

НОВОЕ
В ЖИЗНИ, НАУКЕ,
ТЕХНИКЕ

ЗНАНИЕ

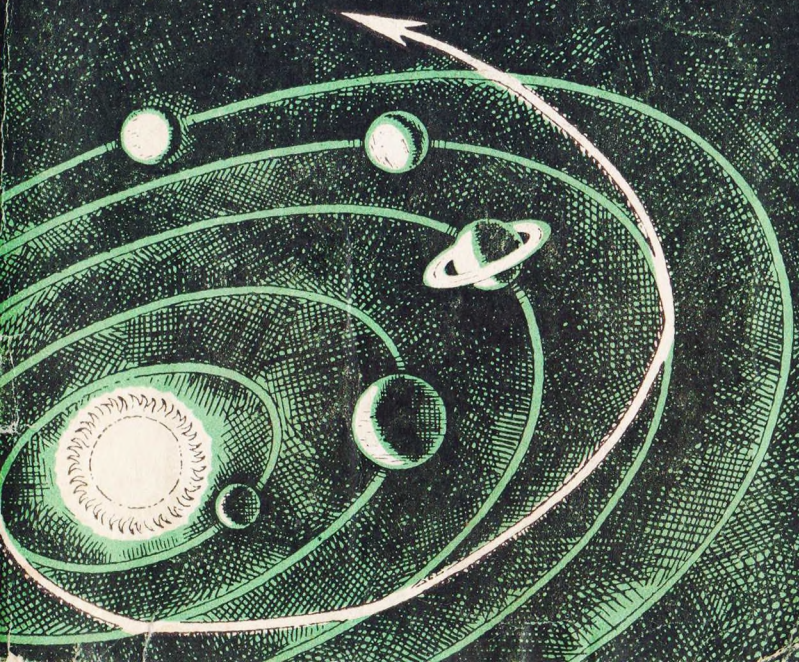
6/1973

СЕРИЯ
КОСМОНАВТИКА, АСТРОНОМИЯ

Н. М. Иванов

Ю. И. Митяев

ПРОБЛЕМЫ
МЕЖПЛАНЕТНЫХ
ПОЛЕТОВ



Н. М. Иванов,
кандидат технических наук

Ю. И. Митяев

**ПРОБЛЕМЫ
МЕЖПЛАНЕТНЫХ
ПОЛЕТОВ**

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ЗНАНИЕ»
Москва 1973

6Т6
М67

Иванов Николай Михайлович
Митяев Юрий Иванович

М67 Проблемы межпланетных полетов. М.,
«Знание», 1973.

64 с. (Новое в жизни, науке, технике. Серия «Космонавтика, астрономия», 6).

В брошюре рассказывается об основных теоретических и технических проблемах межпланетных полетов. Описываются основные схемы полетов автоматических межпланетных комплексов. Разбираются проблемы, связанные с разработкой и созданием космических аппаратов (КА) для исследования планет Солнечной системы. Рассказывается о роли и задачах наземных и бортовых систем навигации и управления полетом КА.

Брошюра предназначена для широкого круга читателей, интересующихся проблемами межпланетных полетов и освоения Вселенной.

2-6-5

6Т6

Введение

Мысль о возможности использования реактивного движения для создания космических аппаратов (КА) была высказана К. Э. Циолковским еще в 1883 г., а в 1903 г. появилась его работа «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В этой книге впервые были выведены законы движения ракеты как тела переменной массы в поле тяготения, обоснована возможность использования ракет для космических полетов. В дальнейших своих работах К. Э. Циолковский дал основы теории жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), наметил пути практического создания ракет, разработал теорию составных ракет и доказал перспективность их применения для исследования космического пространства.

Работы Циолковского явились прочным фундаментом, на котором развивалась космическая техника, и тем не менее прошло около 20 лет, прежде чем началось практическое использование идей великого ученого. В 1921 г. в Москве была создана первая советская ракетная научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация, получившая после переезда в Ленинград в 1928 г. название «Газодинамическая лаборатория» (ГДЛ). В ней проводились интенсивные работы по теории ракетных двигателей, были созданы и испытаны первые отечественные ЖРД. В 1932 г. в Москве была организована группа изучения реактивного движения (ГИРД), а в конце 1933 г. ГДЛ и ГИРД были объединены в Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ), в котором продолжались широкие исследования основных проблем ракетной техники. На основании работ этого института в период с 1934 по 1938 г. был создан ряд экспериментальных баллистических и крылатых ракет и проведены успешные их испытания. В конце сороковых годов работы в области создания баллистических ракет на базе ЖРД развер-

нулись с новой силой. К началу пятидесятих годов ракеты уже были способны подниматься выше границы атмосферы и преодолевать огромные расстояния. Ракеты совершенствовались, их запуски пополняли сведения о верхних слоях атмосферы, об условиях полета в безвоздушном пространстве. 4 октября 1957 г. в Советском Союзе на орбиту был выведен первый искусственный спутник Земли (ИСЗ) весом 83,6 кг.

Запуск этого небольшого аппарата открыл эру космических исследований, ознаменовал победу человечества над силами тяготения.

Немногим более 15 лет прошло с запуска первого ИСЗ, но космическая техника за этот промежуток времени сделала поразительные успехи. Человек практически освоил околоземное космическое пространство, запуск спутников стал теперь обычным явлением. Автоматические аппараты исследуют Луну, человек благополучно высадился на ее поверхность и вернулся на Землю, привезя с собой первые образцы грунта внеземного происхождения. Автоматические космические станции осуществили пролет у Марса и Венеры. Создан искусственный спутник Марса и с его помощью получены фотографии поверхности этой планеты. Осуществили посадку на Венеру и Марс автоматические аппараты, передавшие первые сведения об их атмосферах и условиях на поверхности этих планет.

Естественно, что перечисленные достижения стали возможными лишь благодаря успешному решению огромного числа принципиально новых проблем исследования космического пространства.

