они могут входить как в состав ССНИ, так и в состав научных приборов. Если возникает необходимость согласования НП со своим интерфейсом, с интерфейсом ЦБ, которые отличаются между собой, тогда при создании ССНИ необходимо включать в ее состав и ПМ. В этом случае они выполняются в виде конструктивно завершенных модулей и размещаются возле НП. Однако ПМ могут являться частью НП, если при его разработке требования к интерфейсу были учтены. Тогда при построении ССНИ необходимость в создании ПМ отпадает.

Распределенная модель сбора данных обеспечивает большую гибкость в конфигурировании системы и высокую степень унификации как на уровне интерфейсов с НП, так и на уровне периферийных и локальных модулей. Для обеспечения выполнения требований к ССНИ по надежности на архитектурном уровне предусмотрена возможность резервирования отдельных составляющих системы. Элементами, которые подлежат резервированию, могут быть периферийные модули, интерфейсы на физическом уровне, локальные модули и центральный блок в целом. Исходя из функций, возлагаемых на ССНИ, и требований по радиационной стойкости, целесообразно использовать *холодное резервирование*. Это обусловлено тем, что под действием ионизирующих излучений в электрических компонентах накапливается дополнительный заряд, причем темпы накопления заряда в выключенной аппаратуре в несколько раз меньше, чем у включенной. Релаксация заряда также ускоряется при увеличении температуры выключенных компонентов. Таким образом, реализуя в ССНИ «холодный» тип резервирования, передачу тепла от рабочей к выключенной части аппаратуры и режим периодического переключения компонентов, можно существенно увеличить срок эксплуатации системы.

Для реализации архитектуры распределенной бортовой системы сбора данных, которая, как уже упоминалось, предпочтительнее, ССНИ должна иметь определенный набор интерфейсов, обеспечивающих подключение приборов разной информационной мощности, а также возможности гибкой реконфигурации и масштабирования системы под задачи эксперимента.

Интерфейсы по функциональному назначению подразделяются:

- на внутренние: внутрислатные, межслатные и системные;

- внешние: для периферийных устройств, для локальных сетей, для распределенных систем управления.

По направлению обмена информацией различают следующие интерфейсы:

- симплексные (обмен в одном направлении);
- полудуплексные (поочередный обмен в двух направлениях);
- дуплексные (одновременный обмен в двух направлениях);
- мультиплексные (обмен реализуется с помощью общей магистрали).

По способу передачи информации во времени различают следующие интерфейсы:

- синхронные (с фиксированной длительностью операций обмена);
- асинхронные (с переменной длительностью операций обмена);
- синхронно-асинхронные (с комбинированным соединением двух способов).

Интерфейсы *по разрядности передаваемых данных* различают:

- с параллельным (словами);
- последовательным (битами);
- параллельно-последовательным обменами.

При выборе типов интерфейсов необходимо учитывать следующие основные требования:

- минимизацию количества физических линий связи и соответственно веса кабелей;
- увеличение скорости передачи информации;
- минимизацию потребляемой мощности при передаче сигналов;
- обеспечение высокой помехоустойчивости;
- минимизацию электромагнитных излучений.

Эти требования диктуют основные подходы при выборе интерфейсов, такие как: *использование в первую очередь интерфейсов последовательного типа; применение дифференциального способа и экранированных витых пар для передачи сигналов на физическом уровне; уменьшение уровня сигналов для минимизации помех и потребляемой мощности.*

Для передачи сигналов на *физическом уровне* используются разные стандарты, среди которых наиболее популярны RS-232 и RS-423 для несимметричных линий передачи, RS-422 и RS-485 для симметричных линий [5].

Интерфейс RS-232 был принят в 1969 г. и до сих пор активно используется для синхронного и асинхронного способов передачи информации в полудуплексном и дуплексном режимах обмена данными. При передаче используются *уровни сигналов 12 В. Скорость передачи данных*

составляет от 50 до 19 200 бит/с на расстоянии до 15 м. В современных реализациях RS-232 скорость передачи может достигать 115 200 бит/с.

В результате дальнейшего развития RS-232 для высокоскоростной передачи данных (до 10 Мбит/с) на более длинные расстояния (до 1200 м) появился разработанный в 1975 г. интерфейс RS-423 для несимметричных, а также RS-422 (позже RS-485) для симметричных линий. Несимметричные линии RS-423, как и RS-232, имеют низкую защищенность от синфазных помех. Существенные преимущества в этом плане имеются у *двухточечного интерфейса RS-422* и его магистрального аналога RS-485. Большинство электрических параметров стандартов RS-485 и RS-422 одинаковы, отличаются они только режимами работы и количеством приемников, которые подключаются к линии. RS-485 является наиболее универсальным и позволяет *многоточечное подключение* — до 32 приемопередатчиков, а также обеспечивает *двунаправленную передачу данных*.

В 1996 г. была разработана новая технология передачи *дифференциальных сигналов с низкими напряжениями LVDS (Low Voltage Differential Signalling)*. Этот метод передачи сигналов наиболее предпочтительный в бортовых системах сбора данных.

Интерфейс LVDS использует дифференциальную передачу сигналов с малыми сигнальными уровнями (до 400 мВ). Малый размах по напряжению обеспечивает низкое потребление при высоких скоростях передачи. LVDS может использоваться как для соединений между платами в модуле, так и для межмодульного соединения на расстоянии 10 м и более.

В интерфейсе LVDS используется *токовый метод передачи сигнала*. Передатчик формирует постоянный ток $\pm 3,5$ мА, который протекает с выхода передатчика через линию передачи через 100-омный резистор-терминатор в обоих направлениях. Параллельно сопротивлению нагрузки подключен дифференциальный вход LVDS-приемника. Приемник имеет высокое входное сопротивление, поэтому основное формирование сигнала производится на резисторе 100 Ом. При номинальном токе $\pm 3,5$ мА на нем формируется падение напряжения ± 350 мВ, которое детектируется приемником. Поскольку для передачи логических сигналов в LVDS используется переключение направления протекания тока (ток от источника питания практически постоянный), поэтому при повышении рабочей частоты скорость передачи сигнала увеличивается намного меньше, чем при методе переключения напряжений. Это обеспечивает уменьшение уровня помех, которые генерируются драйвером LVDS по сети питания. Использование малых уровней напряжений обеспечива-

ет увеличение скорости переключения линии данных из одного состояния в другое, при этом уровень потребления остается низким и при высоких рабочих частотах.

Интерфейс LVDS имеет следующие основные характеристики:

- малое энергопотребление интерфейса: на нагрузке 100 Ом при падении напряжения 400 мВ мощность составляет 1,2 мВт (для сравнения, интерфейс RS-422 имеет мощность рассеивания на нагрузке около 90 мВ, что почти в 75 раз больше);

- высокая скорость передачи данных: определенная стандартом максимальная скорость составляет 655 Мбит/с, что можно сравнить с оптическим интерфейсом (реальная скорость LVDS-канала ограничивается скоростью подачи, снятия данных и параметрами линии передачи);

- простая схема согласования линии передачи;

- один резистор 100 Ом на входе приемника;

- близкий к постоянному общий ток выходного каскада передатчика (+3,5 мА для логической «1» и –3,5 мА для логического «0») уменьшает помехи переключения в цепях питания;

- высокая стойкость к разнице потенциалов между передатчиком и приемником (LVDS допускает разницу потенциалов земли ± 1 В);

- высокий иммунитет к наведенным внешне помехам за счет использования дифференциального метода передачи сигналов и кабелей с витыми парами;

- малый уровень электромагнитных излучений, поскольку малые уровни и противоположно направленные токи образуют малые электромагнитные поля, которые взаимно компенсируются;

- независимость от напряжения питания (LVDS нормально функционирует при напряжениях питания передатчика и приемника: 5 В; 3 В или 2,5 В), при этом сочленение устройств с различными напряжениями питания не является проблемой;

- безаварийная работа (выход приемника переходит в неактивное (высокое) состояние всегда, если: приемник запитан, а передатчик нет; выходы приемника закорочены; входные провода отсоединены);

- безаварийная работа, если: выходы передатчика закорочены между собой или на землю, драйвер не выходит из строя, поскольку ток короткого замыкания малый и недостаточен для термического разрушения драйвера;

- безаварийная работа, если: передатчик запитан, а приемник нет (такая ситуация нормальная для систем с «холодным» резервированием);

- допускается работа одного передатчика с несколькими приемниками.