Запуск первого ИСЗ решил основную проблему космической техники — создание достаточно мощной ракеты-носителя, способной сообщить искусственному телу первую космическую скорость — наименьшую начальную скорость, которую нужно сообщить телу, чтобы оно стало искусственным спутником Земли (около 8 км/сек). Создание такой ракеты-носителя потребовало объединения усилий многих коллективов, работающих в отраслях науки и техники, казалось бы, не имеющих непосредственного отношения к космическим исследованиям. Сюда можно отнести разработку особо жаропрочных материалов для использования в ракетных двигателях, разработку и создание топлив, обеспечивающих

высокую эффективность работы двигателей, разработку и создание высокопроизводительных насосных агрегатов и др. Немалых усилий потребовалось от конструкторов для создания конструкций ракеты, способных при минимальном весе обеспечить большую прочность и жесткость при повышенных нагрузках и вибрациях. Огромная работа была проделана по созданию систем управления, обеспечивающих заданную программу движения ракеты на участке выведения на орбиту спутника. Для успешного полета первого ИСЗ необходимо было создание комплексов с оборудованием для сборки ракеты-носителя, для проверки правильности функционирования всех ее систем в целом, заправки и осуществления запуска.

Создание самого ИСЗ требовало проведения работ по обеспечению надежного функционирования всех его систем в условиях космического полета. Для наблюдения за полетом спутника на орбите необходимо было решить вопросы связи ИСЗ с наземными пунктами наблюдения, разработать методы проведения измерений параметров его движения и обработки этих измерений для определения фактической орбиты аппарата. Лишь комплексное решение всех этих проблем обеспечило успешный запуск первого ИСЗ.

Создание первого спутника ни в коей мере не являлось самоцелью, а было лишь первым шагом в освоении космического пространства. Необходимо было продолжать совершенствовать космическую технику, для того чтобы от экспериментального аппарата перейти к созданию новых, более совершенных КА, способных проводить широкие исследования в космическом пространстве, осуществить полет к Луне и планетам. Этот этап развития космических исследований выдвинул перед разработчиками космической техники новые сложные проблемы. Уже при полетах к Луне КА необходимо было сообщить скорость порядка 11 км/сек , а это требовало более мощных средств для разгона аппаратов. Эта задача была блестяще решена, и уже в 1969 г. на траекторию полета к Луне была выведена первая автоматическая межпланетная станция (АМС) «Луна-1», совершившая полет вблизи Луны и ставшая затем первой искусственной планетой. Затем, в том же году, был осуществлен запуск АМС «Луна-2», доставившей на поверхность нашего

естественного спутника вымпел с Гербом СССР, и АМС «Луна-3», пролетевшей на расстоянии 6200 км от Луны и впервые передавшей на Землю фотографию ее обратной стороны.

Полеты АМС к Луне стали новой качественной ступенью в развитии космической техники и потребовали решения ряда принципиально новых задач, являющихся следствием специфики такого рода полетов. При осуществлении перелета АМС к Луне необходимо решить вопрос не только разгона КА до заданной скорости, но и обеспечить условия попадания его в Луну или пролета на заданном расстоянии от ее поверхности.

Луна обращается вокруг Земли по почти круговой орбите радиусом $\approx 384\,400$ км, а диаметр Луны равен ≈ 3470 км. Задача попадания в столь малую «мишень» на столь большом расстоянии сопряжена с огромными трудностями. Сложность ее решения усугубляется неточным знанием параметров орбиты Луны из астрономических наблюдений и дополнительными ошибками, неизбежными из-за имеющихся неточностей в системе управления выводением КА на участке разгона. В силу этого к неточному знанию орбиты Луны добавляются неточности знания фактической траектории движения АМС. Поэтому для обеспечения заданных условий пролета у Луны создатели АМС пошли по пути установки на борту КА радиотехнических систем, с помощью которых стало возможным проведение измерений фактических параметров траектории движения станции. На основании этой информации, принимаемой и обрабатываемой в наземных центрах управления полетом АМС, вычисляются поправки, которые необходимо внести в фактические параметры траектории движения АМС. Эти поправки передаются на борт станции, и траектория ее движения исправляется с помощью специальных корректирующих двигателей. Проведение нескольких сеансов измерений и коррекций позволяет обеспечить заданные условия пролета АМС у Луны.

Решение вопросов наведения АМС путем коррекции естественно усложнило конструкцию самой станции, но эта мера является необходимой, так как в противном случае решение задачи достижения Луны и ее исследования стало бы вообще невозможным.

Создание корректирующих двигателей также явилось

новой сложной задачей. При их разработке пришлось столкнуться с исследованием вопросов, связанных с проблемой многократного запуска ЖРД в пустоте и невесомости.

Принципиально по-новому пришлось решать вопросы связи АМС с наземными пунктами. Из-за больших расстояний от пунктов наблюдения до КА необходимо было перейти на остронаправленные антенны, так как только в этом случае можно наладить надежную связь АМС с Землей при ограниченной мощности бортовых передатчиков. Наличие на борту АМС остронаправленной антенны и необходимость проведения коррекций траектории движения поставили перед создателями станции вопрос о необходимости оснащения АМС системами ориентации и стабилизации. По-новому пришлось решать вопрос обеспечения АМС электроэнергией. Если аппаратура первых спутников питалась от химических батарей, установленных на борту, то при полетах к Луне стала необходимой установка солнечных батарей, преобразующих энергию излучения Солнца в электрическую энергию. Эта мера была вызвана, с одной стороны, возросшим потреблением электроэнергии на борту (из-за установки новых систем) и, с другой стороны, дефицитом веса. Еще большее число проблем возникло перед создателями космической техники при разработке искусственных спутников Луны и аппаратов, совершающих мягкую посадку и передвигающихся по поверхности Луны.

Осуществление межпланетных перелетов явилось новым, еще более сложным этапом в развитии космической техники. Огромные удаления планет от Земли и тот факт, что и Земля, и планеты движутся вокруг Солнца, причем каждая по своей орбите, делают межпланетные перелеты крайне сложной задачей.