Дальнейшим развитием LVDS-интерфейса стал принятый в 2001 г. стандарт M-LVDS (EIA/TIA-899) для многоточечной шинной технологии соединений. На одной линии могут объединяться до 32 узлов, максимальная скорость передачи, которая определена стандартом, составляет 500 Мбит/с.

Интерфейс LVDS благодаря своей высокой скорости передачи и низкому энергопотреблению приобретает все большую популярность и является перспективным для использования в бортовых системах космических аппаратов.

Одна из основных характеристик интерфейсов – *максимальная скорость передачи* и *длина линии*. Соотношение этих параметров для различных типов интерфейсов показано на рис. 31. Из него видно, что стандарты, в которых используется дифференциальный способ передачи сигналов, имеют преимущества по быстродействию и длине линии связи.

Варианты использования интерфейсов. Научные приборы по информационной мощности условно могут быть разделены на три категории:

- малоинформативные НП (до 100 кбит/с);
- НП средней информативности (до 1 Мбит/с);
- высокоинформативные НП (более 1 Мбит/с).

Для *малоинформативных НП* целесообразно использовать обычные последовательные интерфейсы асинхронного типа. Такие интерфейсы обеспечивают необходимую для этого класса НП скорость передачи (до

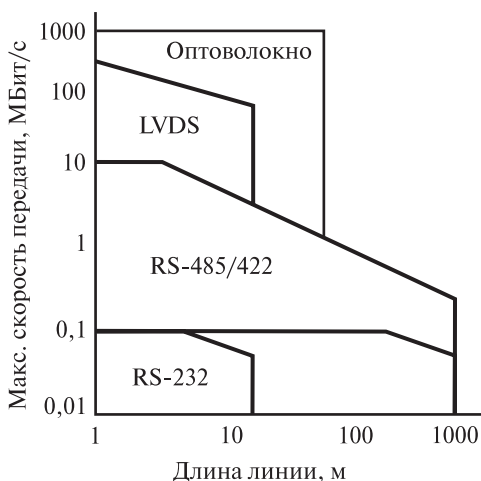


Рис. 31. Соотношение параметров различных типов интерфейсов

100 кбит/с), широко используются в электронных приборах и входят в состав большинства выпускаемых контроллеров. На физическом уровне для передачи сигналов могут использоваться разные стандарты — RS-232, RS-485, LVDS. Топология соединений НП и ССНИ может быть как радиальной, так и в виде шины.

Обмен данными между НП и ЦБ ССНИ осуществляется *по соответствующим протоколам*. При радиальном подключении приборов каждый может иметь свой протокол обмена, однако их количество целесообразно уменьшать и использовать распространенные стандарты.

При выборе протоколов необходимо также ориентироваться на те, которые обеспечивают, с одной стороны, *высокую производительность и надежность передачи информации*, а с другой стороны, *не будут слишком сложными* в реализации и позволят использовать в НП микроконтроллеры *невысокой мощностью с ограниченными ресурсами*. К таким протоколам можно отнести, например, протокол MODBUS.

Для подключения научных приборов с темпом выдачи данных до 1 Мбит/с могут быть использованы шинные интерфейсы типа MIL-1553-STC и CAN. *Интерфейс CAN (Control Area Network)* был разработан фирмой «Robert BOSCH» в 1987 г. (версия 1.0) для применения, прежде всего, в автомобильной электронике, но благодаря своим отличным характеристикам, особенно по надежности передачи информации, приобрел популярность и сейчас широко используется в промышленности, в том числе в аэрокосмических системах. Основные характеристики интерфейса CAN:

- скорость передачи — от 5 кбит/с до 1 Мбит/с;
- максимальная длина кабеля зависит от скорости передачи (1 км при скорости передачи 50 Кбит/с, 40 м при скорости 1 Мбит/с);
- число абонентов канала теоретически не ограничено (зависит от физической возможности подключения большого количества абонентов);
- линия передачи — экранированная или неэкранированная витая пара и общий провод;
- уровень сигналов дифференциальных приемопередатчиков составляет 1/3 от напряжения питания, а само напряжение питания четко не определяется;
- кодирование данных — NRZ (*Non Return to Zero*).

Для обеспечения безотказной работы в тяжелых условиях эксплуатации согласно стандарту ISO 11898 CAN контроллер должен обеспечить работу сети в таких случаях:

- обрыв провода;
- замыкание сигнального провода на общий провод;
- замыкание сигнального провода на питание;
- замыкание сигнальных проводов между собой.

В CAN используется ориентированный на сообщение принцип передачи данных. Все узлы в сети равноправны, нет отдельного контроллера канала. Сообщения передаются в виде кадров определенной структуры, в которых кроме поля данных (0–8 байт) присутствует еще *идентификатор сообщения* (11 или 29 бит). Идентификатор определяет не адрес узла, а *содержание сообщения*, т. е. какие данные передаются. Все сообщения имеют уникальные идентификаторы и принимаются одновременно всеми узлами. Если сообщение имеет отношение к данному узлу (это достигается при помощи системы фильтрации сообщений), то оно обрабатывается, а если нет, то игнорируется. CAN-контроллер узла может одновременно обрабатывать *несколько идентификаторов*. Таким образом, в каждом из устройств может быть организовано несколько виртуальных каналов обмена данными.

Для обеспечения *высокой надежности* передачи данных по сети в CAN реализованы *механизмы обнаружения и сигнализации ошибок*, а также *механизм локализации и отключения узла*, отказавшего или работающего ненадежно.

Согласно приведенной классификации, для *высокоинформативных НП* нужны интерфейсы, которые могут обеспечить передачу данных со скоростью больше 1 Мбит/с. Существует много разных стандартов высокоскоростных интерфейсов: FDDI, Fibre Channel, ATM, IEEE 1394 (Firewire), Fast Ethernet, Gigabit Ethernet, USB. Наиболее распространенными среди них являются *Fast Ethernet* и *USB*. Шина USB (*Universal Serial Bus*) была разработана в 1996 г. Ее предназначение — подключение периферийных устройств к персональному компьютеру. Основная цель разработки — обеспечить однотипный интерфейс для подключения разных периферийных устройств и упростить для конечного пользователя процедуру подключения к системе новых устройств. Для этого в стандарт введена возможность «горячего» подключения приборов, режимы автоматического детектирования и конфигурации периферийных устройств.

При использовании интерфейсов типа Ethernet или USB для решения задач, возлагаемых на ССНИ, по сбору данных с научных приборов имеются существенные недостатки. Из-за *аппаратурной сложности контроллеров интерфейсов* количество соответствующих портов в ЦБ ССНИ ограничено (обычно это один Ethernet и два USB-порта). Для подключения большого количества НП необходимо использовать *концентраторы* (Hub) и *коммутаторы* (Switch). Эти устройства будут критичными узлами в системе и при выходе их из строя будет утрачен доступ ко всем подключенным к ним приборам.

Для подключения высокоинформативных НП можно использовать последовательные *интерфейсы типа SPI (Serial Peripheral Interface)*. Выпускается много различных микросхем (АЦП, ЦАП, микроконтроллеры и т. д.), поддерживающих работу по SPI. Этот интерфейс может также использоваться для соединения *микросхем в пределах платы*. Если для передачи сигналов на физическом уровне использовать дифференциальные стандарты (LVDS, RS-422, RS-485), то SPI можно применять на расстояниях более 10 м.

7.5. Система терморегулирования

В зависимости от назначения КА требуется поддержать определенный тепловой режим аппарата:

- для научных приборов диапазон достаточно широк: от $0\text{ }^{\circ}\text{C}(\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C})$ до $40\text{ }^{\circ}\text{C}(\pm 15\text{ }^{\circ}\text{C})$ и даже в более узком диапазоне для приемников инфракрасного измерения, оптических систем;
- для пилотируемых КА в отсеках размещения экипажа температура должна поддерживаться в диапазоне $18\text{ }^{\circ}\text{C}(\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C})$;
- в других герметических отсеках пилотируемых КА и в отсеках автоматических КА: от $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+40\text{ }^{\circ}\text{C}$;
- температурный режим агрегатов двигательной установки: от $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+40\text{ }^{\circ}\text{C}$;
- для элементов, расположенных вне герметических отсеков, температурный режим задается исходя из требований, предъявляемых к конструкции.

КА находится в теплообмене с окружающей средой, но особенности космического пространства таковы, что передача тепла от объекта к объекту, и в том числе сброс тепла в окружающее пространство, может быть осуществлена лишь путем излучения. КА получает тепло как от внутренних источников: приборов, агрегатов, энергоустановок, так и от внешних:

- от прямого солнечного излучения. Излучение Солнца – основной источник энергии на Земле. Его мощность характеризуется солнечной постоянной – количеством энергии, проходящей через площадку единичной площади, перпендикулярную солнечным лучам. На расстоянии в одну астрономическую единицу (т. е. на орбите Земли) эта постоянная равна приблизительно 1370 Вт/м^2 ;
- солнечного излучения, отраженного от планеты;
- собственного излучения планеты. Плотность потока собственного излучения Земли сравнительно невелика – в сумме с отраженным по-

током она составляет в среднем (по поверхности Земли) 35 % от солнечного теплового потока;

- выделяющееся при столкновении аппарата с молекулами газа верхних слоев атмосферы планеты (аэродинамический нагрев). На высоте 200 км плотность потока аэродинамического нагрева становится *на порядок меньше плотности солнечного потока* и далее быстро уменьшается с ростом высоты;

- излучение от приборов и оборудования КА. На борту КА размещаются различные приборы, энергетические установки, средства контроля и информации и пр., выделяющие при своей работе тепловую энергию, которая весьма различается для каждого конкретного случая и зависит от класса и назначения аппарата.

Чем больше и сложнее аппарат, тем труднее его охлаждать. Дело в том, что энерговыделение растет пропорционально его массе, т. е. кубу размера, а площадь поверхности — пропорционально только квадрату.

Если КА находится в термодинамическом равновесии с окружающим космическим пространством, то уравнение теплового баланса имеет вид

$$C \frac{dT}{dt} = Q_{\Sigma} = Q_{\text{внутр}} + A_{\text{солн}} Q_{\text{солн}} + A_{\text{соб}} Q_{\text{соб}} + Q_{\text{отр}} + Q_{\text{мол}} + Q_{\text{изл}}, \quad (112)$$

где $Q_{\text{соб}}$ — энергия собственного излучения планеты; $Q_{\text{внутр}}$ — суммарные внутренние тепловые потоки; $Q_{\text{солн}}$ — прямой солнечный тепловой поток, падающий на поверхность КА; $Q_{\text{отр}}$ — солнечная энергия, отраженная от планеты; $Q_{\text{мол}}$ — тепловая энергия, выделяющаяся за счет столкновения поверхности КА с отдельными атомами и молекулами атмосферы планеты; $Q_{\text{изл}}$ — тепло, излучаемое КА; $A_{\text{солн}}$ — коэффициент поглощения солнечной радиации; $A_{\text{соб}}$ — коэффициент поглощения собственного излучения планеты.

Как легко видеть из правой части уравнения, тепловые потоки в процессе движения КА изменяются во времени. Это делает тепловые режимы нестационарными, а их расчеты — чрезвычайно сложными.

Для КА на околоземной орбите средняя температура близка к $T = 300$ К и основная доля излучения приходится на область длин волн от 3 до 25 мкм. Солнце имеет температуру, близкую к $T = 6000$ К, и основная доля излучения приходится на диапазон длин волн от 0,2 до 2,5 мкм. Другими словами, излучение и поглощение приходится на различные области спектра. Характер лучистого теплообмена КА зависит от отношения поглощательной способности материала конструкции КА A_{λ} (в

основном определяемого коэффициентом поглощения солнечной радиации $A_{\text{солн}}$) и степени черноты материала или относительной излучательной способности тела ε . Если на поверхность КА падает только солнечное излучение, а внутреннее тепловыделение отсутствует, то уравнение теплового баланса в этом случае имеет вид

$$Q_{\text{солн}} A_{\text{солн}} = \varepsilon c_0 \left(\frac{T}{100} \right)^4, \quad (113)$$

откуда можно определить температуру поверхности КА:

$$T = 100 \sqrt[4]{\frac{Q_{\text{солн}} A_{\text{солн}}}{c_0 \varepsilon}}. \quad (114)$$

Видно, что при заданных солнечных тепловых потоках при отсутствии внутреннего тепловыделения, при заданной ориентации КА относительно Солнца температура поверхности КА полностью определяется только соотношением коэффициентов $\frac{A_{\text{солн}}}{\varepsilon}$.

Имеется большой выбор покрытий, позволяющий обеспечить изменение этого соотношения в пределах 0,15–7,0.

Пассивные системы терморегулирования. В пассивных системах терморегулирования используют для поддержания заданной температуры КА:

- тепловую термоизоляцию;
- терморегулирующие покрытия;
- оптимальное расположение элементов КА относительно внешних источников тепла.

При постоянстве тепловых потоков пассивные системы всегда обеспечивают заданные температуры.

В действительности тепловые потоки из разных источников постоянно меняются и, кроме того, сами значения коэффициентов $A_{\text{солн}}$ и ε могут быть получены для поверхности КА только с определенной точностью. Поэтому пассивные системы терморегулирования обеспечивают диапазон температур, определяемый границами изменений указанных выше величин.

Пассивные системы терморегулирования нашли применение на объектах, температурный режим которых можно поддерживать в довольно широких пределах.

Активные методы регулирования температуры КА. Как правило, для КА используют, наряду с пассивными элементами системы обеспечения теплового режима, активные методы. К активным системам терморегулирования относятся системы, обеспечивающие принудительный теплообмен элементов КА с окружающей средой.

Регулирование температуры КА может осуществляться путем изменения:

- ориентации КА;
- внутреннего теплового сопротивления;
- термического сопротивления между отсеком с приборами и выносными наружными поверхностями, имеющими различные температуры;
- излучательной способности поверхности КА с помощью жалюзи.

Путем изменения ориентации КА можно изменять количество получаемого и излучаемого тепла, если различные поверхности его имеют разные значения $A_{\text{солн}}$ и ϵ . Такой метод регулирования температуры находит ограниченное применение, поскольку ориентация КА определяется основными решаемыми задачами.

Принудительный теплообмен КА с окружающей средой может обеспечиваться:

- электрическими и радиоизотопными подогревателями;
- внешними и внутренними радиаторами с принудительным движением теплоносителя между ними.

На КА, как правило, используют как активные, так и пассивные элементы обеспечения теплового режима. Увеличивая число автономных контуров активной системы, добиваются повышения надежности. В таких контурах обычно циркулируют жидкие или газообразные теплоносители. При использовании нескольких теплоносителей на стыке контуров устанавливается теплообменник. Например, тепло от тепловыделяющих приборов герметического отсека передается омывающему их газу, охлаждение которого происходит в жидкостном теплообменнике.

Регулирование тепловой мощности активной СТР может осуществляться за счет механического изменения площади радиаторов. Если площадь радиационных поверхностей неизменна, то регулирование осуществляется:

- изменением расхода теплоносителя;
- путем перепуска части теплоносителя через обводную (байпасную) линию;
- периодическим включением расхода теплоносителя;
- изменением ориентации КА относительно внешних тепловых источников.

При создании СТР в негерметичных отсеках МКА широкое распространение получили теплопередающие трубы (тепловые трубы). Классическая тепловая труба, как это показано на рис. 32, представляет собой вытянутый в длину герметичный, как правило, тонкостенный металлический сосуд *1* с теплоизоляцией *2*, внутренние стенки которого выложены капиллярно-пористым материалом — так называемым фитилем *3*. Фитиль имеет малую толщину и пропитан рабочей жидкостью. Внутренний объем, свободный от фитиля, заполнен паром *4* этой жидкости и является паровым каналом. Если один конец тепловой трубы подключить к источнику тепла $Q_{\text{подв}}$ с температурой $T_{\text{подв}}$, а противоположный — к приемнику тепла $Q_{\text{отв}}$ с температурой $T_{\text{отв}}$, которая несколько ниже $T_{\text{подв}}$, то тепловая труба будет передавать значительное количество тепла $\Delta Q = Q_{\text{подв}} - Q_{\text{отв}}$, которое во много раз больше, чем тепло, передаваемое сплошным стержнем, изготовленным из самых теплопроводных материалов и имеющем те же габариты и такую же разность температур между концами, что и тепловая труба.