Предлагаемая читателю брошюра посвящена изложению основных проблем, связанных с полетами автоматических станций — исследователей планет Солнечной системы.

Энергетические проблемы межпланетных полетов

Солнечная система

Прежде чем перейти к изложению основных проблем, связанных с межпланетными перелетами, приведем краткие сведения о Солнечной системе. Наша Солнечная система находится в одной из более чем 100 миллионов галактик, известных в настоящее время. Наша Галактика (в отличие от всех остальных ее принято писать с большой буквы) в общем-то обычная, типичная галактика. По форме она напоминает линзу. Диаметр Галактики 85 000 световых лет. Она неоднородна и состоит из отдельных звезд различного типа, звездных скоплений и ассоциаций, газовых и пылевых туманностей, облаков межзвездного газа, рассеянной космической пыли и очень разреженной газовой среды. Галактика вращается вокруг оси, перпендикулярной ее плоскости, но не так, как вращается твердое тело. Движение звезд в Галактике напоминает движение планет вокруг Солнца: с удалением от центра вращения движение замедляется. Солнце удалено от центра Галактики на расстоянии около 23 500 световых лет и движется вокруг ядра со скоростью около 230 км/сек, совершая полный оборот примерно за 190 млн. лет. В Галактике около $120 \cdot 10^9$ звезд. Но вот планетная система нам известна пока лишь одна — наша Солнечная система. В последнее время астрономы получили косвенные данные о существовании возле нескольких звезд массивных спутников. Но это все предположения, так как наблюдать планеты других звезд мы пока не можем.

Помимо Солнца, в состав Солнечной системы входят 9 планет, более 1500 астероидов, 31 естественный спутник планет и очень большое количество комет и метеоритов. Межпланетный газ, состоящий главным образом из ионизированного водорода, гелия и свободных электронов, распределен в очень разреженном состоянии по всей Солнечной системе. Все тела Солнечной системы движутся вокруг Солнца.

При рассмотрении истинных движений следует различать поступательное, или орбитальное, движение планеты, рассматриваемой как материальная точка, с массой, сосредоточенной в ее центре тяжести, и вращательное движение относительно оси, проходящей через центр тяжести планеты. Путь планеты или какого-нибудь другого небесного тела в пространстве называется орбитой. Орбитальным движением планет управляют силы взаимного притяжения между Солнцем и планетами. Согласно закону всемирного тяготения каждая материальная частица притягивает другую материальную частицу с силой, пропорциональной произведению масс обеих частиц и обратно пропорциональной квадрату расстояния между ними.

Закон всемирного тяготения позволил объяснить с исключительной точностью все особенности в движении небесных тел за исключением одного случая. Орбита планеты Меркурий отличается от эллиптической на очень небольшую и необъяснимую законом всемирного тяготения величину — ближайшая к Солнцу точка на орбите Меркурия смещается приблизительно на 0,4 сек дуги в год.

В начале XX века А. Эйнштейн установил, что ньютоновский закон не пригоден для описания взаимодействия тел, движущихся с большими скоростями и в случае сильных полей тяготения. Эйнштейн переформулировал закон тяготения на основе разработанной им общей теории относительности. Согласно этой теории тяготение есть проявление кривизны пространства и времени, а кривизна определяется материей, заполняющей Вселенную. В результате эйнштейновская теория объяснила эффект с Меркурием, показав, что солнечное тяготение на близких расстояниях от Солнца не совпадает с тем, которое должно быть по закону Ньютона. Вместе с тем интересно отметить, что если в настоящее время нам известны закономерности взаимного притяжения небесных тел, то природа сил тяготения и по сей день остается во многом неясной. Ньютоновская теория тяготения вполне приемлема для первоначального изучения законов движения планет в пространстве. Этими задачами занимается небесная механика. В Солнечной системе главным действующим «лицом» является Солнце, сила тяготения которого является доминирующей силой, управ-

ляющей орбитальным движением планет. Это движение достаточно точно соответствует математическому решению задачи о движении двух небесных тел под действием взаимного притяжения по закону Ньютона (ньютоновская задача двух тел). Орбитальное движение планет удовлетворяет довольно точно законам, открытым И. Кеплером:

1. В своем движении вокруг Солнца планета описывает эллипс, в одном из фокусов которого находится Солнце.
2. Прямая линия, соединяющая центр планеты и Солнца (радиус-вектор планеты), описывает в равные промежутки времени равные площади.
3. Квадраты времен обращения каких-либо двух планет вокруг Солнца относятся между собой как кубы больших полуосей их эллиптических орбит.

Положение орбиты какого-либо тела в пространстве определяется шестью независимыми величинами, называемыми элементами орбиты. Они определяют положение плоскости орбиты, ориентацию орбиты в плоскости и форму орбиты. Обычно в качестве опорного направления в космическом пространстве принимают направление Солнце — Земля в день 21 марта — это так называемая линия весеннего равноденствия. Эта линия направлена в некоторую точку созвездия Овна — точку весеннего равноденствия. За основную плоскость принимают плоскость эклиптики, приблизительно совпадающую с плоскостью орбиты Земли. Положение плоскости орбиты определяется двумя элементами: i — наклоном орбиты — углом между плоскостью эклиптики и плоскостью орбиты; Ω — долготой восходящего узла (угол в плоскости эклиптики между линией весеннего равноденствия и линией восходящего узла, определяемой как линия пересечения плоскости орбиты с плоскостью эклиптики при переходе из южной полусферы в северную). Два других элемента определяют форму орбиты: e — эксцентриситет характеризует отличие орбиты от круговой и $2a$ — большая ось орбиты. Эксцентриситет круговой орбиты равен 0, параболической — 1; для эллиптических орбит $0 < e < 1$; для гиперболических $e > 1$. Если тело движется по эллиптической околосолнечной орбите, то точка наибольшего приближения тела к Солнцу называется перигелием (перицентр), наибольшего удале-

Средние элементы орбит планет

Планета	Полуось орбиты, млн. км	Эксцентриситет	Наклонение, град.	Долгота узла, град.
Меркурий	57,91	0,2056	7,004	47,857
Венера	108,21	0,0068	3,394	76,320
Земля	149,59	0,0167	0,0	0,0
Марс	227,94	0,0934	1,850	49,249
Юпитер	778,34	0,0484	1,305	100,044
Сатурн	1427,01	0,0557	2,490	113,307
Уран	2870,96	0,0472	0,773	73,796
Нептун	4498,56	0,0086	1,774	131,340
Плутон	5911,83	0,2486	17,144	109,733

Планета	Долгота перигелия, град.	Период обращения, годы	Орбитальная скорость, км/сек	Синодический период, сутки
Меркурий	76,833	0,241	47,83	115,88
Венера	131,008	0,615	33,99	583,92
Земля	102,253	1,000	29,76	0
Марс	335,323	1,881	24,11	779,94
Юпитер	13,678	11,862	13,05	398,88
Сатурн	92,264	29,458	9,64	378,09
Уран	170,011	84,013	6,80	369,66
Нептун	44,274	164,794	5,43	367,48
Плутон	223,175	247,697	4,73	366,74

ния — афелием (апоцентр) орбиты. Линия, соединяющая эти точки, называется линией апсид. Ориентация орбиты в плоскости задается обычно долготой перигелия ω — угол между линией восходящего узла и направлением в перигелий, измеряемым в плоскости орбиты в направлении движения тела. Последним элементом орбиты является величина τ — момент прохождения тела через перигелий, измеряемый от некоторого начального момента времени.

В табл. 1 приведены значения элементов орбит всех планет Солнечной системы, позволяющие наглядно представить всю геометрию движения планет и их взаимное расположение в пространстве.

Оптимальные траектории полета КА

Создание космических аппаратов для полетов к планетам Солнечной системы связано с решением огромного количества сложнейших проблем. И одной из центральных является проблема энергетики. Под этим понимается весь круг задач, связанных с созданием ракеты-носителя, способной доставить КА к планете назначения или, как сейчас говорят, разогнать КА до космических скоростей.

Современные ракеты-носители, с помощью которых осуществляется запуск КА, оснащены двигательными установками на базе жидкостных ракетных двигателей, использующих энергию горения химического топлива. И хотя это наиболее мощные из известных человеку двигателей, их энергетические возможности ограничены. В силу этого перелет КА к планетам необходимо осуществлять по траекториям, обеспечивающим минимальные энергетические затраты.

Таковыми траекториями являются так называемые импульсные траектории. Для вывода на такую траекторию КА при старте с орбиты ИСЗ сообщается некоторый начальный импульс, и в дальнейшем аппарат движется под действием гравитационного притяжения Солнца и планет. Полет КА на этом участке траектории происходит по тем же законам, что и движение планет вокруг Солнца, но вид траектории существенно зависит от начального импульса, сообщенного КА при старте.

Вопросами, связанными с изучением возможных траекторий полета КА, расчетом этих траекторий, выбором оптимальных траекторий полета, занимается космическая баллистика. Точный расчет траектории полета КА представляет собой очень сложную задачу, решение которой возможно только с использованием современных вычислительных машин и связано с огромными затратами «машинного» времени и труда многих высококвалифицированных специалистов.

В силу этого на этапе предварительного исследования траекторий полета КА пользуются различными приближенными методами расчета, позволяющими наряду с простотой и наглядностью получить результаты, достаточно точно описывающие основные характеристики траекторий. Эти приближенные методы расчета основаны на некоторых замечательных свойствах нашей Солнечной системы.

Как уже отмечалось, все планеты Солнечной системы обращаются вокруг Солнца в том же направлении, что и Земля (т. е. по часовой стрелке, если смотреть на плоскость эклиптики со стороны Северного полюса Земли). Орбиты всех планет, за исключением Меркурия и Плутона, имеют небольшое наклонение (менее $3,5^\circ$), и можно сказать, что планеты движутся в одной плоскости. Эксцентриситеты орбит планет очень малы. Наибольший эксцентриситет имеют орбиты Плутона ($e = 0,249$) и Меркурия ($e = 0,206$). В силу этого в первом приближении можно считать орбиты планет круговыми.

На этапе предварительного анализа с большой степенью точности можно пользоваться упрощенной моделью Солнечной системы, считая, что все планеты обращаются вокруг Солнца в одной плоскости по круговым орбитам. В этом случае становится возможным осуществить перелет с планеты старта на планету назначения по траектории, касательной к их орбитам. Старт КА в направлении движения планеты позволяет наилучшим образом использовать орбитальную скорость для вывода на межпланетную траекторию. Такие траектории перелета называются эллипсами Гомана и для их реализации требуются минимальные энергетические затраты. При полете по такой траектории КА должен иметь в начальный момент скорость относительно Солнца:

$$V_{\text{ка}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{с}}}{r_1} \cdot \frac{r_2}{a}}, \quad \text{где}$$

$\mu_{\text{с}}$ — гравитационная постоянная Солнца;
 r_1 — радиус круговой орбиты планеты старта;
 r_2 — радиус круговой орбиты планеты назначения;
 $a = 0,5 (r_1 + r_2)$ — большая полуось эллипса Гомана.

Так как КА движется вместе с планетой по ее орбите и стартует в сторону движения планеты, то для вывода на траекторию межпланетного перелета его надо разогнать относительно планеты старта до скорости $\vec{V}_{\text{отн}} = \vec{V}_{\text{ка}} - \vec{V}_{\text{пл}}$, называемой скоростью «на бесконечности» и являющуюся показателем, определяющим энергетику, необходимую для реализации перелета.