Участок тепловой трубы, к которому подводится тепло, является испарителем, а участок, от которого оно отводится — конденсатором рабочей жидкости. При нагреве испарителя рабочая жидкость испаряется из пор фитиля этого участка в паровой канал. При этом давление пара в этой зоне повышается. В то же время при охлаждении конденсатора давление пара в нем понижается. Под действием возникшей разности

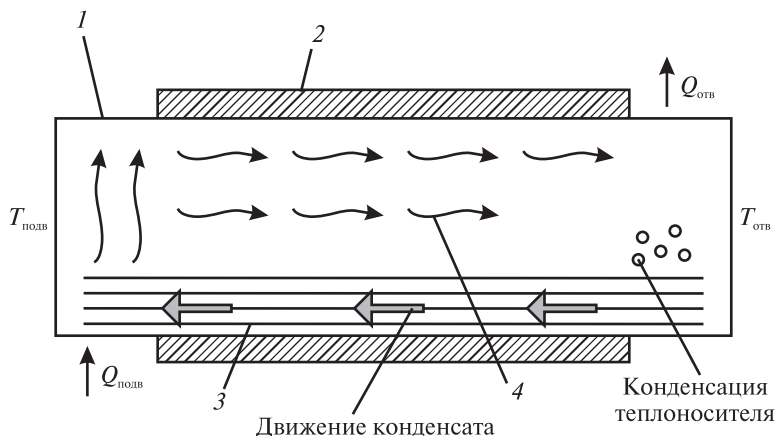


Рис. 32. Простейшая конструкция тепловой трубы:
1 — металлический сосуд; *2* — теплоизоляция сосуда;
3 — фитиль; *4* — пар

давлений пар в паровом канале движется от испарителя к конденсатору, где он конденсируется. Образовавшаяся жидкость впитывается в поры фитиля конденсатора и за счет капиллярных сил подается по порам в испаритель, где она вновь испаряется. Таким образом, тепловая труба работает на принципе замкнутого испарительно-конденсационного цикла.

Следует отметить, что применение этого метода в космической технике весьма привлекательно, так как он, во-первых, не требует затрат энергии для переноса тепла рабочим телом, во-вторых, достаточно прост и, в-третьих, позволяет обеспечить тепловой режим элементов, находящихся в местах, неудобных для охлаждения с помощью других методов. Кроме того, широкий ассортимент рабочих тел с различными температурами кипения позволяет обеспечить, в принципе, любую температуру охлаждаемых элементов.

7.6. Системы электроснабжения

Системы электроснабжения (СЭС) предназначены для обеспечения бесперебойного питания электроэнергией требуемого качества бортовой аппаратуры спутников. Основной принцип работы СЭС заключается в выработке, накоплении, приведении к заданным параметрам и передаче электроэнергии потребителям. Типовой состав СЭС включает в себя:

- первичные источники электроэнергии: солнечная батарея, электрохимический источник тока или ядерные энергетические установки (ЯЭУ);
- модули накопителя — аккумуляторы энергии с сервисной автоматикой: топливные элементы, аккумуляторные батареи, электроконденсаторные батареи, сверхпроводящие соленоиды, маховичные соленоиды;
- аппаратуру управления, регулирования и контроля;
- преобразователи и стабилизаторы напряжений;
- интерфейсы СЭС.

Системы электроснабжения должны обеспечивать:

- бесперебойное снабжение спутника электроэнергией;
- автономное, необслуживаемое функционирование в составе спутника;
- высокую надежность и длительный ресурс эксплуатации;
- возможность адаптации к вариантам спутников различного назначения;
- использование современных высокоэффективных источников и накопителей электроэнергии;

- широкий диапазон энергетических возможностей — от десятков ватт до единиц киловатт;
- различные номиналы выходных напряжений;
- высокое качество и относительно низкую стоимость производимой электроэнергии;
- полную диагностику состояния;
- возможность эксплуатации на орбитах от LEO до GEO;
- автоматизированный цикл подготовки к эксплуатации.

Типичные характеристики СЭС приведены в табл. 7.

Выбор состава СЭС зависит от двух параметров: потребляемой мощности и времени работы при учете массы СЭС. Диаграмма целесообразности применения источников электроэнергии в зависимости от потребляемой мощности приведена на рис. 33.

Солнечные батареи. Солнечная батарея (СБ) — источник электрической энергии в системе энергоснабжения КА, состоящий из полупровод-

Таблица 7

Характеристики СЭС

Род тока	Постоянный
Выходное напряжение, В	Нестабилизированное: 24—34 Стабилизированное: 27 ± 2 %, 110 ± 3 % Сетка стабилизированных напряжений: ± 5 , ± 12 , ± 15
Выходная мощность, Вт	От 10 Вт до 15 кВт
Коэффициент полезного действия	0,8—0,95
Вероятность безотказной работы	0,98
Ресурс работы	До 15 лет
Генератор электроэнергии	Солнечные батареи с использованием кремниевых (Si) или арсенид-галлиевых (GaAs) фотопреобразователей
Накопитель электроэнергии	Электрохимические генераторы (ЭХГ) с использованием никель-кадмиевых (NiCd), никель-металлгидридных (NiMH), никель-водородных (NiH), литиевых (Li) аккумуляторов
Аппаратура управления, регулирования и контроля	Современная элементная база космического применения с использованием микропроцессоров
Область применения	Микроспутники, спутники ДЗЗ, связи, научные, космические платформы и др.

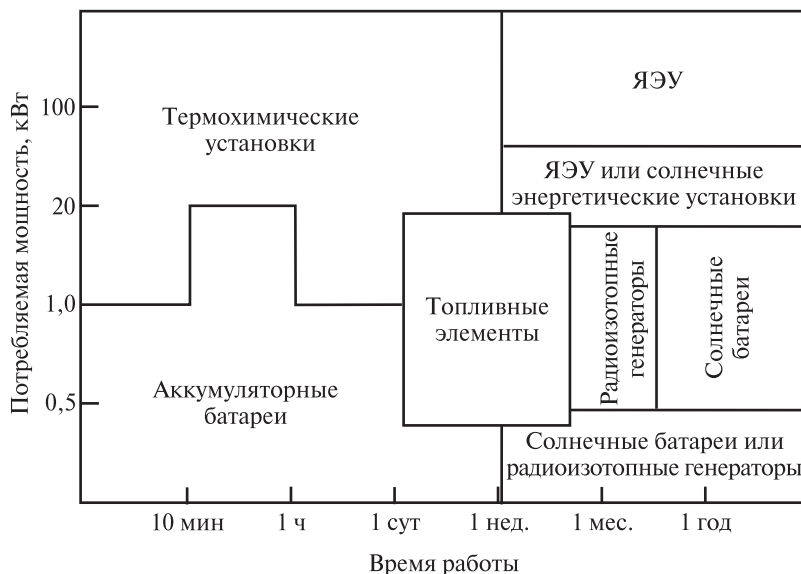


Рис. 33. Диаграмма целесообразности применения источников электроэнергии

никовых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) и несущей конструкции, на которой укрепляются преобразователи. Представляет собой большое количество последовательно-параллельно соединенных ФЭП.

Такое соединение обеспечивает необходимые напряжение и силу тока. Обычно ФЭП скрепляют внахлест, что одновременно обеспечивает их последовательное электрическое соединение. ЭДС отдельного ФЭП не зависит от его площади и равна 0,5–0,55 В; ток короткого замыкания составляет 35–40 мА на 1 см площади ФЭП. Ток СБ зависит от условий освещенности и достигает максимума при перпендикулярном падении солнечных лучей на поверхность СБ.

Выходную мощность солнечных батарей определяют по формуле

$$P_{\text{вых}} = s\eta F_{\text{СБ}} S_{\text{СБ}} \cos \alpha,$$

где s – плотность потока солнечной энергии излучения (1000–1500 Вт/м²); η – КПД; $F_{\text{СБ}}$ – коэффициент деградации солнечных батарей, учитывающий изменения эмиссии фотоэлементов батареи вследствие влияний факторов космического пространства; $S_{\text{СБ}}$ – площадь солнечной батареи; α – угол ориентации солнечных батарей относи-

тельно Солнца, определяемый как угол между направлением на Солнце и нормалью к поверхности солнечной батареи.