Из табл. 2, где представлены характеристики траекторий перелета по эллипсам Гомана с Земли ко всем планетам, видно, что эти характеристики очень сильно зависят от удаления планет от Земли. По мере увеличения расстояния от Земли увеличивается энергетика, необходимая для разгона КА. И если для полета к Марсу и Венере КА нужно сообщить скорость относительно Земли порядка $2,6 \div 2,8$ км/сек, то к Меркурию — уже 7,6, к Юпитеру — 8,7 км/сек. При этом время полета КА к Меркурию составляет ≈ 100 суток, к Венере ≈ 150 , к Марсу ≈ 260 суток. Полет к Юпитеру занимает $\approx 2,7$ года, а к самой дальней планете — Плутону более 45 лет.

Отсюда видно, что наряду с проблемой энергетики, потребной для разгона КА, на первый план выступает и проблема, решение которой связано с надежной работой КА и его систем в течение всего времени перелета.

Для обеспечения встречи КА с планетой назначения необходимо, чтобы в момент касания орбит аппарата и планеты КА и планета находились в точке касания. Рассмотрим, каково должно быть расположение планет в момент старта КА, чтобы после некоторого времени $t_{\text{п}}$), равного времени полета КА, обеспечивались условия встречи.

Согласно второму закону Кеплера при движении в поле тяготения Солнца радиусы-векторы описывают в равные промежутки времени равные площади. Поскольку КА и планета назначения движутся по различным ор-

Характеристики траекторий Гомана при полетах к планетам

Планета	Время перелета		Полуось орбиты, млн. км	Стартовая геллоцентрич. скорость, км/сек	Скорость «на бесконечности» при старте, км/сек	Скорость отле- та с орбиты ИСЗ, км/сек	Характеристи- ческая скорость старта, км/сек
	сутки	годы					
Меркурий	105,4	0,289	103,685	22,25	7,61	13,39	5,6
Венера	145,9	0,399	128,82	27,29	2,56	11,31	3,52
Марс	258,6	0,709	188,654	32,74	2,88	11,38	3,59
Юпитер	996,4	2,726	463,65	38,58	8,73	14,06	6,27
Сатурн	2206,8	6,038	787,8	40,08	10,22	15,03	7,24
Уран	5851,9	16,01	1509,3	41,08	11,22	15,72	7,93
Нептун	11171,0	30,56	2322,6	41,45	11,59	15,99	8,20
Плутон	16622,8	45,48	3027,25	41,61	11,75	16,11	8,32

битам, то, значит, и их угловое перемещение за время t_{π} будет различным. Так как мы считаем, что планеты движутся по круговым орбитам, то за время t_{π} планета назначения переместится на угол, равный $\omega_{\text{пл}} t_{\pi}$, где $\omega_{\text{пл}} = \frac{2\pi}{T_{\text{пл}}}$ — средняя угловая скорость движения планеты; $T_{\text{пл}}$ — период обращения планеты.

При перелете по эллипсу Гомана время полета КА равно $t_{\pi} = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_c}}$ и, значит, в момент старта КА планета назначения должна отставать от точки встречи на угловое расстояние $\alpha = \frac{2\pi^2}{T_{\text{пл}}} \sqrt{\frac{a^3}{\mu_c}}$.

КА за время t_{π} перемещается относительно планеты старта на угловое расстояние, равное π . Отсюда следует, что для реализации перелета КА по энергетически оптимальной траектории планета старта и планета назначения в момент старта должны располагаться таким образом, чтобы угол между их радиусами-векторами был равен

$$\Delta\varphi = \pi - \frac{2\pi^2}{T_{\text{пл}}} \sqrt{\frac{a^3}{\mu_c}}.$$

Таким образом, ясно, что реализация энергетически оптимальных траекторий полета КА возможна только при строго определенном взаимном положении планет. Любое отклонение от этого расположения вызывает увеличение потребной для перелета энергии.

Метод расчета межпланетных траекторий

До сих пор мы пользовались при рассмотрении траекторий полета КА упрощенной моделью Солнечной системы. Учет взаимного наклона орбит планет и эллиптичности орбит значительно усложняет картину межпланетных перелетов. Перелет по эллипсам Гомана при этом практически невозможно реализовать. Это значительно усложняет расчеты оптимальных траекторий.

В основу методов исследования межпланетных траекторий, учитывающих некомпланарность орбит и их эллиптичность, положен метод сфер действия, сущность которого заключается в следующем.

В некоторой окрестности притягивающего центра, называемой сферой его действия, при расчете траектории движения КА учитывается только сила притяжения этого центра. Такое допущение позволяет считать траекторию движения КА в сфере действия невозмущенной кеплеровской и применять для ее определения аналитическую теорию задачи двух тел, хорошо разработанную в небесной механике. В рамках этого метода околосолнечное пространство можно назвать сферой действия Солнца, в которой в соответствии с законом тяготения Ньютона движутся планеты. Так как планеты являются телами, имеющими большую массу, то в некоторой окрестности планет их притяжение, в свою очередь, оказывается основной силой, действующей на тела, находящиеся вблизи от планет. Эта окрестность называется сферой действия планет, величина которой зависит от массы планеты и ее удаления от Солнца. Таким образом, каждая планета как бы «вырезает» в сфере действия Солнца некоторую область, в которой ее притяжение является основной силой. Поэтому все околосолнечное пространство можно представить в виде сфер действия планет, как бы погруженных в сферу действия Солнца. Траекторию движения КА, совершающего межпланетный перелет, можно считать поэтому проходящей последовательно через несколько сфер действия.

Поскольку сферы действия планет малы по сравнению со сферой действия Солнца, то считают, что на КА на большей части траектории полета действует только гравитационная сила Солнца. Этот участок перелета является определяющим для межпланетных траекторий. Траектории полета КА вблизи планет выбирают таким образом, чтобы они плавно переходили в гелиоцентрическую траекторию.

«Окна» дат старта

Энергетически оптимальным траекториям полета межпланетных КА соответствует определенное расположение планет в момент старта. Время, соответствующее такому расположению планет, называют обычно оптимальной датой старта КА. При запуске конкретного КА необходимо проведение большого количества предстартовых работ: установка КА на носитель, проверка функ-

ционирования всех систем, заправка носителя и т. п. В ходе проверок могут быть выявлены неисправности, устранение которых требует времени. Поэтому для запуска КА выбирают некоторый интервал дат старта (включающий и оптимальную дату), называемый «окном» дат старта.

В зависимости от того в какой момент в пределах «окна» происходит старт, изменяются требования к мощности ракеты-носителя. Поэтому при различных отклонениях от оптимальной даты в баки заливают разное количество топлива. Однако максимально необходимое в этом случае приращение скорости не превышает 100 м/сек. При межпланетном полете на выбор «окна» существенно влияют, помимо энергетических соображений, различные ограничения, накладываемые наземным командно-измерительным комплексом. К ним относятся: видимость КА с наземных пунктов в момент старта, при проведении различных маневров, при подлете к планете и т. д.

Энергетическим критерием для межпланетной траектории обычно является скорость КА относительно Земли в момент выхода из ее сферы действия. Эту скорость, как было указано выше, называют скоростью «на бесконечности» — \vec{V}_{∞} .

В качестве инерциальной системы координат (неподвижной относительно звезд) выбирают систему, в которой основная плоскость совпадает с плоскостью земного экватора. Одна ось направлена в точку весеннего равноденствия, другая — на Северный полюс. Для разных дат старта и времен перелета вектор \vec{V}_{∞} имеет в пространстве строго определенную ориентацию, которую можно задать двумя углами: склонением δ_{∞} и прямым восхождением α_{∞} . Склонение — угол между вектором \vec{V}_{∞} и основной плоскостью. Прямое восхождение — угол между проекцией вектора \vec{V}_{∞} на основную плоскость и направлением в точку весеннего равноденствия.

При полете к планетам КА обычно стартует с промежуточной орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ). Такая схема старта объясняется рядом причин. Одной из основных причин является то, что энергетически оптимальные траектории полета межпланетных КА

имеют очень малое наклонение к плоскости эклиптики — порядка $1 \div 5^\circ$. Экватор Земли имеет к плоскости эклиптики наклонение порядка $23^\circ,5$. Таким образом, плоскость траектории полета к планете должна иметь наклонение к экватору порядка $28 \div 30^\circ$. Такого рода траектории возможно реализовать из районов нашей планеты, расположенных в зоне, ограниченной 28° северной или южной широты. На территории же СССР самый

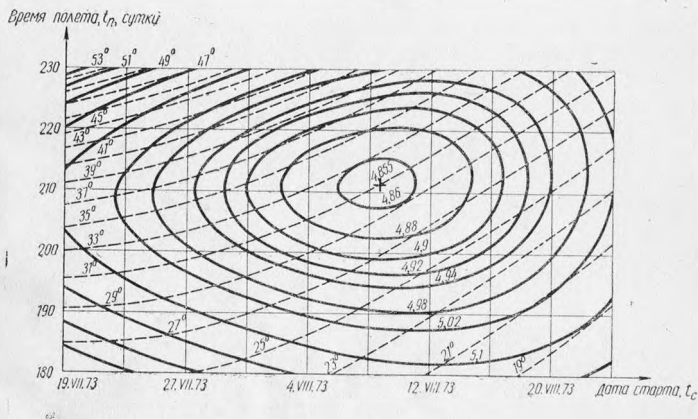


Рис. 1. Схема выбора оптимального старта КА к планете с орбиты ИСЗ.

южный пункт находится на широте $\approx 35^\circ$ (г. Кушка). Поэтому прямой старт к планетам с территории СССР нецелесообразен. На орбите ИСЗ всегда можно выбрать такую точку, с которой возможен старт к планете с заданным наклонением. Кроме того, такая схема старта позволяет проверить перед началом полета к планете работу систем КА и в случае какой-либо неисправности внести соответствующие коррективы (включить дублирующую систему и т. д.).

При полетах к планетам при выборе оптимальной даты старта, как уже говорилось выше, имеет большое значение величина склонения вектора \vec{V}_∞ , т. е. δ_∞ . Из геометрических соображений величина δ_∞ должна быть

больше или равна величине наклона орбиты ИСЗ. Только в этом случае возможен энергетически оптимальный старт КА к планете с орбиты ИСЗ. Обычно выбор даты старта проводят на так называемых полях изолиний скоростей \vec{V}_∞ и склонений δ_∞ . В координатных осях «дата старта — время перелета» (рис. 1) сплошными линиями изображены изолинии скоростей \vec{V}_∞ , пунктирными — склонение δ_∞ . Точкой обозначена энергетически оптимальная траектория. Если наклонение орбиты ИСЗ будет больше или равно $\delta_\infty = 31^\circ$, возможен полет по энергетически оптимальной траектории, и «окно» дат старта выбирается лишь из энергетических соображений. Если же наклонение будет меньше 31° (например, 27°), необходимо выбирать траектории в области, где выполняется условие $\delta_\infty \geq i$. В этом случае возможные траектории не будут энергетически оптимальными, что приведет к уменьшению веса КА, выводимого на траекторию движения к планете.

Пути снижения необходимой энергии и времени полета

Для реальной модели Солнечной системы в отличие от плоской модели, где существует одна оптимальная гомановская траектория перелета, возможны две оптимальные траектории: так называемые траектории первого и второго полувитков. Траектория первого полувитка это такая траектория, для которой угол перелета (угол между направлением Солнце—Земля в момент старта и Солнце—планета назначения в момент встречи) меньше 180° . Для траекторий второго полувитка этот угол больше 180° . Траектории второго полувитка имеют, как правило, большую продолжительность полета при незначительном уменьшении энергии (по сравнению с траекториями первого полувитка). Полет КА к планетам возможен из-за ограниченных возможностей ракетносителей только в оптимальные даты старта. Повторяемость этих дат при полетах к планетам происходит с цикличностью, равной синодическому периоду.

Синодическим периодом называется период, в течение которого две планеты занимают одинаковое взаим-

ное положение относительно Солнца. Значения синодических периодов планет приведены в табл. 1. Интересно отметить, что чем дальше расположена планета от Земли, тем меньше у нее синодический период. Таким образом, чем дальше планета расположена от Земли, тем чаще мы можем осуществлять к ней полет, но одновременно возрастает необходимая энергетика для полета.