Если задана потребляемая мощность $P_{\text{пот}}$, то можно найти площадь солнечной батареи:

$$S_{\text{СБ}} = \frac{P_{\text{пот}}}{\eta F_{\text{СБ}} \cos \alpha}.$$

Наибольшее распространение в системах электропитания КА находят кремниевые солнечные элементы в виде тонких пластинок. Для современных ФЭП на основе кремния максимальная удельная мощность имеет порядок 190–250 Вт/м² при КПД 14–18 %. Интерес представляют высокотемпературные солнечные элементы из арсенида галлия, теллурида кадмия, сульфида кадмия, устойчиво работающие при высоких температурах. Для современных ФЭП на основе арсенида галлия максимальная удельная мощность равна 320–360 Вт/м² при КПД 24–32 %. Характеристики солнечных элементов в зависимости от основы приведены в табл. 8.

Возможны следующие способы повышения характеристик солнечных батарей.

- Использование концентраторов, обеспечивающих фокусировку солнечного света на поверхности элементов с небольшой площадью, поскольку ток и напряжение в элементах линейно возрастают с увеличением интенсивности облучения. Применение концентраторов повышает КПД солнечной батареи до 37 %, что считается близким к теоретически предельному значению. Однако концентраторы усложняют конструкцию солнечной батареи, так как требуют ориентации на Солнце с точностью до 1°.

Таблица 8

Характеристики солнечных элементов

	КПД, %	Граничная температура, °С
Кремний	21,7	150
Фосфид индия	25,0	300
Арсенид галлия	26,0	400
Теллурид кадмия	27,0	400
Фосфид галлия	22,0	650
Сульфид кадмия	19,0	650
Арсенид сурьмы	27,0	450

- Использование тонкопленочных элементов толщиной до 10 мкм без компенсаторов, для чего применяют тонкопленочные многослойные кремний, арсенид галлия и другие материалы. Тонкопленочные элементы позволяют получить мощность на единицу массы до 1000 Вт/кг при КПД до 25–30%.

Для эффективного функционирования панели солнечной батареи разворачиваются на Солнце с помощью электропривода или дискретно на заданные от БЦВМ углы, либо с помощью следящей СОС солнечных батарей от датчика Солнца.

Аккумуляторные батареи. Солнечные батареи, устанавливаемые на КА, как правило, работают вместе с аккумуляторными батареями, так называемыми буферными химическими батареями, из которых наибольшее распространение получили *никель-кадмиевые* и *никель-водородные*. Они, по сравнению с другими типами аккумуляторных батарей, допускают наибольшее (до 30 000) количество зарядно-разрядных циклов и обладают наилучшей стойкостью к перезаряду. Эти качества необходимы для обеспечения активного существования КА в течение одного года и более.

Конструкция аккумуляторных батарей включает в себя электроды, являющиеся, как правило, активными веществами, электролит, сепаратор и внешнюю конструкцию (сосуд).

Современная никель-водородная аккумуляторная батарея обладает:

- высокой удельной энергией на единицу массы 75–85 Вт ч/кг;
- практически неограниченным сроком службы (гарантия 15 лет при работе на геостационарной орбите и 10 лет – на низкой околоземной);
- работоспособностью в широком диапазоне значений температур (от –20 до +40 °С);
- устойчивостью к перезаряду и переразряду;
- небольшим внутренним сопротивлением (разряжаются токами до 2 В).

8. РАЗРАБОТКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Процесс создания новых изделий сопровождается большими временными и материальными затратами с привлечением человеческих, производственных и энергетических ресурсов. В результате проектирования новых изделий создается *конструкторская документация на его изготовление*, под которой понимают в зависимости от назначения со-

вокупность документов, содержащих данные, необходимые для разработки, изготовления, контроля, приемки, поставки, эксплуатации и ремонта изделия. *Цель проектирования* — обеспечить производство изделия с заданными свойствами при наименьшей трудоемкости изготовления.

Для обеспечения высокого качества в проектировании, изготовлении и эксплуатации новых изделий, в том числе и космической техники, а также для минимизации затрат на создание новой техники приняты единые правила выполнения работ в виде стандартов, которые устанавливают основные *стадии* и *этапы* создания новых изделий. Пример основных стадий и этапов разработки КА дан на рис. 34.

Основными стадиями разработки, создания, изготовления и эксплуатации образцов новой техники являются:

- научно-исследовательские работы (НИР);
- проектные стадии, включающие опытно-конструкторскую работу (ОКР);
- производство изделий;
- эксплуатация изделий.

НИР проводится при создании изделий на *новых принципах работы*, для реализации которых требуется проведение дополнительных исследований по получению новых или уточнению имеющихся характеристик аналогов. Необходимость выполнения этой стадии определяет заказчик по согласованию с разработчиком.

НИР включает в себя следующие этапы:

- предплановый патентный поиск;
- разработка и согласование с заказчиком технического задания (ТЗ) на НИР, госрегистрация НИР;
- подготовительный этап (выработка направлений исследований, разработка и согласование частных ТЗ);
- основной этап (теоретические и экспериментальные исследования);
- заключительный этап (обобщение результатов и оценка выполнения НИР);
- приемка НИР.

НИР заканчивается выпуском отчета о НИР и разработкой задания на ОКР.

ОКР в соответствии с ГОСТом включает в себя следующие стадии:

- техническое предложение (ПТ);
- эскизный проект (ЭП);
- технический проект (ТП);
- рабочая конструкторская документация опытного образца (опытной партии) изделия.

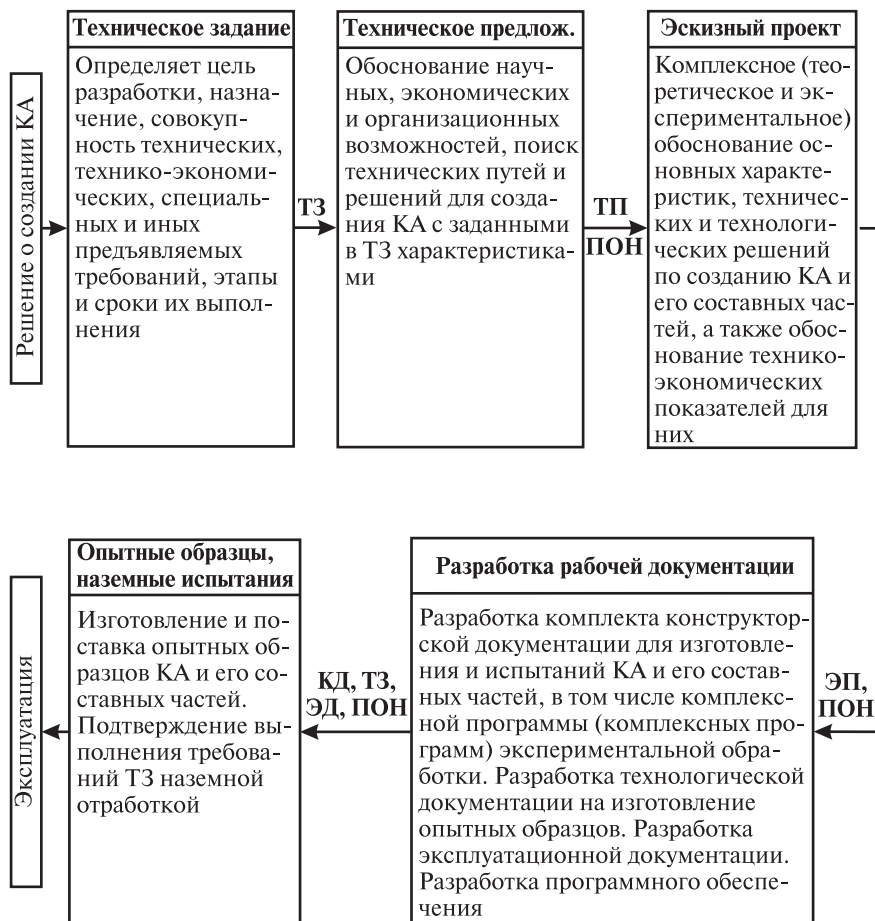


Рис. 34. Основные стадии и этапы разработки КА

Техническое предложение разрабатывают при выполнении наиболее важных и сложных ОКР, если это предусмотрено ТЗ, с целью определения дополнительных или уточненных требований к изделию, которые невозможно было установить в ТЗ.

Целью *эскизного проекта* является установление принципиальных (конструкторских, схемных и др.) решений, которые дают общее представление о принципе работы и построении изделия. Стадия ЭП выполняется в том случае, если это предусмотрено ТЗ.

Технический проект разрабатывают в случае, если это предусмотрено в ТЗ, с целью выявления окончательных конструкторских и технологических решений, дающих полное представление о конструкции и технологии изделия, когда это целесообразно сделать до разработки рабочей документации. Например, при разработке космической техники эта стадия не предусматривается.

Целью стадии разработки *рабочей конструкторской документации* является создание комплектов конструкторской (КД) и технологической документации, необходимых и достаточных для изготовления опытного образца или опытной партии изделия. Эта стадия обязательна при создании любых изделий. В зависимости от сложности разработки, квалификации исполнителей, наличия прототипов по согласованию с заказчиком допускается объединение или исключение отдельных стадий и этапов ОКР. Это отражается в ТЗ.

При выполнении разработки КА формируются тактико-технические и эксплуатационные характеристики КА. Это требует проведения глубокого анализа возможных рациональных вариантов компоновки, особенно на начальных этапах работы. Компоновка включает [7]:

- определение состава бортового оборудования КА;
- определение внешнего вида, т. е. выбор геометрической формы корпуса КА;
- разделение (декомпозицию) корпуса на отсеки, агрегаты и узлы;
- рациональное размещение оборудования в корпусе и отсеках.

Процесс создания КА представляет собой процесс синтеза системы с большим количеством элементов и связей. Отличительная особенность любой системы — наличие интегративного свойства, т. е. свойства, присущего только системе в целом, а не выводимого из свойств составляющих систему частей. Конструктивная задача разработки КА как системы с заданными интегративными свойствами — инженерная задача второго уровня с множеством допустимых решений.

При отсутствии автоматизации процесс разработки занимает длительное время, поскольку инженер-проектировщик должен увязать большое число противоречивых требований и ограничений, на что необходимо много времени, поэтому в настоящее время внедряются автоматизированные методы разработки.

Использование ЭВМ в процессе проектирования КА обеспечивает:

- сбор, анализ и обработку информации о характеристиках прототипов проектируемого КА и бортового оборудования для выполнения требуемой целевой задачи;

- создание многофункциональной базы данных о КА и его оборудовании с выполненными вариантами целевого и обеспечивающего оборудования с учетом различных проектных критериев разработки;
- выбор рациональных вариантов разработки для дальнейшего проектирования и реализации главных проектных критериев;
- выпуск комплекта чертежей и схемно-текстовой проектной технической документации на проектируемый КА и его оборудование.

Автоматизацию проектных работ на базе компьютерных технологий осуществляют путем взаимодействия человека и ЭВМ, причем весьма важен принцип эргодичности, т. е. возможность для инженера-проектировщика играть активную роль в человеко-машинной системе.

Для автоматизированного проектирования КА конструктору необходимо знать главные и проектные критерии, которые зависят от условий функционирования КА, а также особенности и основные принципы компоновки бортового оборудования, которые во многом обусловлены техническими характеристиками и принципами функционирования этих систем.

Основы автоматизации разработки космических аппаратов. Для ускорения разработки вариантов КА, а также для повышения точности и качества каждого варианта используются компьютерные технологии. Важность автоматизации разработки КА следует из необходимости сокращения ее сроков при высоких требованиях к качеству.

Комплексы программ, применяемые при решении задач автоматизации разработки КА, относятся к системам автоматизированного проектирования (САПР). Средства геометрического моделирования, имеющиеся в САПР, обеспечивают высокую точность расчета положения тел в пространстве. Средства математического моделирования физических процессов, встроенные в САПР, позволяют оценивать взаимовлияние оборудования. За счет применения указанных средств можно существенно повысить качество разработки КА.

Средства САПР обеспечивают высокую скорость получения вариантов разработки КА при относительно низких финансовых затратах. Ускорение процесса происходит за счет организации и накопления баз данных электронных моделей (ЭМ), позволяющих многократно применять уже созданные модели стандартных изделий (нормалей), унифицированных узлов и пр. При использовании САПР можно эффективно переносить удачные технические решения с одной модели на другую.

Автоматизация создания КА наиболее эффективна в случае построения единой системы организации информации, касающейся разрабаты-

ваемого КА, его прототипов и аналогов, а также информации о предприятиях и фирмах, которые составляют кооперацию при проектировании, изготовлении и эксплуатации КА. Поэтому в настоящее время компьютерные технологии разработки КА — это часть информационных технологий владения и поддержания жизненного цикла изделия, сокращенно называемых CALS-технологиями (*Computer-aided Acquisition and Life cycle Support*).

Цель применения CALS-технологий — повышение качества работ на протяжении всего жизненного цикла КА, в том числе на этапе его компоновки. Использование CALS-технологий позволяет:

- обеспечивать информационную поддержку проекта путем организации многопользовательской базы данных, хранящей информацию о КА в электронной форме;
- осуществлять в реальном времени электронный обмен данными, касающимися КА, между всеми организациями, которые задействованы в жизненном цикле, и таким образом вести параллельное проектирование КА;
- проводить эффективную кооперацию предприятий-смежников с использованием компьютерных сетей и интернет-технологий;
- сократить время и суммарную стоимость разработки и эксплуатации КА за счет увеличения скорости обмена информацией между разработчиками;
- проверять конструкторские решения на самых ранних этапах проектирования КА.

Первая задача компьютерных технологий разработки КА заключается в построении информационной среды для управления технической информацией, основанной на международных стандартах.

Внедрение компьютерной техники ни в коем случае не отменяет участия человека в процессе разработки КА. С учетом множества рассматриваемых факторов современные САПР не дают возможности полностью автоматизировать процессы формализации и решения задач разработки КА. Для анализа информации и принятия решений требуется привлечение опыта человека (конструктора). Поэтому второй задачей автоматизации разработки КА является организация интерактивного диалогового проектирования с распределением функций между человеком и САПР.

Процесс создания КА имеет итерационный характер и тесно связан с процессами проектирования бортового оборудования и процессами уточнения целевых задач, для решения которых создается КА. Дополнительные факторы, влияющие на процесс разработки, могут проявлять-

ся как вводные, которые возникают на каждом этапе проектирования. Контроль процесса проектирования человеком позволяет учесть при создании КА эти факторы. Способность к творческому решению задачи с использованием ассоциативного поиска дает возможность человеку находить в процессе разработки КА нестандартные технические решения, не заложенные изначально в программу поиска.

Применение САПР дает возможность максимально использовать при создании КА известную информацию о существующих прототипах.

Основные функции САПР:

- решение геометрических задач размещения и интерференции компонентов при создании КА;
- хранение информации и управление базами данных;
- поддержка процесса формализации математической задачи разработки узла (блока) КА при помощи языков программирования высокого уровня, экспертных систем, баз знаний и технологии *Data mining* (добыча знаний);
- математическое моделирование взаимовлияния разрабатываемых приборов;
- численное решение формализованных математических задач оптимизации, получение количественных значений свойств создаваемых элементов;
- документирование результатов процесса создания КА: выпуск чертежей, схем, отчетов и расчетно-пояснительных записок в электронной форме.

Система компьютерных технологий создания космических аппаратов. Для автоматизации создания КА на основе CALS-технологий строится система компьютерных технологий разработки КА (СКТР), которая состоит:

- из базы данных, хранящей исходные документы и результаты разработки;
- средств удаленного доступа к базам данных на основе локальных вычислительных сетей или интернет-технологий;
- автоматизированных рабочих мест, оснащенных элементами САПР.

Основной структурный элемент организации информации, используемый при автоматизации разработки КА, — ЭМ. Электронной моделью КА называется компьютерная база данных, содержащая информацию о форме, размерах и других свойствах узлов, блоков и самого КА, которые зависят от его формы и размеров.