При полетах к дальним планетам, помимо увеличения энергетики, очень сильно возрастает время полета (см. табл. 2). Увеличение времени полета приводит к огромным осложнениям при проектировании космического аппарата. В течение всего полета аппарат должен «жить»: приборы нормально функционировать и передавать информацию на Землю. Очень высокой надежностью должна обладать бортовая аппаратура, большими должны быть бортовые энергетические запасы для обеспечения работоспособности объекта и связи его с Землей. Все это приводит к увеличению веса КА. С другой стороны, увеличение энергетики, необходимое для вывода КА на межпланетную траекторию, приводит к уменьшению возможного веса КА при прочих одинаковых условиях. Так, если для вывода КА на траекторию полета к Марсу необходимо сжечь топливо, вес которого составляет около 60% от веса КА на орбите ИСЗ, то для вывода на траекторию полета к Юпитеру эти затраты составляют уже около 85%.

Уменьшение времени полета КА к дальним планетам возможно при использовании параболических и гиперболических траекторий полета, но для их реализации необходимы более мощные двигательные установки, например, электрореактивные или ядерные. При использовании современных жидкостных ракетных двигателей на химическом топливе уменьшение времени полета за счет увеличения разгонного импульса нецелесообразно. Так, например, увеличение разгонного импульса при полетах к Юпитеру на 1 км/сек приводит к уменьшению времени полета на ≈ 120 суток. В результате продолжительность полета остается достаточно большой, около 700 суток, а вес КА уменьшается на 5%. Где же выход? Одним из эффективных путей сокращения энергетики и времени полета КА к далеким планетам является использование эффекта разворота траектории полета КА под действием сил притяжения планет, находящихся на пути к планете

назначения. Такого рода траектории становятся возможными, когда КА при полете к планете назначения пересекает орбиты нескольких планет. Так, при полетах к Меркурию КА пересекает орбиту Венеры, при полетах к Юпитеру — орбиту Марса, при полетах к Плутону — орбиты четырех планет. Эффект гравитационного разворота тем сильнее, чем массивнее планета, мимо которой пролетает КА. В силу этого следует ожидать суще-

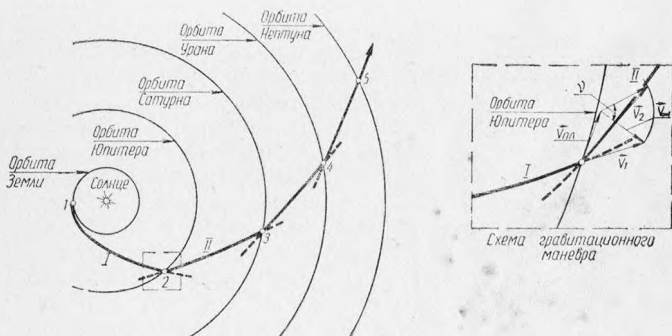


Рис. 2. Схема полета КА с гравитационным маневром.

ственного улучшения характеристик траекторий полета к Меркурию и планетам, расположенным за Юпитером. Улучшение характеристик траекторий полета к Юпитеру ввиду малой массы Марса будет незначительным.

Рассмотрим подробнее траектории полета с использованием гравитационных разворотов. Предположим, что необходимо совершить перелет КА с планеты 1 на планету 3 с промежуточным посещением планеты 2 (рис. 2). Из рисунка видно, что после полета к планете 2 необходимо изменить траекторию I на траекторию II. Для этого вектор гелиоцентрической скорости КА — \vec{V}_1 следует изменить на вектор \vec{V}_2 . Достигается это путем поворота вектора относительной скорости $\vec{V}_{\infty 1} = \vec{V}_1 - \vec{V}_{пл}$ на угол γ . Тогда аппарат после посещения планеты 2 полетит таким образом, что встретится с планетой 3. Не-

обходимого поворота вектора $\vec{V}_{\infty 1}$ можно добиться за счет гравитационного поля планеты 2, пролетая около нее на некотором определенном расстоянии — $r_{\text{обл}}$. Основным условием такого облета будет условие: радиус облета должен быть больше радиуса планеты.

Эффект гравитационного разворота при полетах к заюпитеровым планетам позволяет существенно уменьшить как необходимую энергетику, так и время полета. Полет к Меркурию с использованием гравитационного разворота у Венеры позволяет уменьшить необходимую энергетику при незначительном увеличении времени полета.

Наибольший интерес среди такого рода траекторий представляет траектория, по которой КА сможет пролететь вблизи Юпитера, Сатурна, Урана, Нептуна. Длительность такого полета составляет около 10 лет, в то время как обычный полет к Нептуну по энергетически оптимальной траектории занимает около 30 лет. Для реализации такой траектории необходимо определенное взаимное расположение планет в их орбитах. Такое благоприятное расположение наступит в 1976 году и будет сохраняться приблизительно до 1980 года. Старт в каждом году возможен в течение двух-трех недель, а необходимая скорость отлета с орбиты ИСЗ составит $14,3 \div 15,8$ км/сек. В будущем подобная ситуация наступит приблизительно через 179 лет.

Столь длительный перерыв объясняется тем, что Юпитер и планеты, расположенные дальше него, имеют очень большие периоды обращения, и повторение выгодного расположения планет существенно зависит от большего из них. Значение же периода обращения для Нептуна составляет ≈ 164 земных года.

Юпитер — самая массивная из планет, и его положение является определяющим в построении траектории. Большое значение имеет и планета Сатурн. Как известно, вокруг Сатурна расположены кольца с радиусом, равным $\approx 2,5$ радиуса планеты. Между внутренним радиусом колец и поверхностью планеты есть свободное пространство. При облете Сатурна КА должен двигаться или над кольцами или под ними, но не может проходить сквозь них. Это накладывает дополнительные ограничения на траекторию.