Электронная модель КА, созданная при помощи САПР, используется для проведения расчетов взаимовлияния оборудования, оценки техно-

логических и эксплуатационных свойств данного варианта разработки. ЭМ КА применяется на всех этапах жизненного цикла КА: от разработки компьютерной графики для рекламы изделия до создания эксплуатационной документации, учебных материалов и тренажеров, как это показано на рис. 35. Технологии виртуальной реальности позволяют получать объемные изображения ЭМ. На основе ЭМ с использованием технологии быстрого прототипирования (объемной печати) могут быть автоматически изготовлены из пластика высокоточные макеты элементов конструкции КА.

Исходные данные для автоматизации разработки КА — базы данных прототипов, нормалей, бортового оборудования и электронной документации. Базы данных прототипов содержат информацию о разработках существующих типов КА, ЭМ узлов и агрегатов, отработанных в эксплуатации. Эффективность использования СКТР определяется объемом баз данных прототипов и частотой их пополнения. Пополнение этих баз данных проводится разработчиками узлов и агрегатов, а также сотрудниками бюро научно-технической информации. Базу данных прототипов также автоматически пополняют все разработки, полученные с помощью СКТР.



Рис. 35. Области использования ЭМ

Базы данных нормалей содержат ЭМ стандартных изделий, используемых в конструкции КА. Как правило, базы данных нормалей, соответствующих ГОСТам, создают и поддерживают предприятия-разработчики САПР.

Базы данных бортового оборудования включают в себя ЭМ приборов, аппаратуры и элементов конструкций проектируемого КА. Пополнение этих баз данных обычно осуществляется непосредственно разработчиками оборудования.

Базы данных электронной документации содержат характеристики приборов и КА в целом: циклограммы работы, кривые энергопотребления, таблицы точности и схемы связей между приборами, размещаемыми на борту КА. Это могут быть текстовые и графические документы, электронные таблицы или компьютерные модели приборов.

Автоматизированные рабочие места СКТР оборудуются компьютерами — рабочими станциями, устройствами ввода и вывода информации, а также средствами для использования технологий быстрого прототипирования (объемными принтерами) и виртуальной реальности (например, специальными очками и стереоэкранами). Состав аппаратного обеспечения конкретного автоматизированного рабочего места СКТР зависит от типа решаемых задач. В минимальной конфигурации автоматизированное рабочее место обычно состоит из персонального компьютера, удовлетворяющего требованиям используемого программного обеспечения.

Средства удаленного доступа СКТР позволяют пользоваться описанными выше базами данных коллективу разработчиков со своих автоматизированных рабочих мест. Такие средства включают в себя программное и аппаратное обеспечение, необходимое для организации вычислительных сетей. При этом осуществляются контроль и защита информации от несанкционированного доступа и изменения, разграничение доступа к данным и организация параллельного проектирования, т. е. возможность редактирования одного электронного документа несколькими разработчиками.

В СКТР КА применяются САПР на базе различных CALS-технологий, среди которых три наиболее используемые:

- CAD (*Computer-Aided Design*) — конструкторские САПР;
- CAE (*Computer-Aided Engineering*) — инженерные САПР;
- CAM (*Computer-Aided Manufacturing*) — технологические САПР.

Конструкторские САПР. Конструкторские САПР, или CAD-системы, являются основными при проведении разработки КА, поскольку предназначены для формирования внешнего вида изделия, создания ЭМ и выпуска на их основе конструкторской документации. Такие системы позволяют:

- проводить математическое моделирование геометрии (т. е. формы и размеров) элементов и узлов КА, их взаимного расположения в заданной системе координат как в интерактивном, так и в автоматическом режимах;
- осуществлять оптимизацию формы, размеров и допусков ЭМ, обеспечивая выполнение требований к размещению оборудования;
- моделировать структуру разработки КА, т. е. создавать базы данных, хранящие информацию о составе сборочных единиц, на основе которых автоматически формируются различные спецификации, ведомости нормалей и покупных изделий;
- вычислять инерционно-массовые характеристики элементов и узлов КА, что дает возможность автоматизировать процесс инерционно-массовых расчетов КА;
- выпускать в электронном виде чертежи элементов и узлов КА, полученных на основе ЭМ;
- создавать различные расчетно-пояснительные записки и другую документацию в электронном виде;
- проводить параллельную разработку КА группой конструкторов с использованием средств удаленного доступа СКТР и интернет-технологий;
- создавать средствами компьютерной графики и технологии виртуальной реальности изображения вариантов разработки КА для анализа и оценки технических решений.

Инженерные САПР. Инженерные САПР, или САЕ-системы, предназначены для проведения численными методами математического моделирования разнообразных расчетов (прочностных, динамических, тепловых, аэродинамических и др.). Эти системы обеспечивают выполнение требований к взаимовлиянию бортового оборудования при создании КА. В качестве исходных данных САЕ-системы используют ЭМ, созданные в САД-системах. На основе таких ЭМ строятся схемы, конечно-элементные или конечно-разностные сетки, используемые для проведения расчетов и оптимизации режимов работы разрабатываемых элементов и узлов КА. Результаты расчетов часто отображаются непосредственно на ЭМ КА в виде полей напряжений, деформаций, температурных и других полей, что позволяет визуализировать области возникновения нежелательного взаимовлияния разрабатываемых элементов. На основе полученных результатов осуществляется выпуск в электронном виде отчетов и расчетно-пояснительных записок.

Технологические САПР. Технологические САПР, или САМ-системы, служат для разработки и управления технологическими процессами, про-

ектирования оснастки и выпуска необходимой технологической документации на основе ЭМ изделия.

В настоящее время наиболее распространенными функциями САМ-систем являются:

- создание программ обработки деталей для станков и автоматической сборки для роботов;
- изготовление по ЭМ деталей ЭМ различной оснастки (например, ступелей);
- разработка программ автоматического контроля изделий на координатно-измерительных машинах.

Использование САМ-систем в процессе автоматизации создания КА позволяют на самых ранних этапах его проектирования анализировать затраты на изготовление и испытания различных вариантов. Современные САПР, используемые для организации интерактивного диалогового проектирования КА, представляют собой системы управления базами данных ЭМ.

Основные этапы автоматизации разработки космических аппаратов. Процесс автоматизации разработки КА СКТР состоит из следующих основных этапов.

1. Подготовка исходных данных: построение по габаритным чертежам или получение от разработчиков ЭМ элементов, форма и размеры которых известны.

2. Построение в САД-системах ЭМ компоновки, задающей контекст сборочной единицы, компоновочные эскизы и пространственные ЭМ.

3. Размещение элементов узла или блока КА в контексте сборочной единицы. Удовлетворение первой группы требований к разработке, исходящих из целевого назначения приборов и заданных инерционно-массовых характеристик. Проверка интерференции ЭМ компонентов между собой и зонами размещения. Внесение исправлений в ЭМ. Доработка узлов. Проработка в контексте сборочной единицы ЭМ элементов конструкции.

4. Удовлетворение второй группы требований к разработке. Моделирование взаимовлияния оборудования в САЕ-системах. Внесение исправлений в ЭМ. Проработка в контексте сборочной единицы ЭМ экранов и других технических решений, позволяющих исключить взаимовлияние компонентов.

5. Получение общих характеристик разработки: окончательных инерционно-массовых характеристик, невязки расположения центра масс и осей инерции, запасов массы и объема, которыми обладает конструкция. Внесение исправлений в ЭМ. Проработка в контексте сборочной единицы ЭМ конструкции и расположения балансировочных масс и

других подобных элементов. На этом этапе также возможна оценка технологических и эксплуатационных ограничений с использованием САМ-систем, электронных эргономических макетов и технологий виртуальной реальности.

6. Выделение и формализация отдельных задач разработки. Задание математических выражений для целевых функций, ограничений, варьируемых параметров на базе созданной ЭМ. Выбор методов решения задач. Постановка и решение средствами САЕ-систем математических задач оптимизации разработки отдельных узлов, блоков и КА в целом. Оценка результатов и внесение исправлений в ЭМ.

7. Документирование результатов разработки: выпуск чертежей, схем, отчетов и расчетно-пояснительных записок в электронной форме.

Как пример *автоматизации разработки космических аппаратов* приведем проект программно-технических средств создания малых космических аппаратов и управления ими, подготовленный в Центре аэрокосмического образования БГУ.

Исходя из специфики подготовки специалистов на факультете радиофизики и компьютерных технологий предполагалось в рамках проекта разработать программно-технические средства по проектированию радиоэлектронных средств и компьютерных технологий создания малых космических аппаратов и управления ими. Основные направления по подготовке специалистов по проектированию радиоэлектронных средств и компьютерных технологий создания малых космических аппаратов и управления ими представлены на рис. 36.

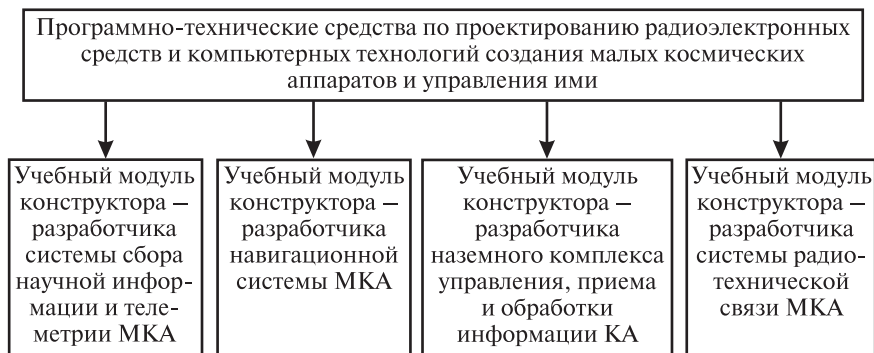


Рис. 36. Основные направления по подготовке специалистов по проектированию радиоэлектронных средств и компьютерных технологий создания малых космических аппаратов и управления ими

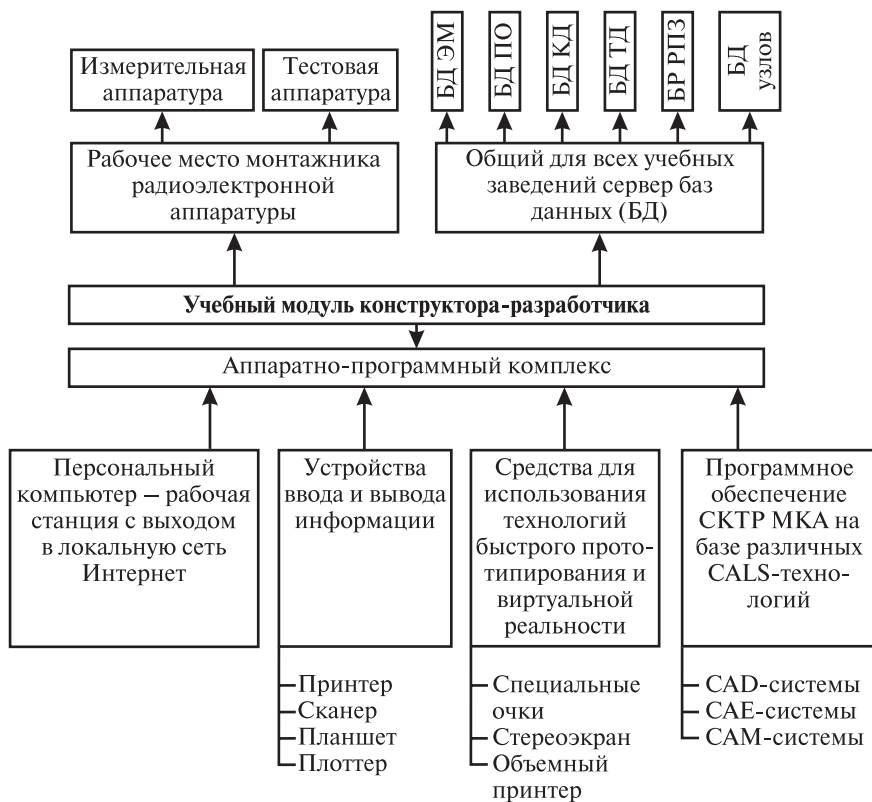


Рис. 37. Учебный модуль конструктора – разработчика МКА

Каждый учебный модуль конструктора-разработчика, предполагается, будет состоять, как это показано на рис. 37:

- из аппаратно-программного комплекса на основе персонального компьютера с выходом в локальную сеть и Интернет; устройств ввода и вывода информации; средств для использования технологий быстрого прототипирования; программного обеспечения СКТП МКА на базе различных CALS-технологий;
- рабочего места монтажника радиоэлектронной аппаратуры с измерительной и тестовой аппаратурой;
- общего для всех модулей сервера баз данных ЭМ, программного обеспечения, конструкторской и технической документации, расчетно-пояснительных записок разработанных узлов и блоков МКА.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1. *Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г., Соловьев Ю. А.* Основы механики космического полета. М. : Наука, 1990.
2. *Иванов Н. М., Лысенко Л. Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Дрофа, 2004.
3. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г. С. Нариманова, М. К. Тихонравова. М. : Машиностроение, 1974.
4. *Соловьев В. А., Лысенко Л. Н.* Управление космическими полетами : в 2 ч. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 2 ч.
5. Космические летательные аппараты. Введение в космическую технику / Ю. В. Даниев [и др.]. Днепропетровск : АРТ-ПРЕСС, 2007.
6. *Федосеев В. И.* Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов. М. : Логос, 2007.
7. *Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А.* Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	3
1. НАЗНАЧЕНИЕ И КЛАССИФИКАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	5
2. МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ.....	7
3. ОСНОВЫ МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА.....	11
3.1. Уравнение движения космических аппаратов	12
3.2. Невозмущенное движение космических аппаратов (кеплерово движение)	19
3.3. Уравнение орбиты.....	24
3.4. Возмущенное движение космических аппаратов	38
4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	48
4.1. Определение вектора состояния космических аппаратов по заданным параметрам орбиты	49
4.2. Определение параметров орбиты по начальному положению и скорости космических аппаратов.....	52
4.3. Определение параметров орбиты по двум фиксированным положениям космических аппаратов	54
4.4. Внешнетраекторные измерения космических аппаратов. Определение параметров орбиты по результатам многих измерений.....	57
4.5. Построение трасс космических аппаратов.....	62
4.6. Прогнозирование движения космических аппаратов	65
5. КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС.....	71
6. УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ...	79
6.1. Анализ основных факторов, действующих на элементы и системы космических аппаратов	79
6.2. Климатические факторы	82

6.3. Биологические факторы	84
6.4. Влияние факторов космического пространства на материалы и элементы бортовых систем.....	85
7. БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	92
7.1. Система управления	92
7.2. Система радиотелеметрического контроля.....	102
7.3. Система ориентации и стабилизации.....	107
7.3.1. Датчики ориентации и навигации космических аппаратов.....	109
7.3.2. Гравитационная система ориентации	114
7.3.3. Аэродинамическая система ориентации	118
7.3.4. Электромагнитные системы ориентации и стабилизации.....	119
7.3.5. Системы ориентации с помощью инерционных маховиков	122
7.4. Система сбора научной информации	123
7.5. Система терморегулирования	135
7.6. Системы электроснабжения.....	140
8. РАЗРАБОТКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	144
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ	157

Учебное издание

Серия «Аэрокосмические технологии»

Абламейко Сергей Владимирович
Саечников Владимир Алексеевич
Спиридонов Александр Александрович

МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

**Пособие для студентов
факультетов радиофизики и компьютерных технологий,
механико-математического и географического**

Редактор *Н. Ф. Акулич*
Художник обложки *Т. Ю. Таран*
Технический редактор *Т. К. Раманович*
Компьютерная верстка *Л. Л. Матюшонок*
Корректор *Е. Д. Кукор*

Подписано в печать 04.11.2011. Формат 60×84/16. Бумага офсетная.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 9,3. Уч.-изд. л. 9,9.
Тираж 200 экз. Заказ 60.

Белорусский государственный университет.
ЛИ № 02330/0494425 от 08.04.2009.
Пр. Независимости, 4, 220030, Минск.

Республиканское унитарное предприятие
«Издательский центр Белорусского государственного университета».
ЛП № 02330/0494178 от 03.04.2009.
Ул. Красноармейская, 6, 220030, Минск.