В табл. 3 приведены параметры траектории полета к Сатурну при старте в 1977 году с пролетом над кольцами и под ними.

Т а б л и ц а 3

Характеристики траекторий полета с гравитационным маневром

Параметры	Над кольцами	Под кольцами
Дата старта у Земли	01.09.77 г.	04.09.77 г.
Скорость старта у Земли	14,6 км/сек	15,4 км/сек
Время полета до Юпитера	668 суток	505 суток
Расстояние до Юпитера (в $R_{ю}$) в момент пролета	8,5	3,5
Время полета от Юпитера до Сатурна	750 суток	585 суток
Расстояние до Сатурна (в R_c) в момент пролета	2,3	1,07
Время полета от Сатурна до Урана	1545 суток	1220 суток
Расстояние до Урана (в R_y) в момент пролета	4,1	1,6
Время полета от Урана до Нептуна	1260 суток	1000 суток
Длительность всего перелета	11,6 года	9,1 года

Как видно из таблицы, пролет над кольцами требует меньших скоростей старта, но увеличивает время полета. Траектория с пролетом под кольцами позволит аппарату пройти ближе к планете, но она более сложна, так как предъявляет повышенные требования к точности управления аппаратом.

Полет с использованием гравитационного маневра, помимо решения проблемы энергетики и длительности, представляет большой научный интерес, так как запуском одного аппарата можно получить информацию о четырех планетах и поясе астероидов, находящемся меж-

ду орбитами Марса и Юпитера. Кроме того, после пролета Нептуна КА будет иметь скорость, достаточную для того, чтобы покинуть пределы Солнечной системы. Если обеспечить с ним связь на таких расстояниях, то можно получить информацию о космическом пространстве за границами Солнечной системы.

Использование гравитационного маневра возможно и для других траекторий, которые позволят КА пролететь, правда, не вблизи четырех планет, а меньше, но зато выводить КА на такие траектории возможно практически каждый год. Примером таких траекторий могут быть: Земля—Юпитер—Сатурн, Земля—Сатурн—Уран и т. д.

Таким образом, мы попытались показать, что полет к дальним планетам, несмотря на ограниченные мощности ракет-носителей с использованием ЖРД, возможен уже в недалеком будущем. Это позволит на современном уровне развития космической техники изучать всю Солнечную систему, а не ограничиваться полетами к ближайшим планетам.

Проектно-баллистические проблемы

В предыдущем разделе мы рассмотрели самую простую задачу межпланетных перелетов — полет с Земли к планете и показали, что даже в этом случае обеспечение КА энергетикой для вывода на траекторию полета и необходимые ресурсы надежной работы КА в течение всего полета являются серьезнейшими проблемами. Межпланетные перелеты являются качественно новой ступенью в развитии космической техники по сравнению, например, с полетами к Луне. Если при полетах к Марсу и Венере запасы топлива, потребного для вывода КА на межпланетную траекторию, возрастают на $\approx 10\%$ по сравнению с полетом к Луне, то длительность перелета увеличивается при полетах к Венере приблизительно в 50 раз, а к Марсу — в 90 раз. При полетах к дальним планетам дело еще более усложняется. Так, например, при полетах к Плутону запасы

топлива надо увеличить приблизительно вдвое, а длительность перелета возрастает в ≈ 4500 раз. Все это приводит к тому, что при одинаковых стартовых весах аппарата на орбите ИСЗ вес аппарата, выводимого на межпланетную траекторию, становится крайне малым. Условия же работы КА значительно усложняются.

Если при полетах к Луне КА практически не удаляется от Солнца, то при полетах к Меркурию расстояние КА от Солнца изменяется от 149,5 млн. км до ≈ 60 млн. км. Возникает проблема защиты КА от мощной солнечной радиации. При полетах к Юпитеру и заюпитеровым планетам КА, наоборот, настолько удаляется от Солнца, что его необходимо обогревать. Энергии солнечных батарей на таких расстояниях не хватает и приходится применять автономные изотопные источники электроэнергии.

Не следует забывать, что простые перелеты к планетам не исчерпывают всех задач, стоящих перед космической техникой. Запуск автоматических КА к планетам является эффективным способом их исследования. С помощью КА — искусственных спутников планет возможно изучение планеты в течение длительного времени, составление подробной карты поверхности планеты, изучение магнитных и гравитационных полей. Не меньший интерес представляет задача доставки с помощью автоматических средств образцов грунта с поверхности планеты, фотоснимков, проб атмосферы.

Полеты автоматических КА к планетам позволят собрать обширную информацию о планетах Солнечной системы и значительно расширить наши знания об окружающей нас космической среде. Кроме того, с их помощью станет возможным определить степень необходимости посещения планет человеком. Если полет человека станет на повестку дня, то элемент риска будет сведен благодаря информации, добытой автоматами, к минимуму.

Все сказанное выше показывает, что задачи, стоящие перед космической техникой при межпланетных перелетах, очень разнообразны. Так же разнообразны и способы решения этих задач. Обычно говорят о схеме полета КА для достижения заданной цели, понимая под этим вид траектории перелета, способ совершения маневров (например, маневра выхода на орбиту ИСП).

Требования, предъявляемые к конструкции КА, в сильной степени зависят от выбора схемы полета, поэтому перейдем к рассмотрению известных в настоящее время схем полета КА.

Схемы полета КА к планетам

В настоящее время известно большое количество схем полета КА к планетам. Все они могут существенно различаться в зависимости от решаемых задач, от сложности реализации и баллистических характеристик. В основу приведенной ниже классификации положены следующие основные признаки, которые с возможной полнотой могут характеризовать схему полета:

сложность маршрута,
возвращение или невозвращение КА к Земле,
конструктивно-целевое назначение КА,
баллистические характеристики схем и траекторий полета.

По сложности маршрута схемы можно разбить на две группы:

I. Схемы полета к одной планете.

II. Схемы полета к нескольким планетам.

Схемы полета к одной планете

По конструктивно-целевым признакам они делятся на два класса:

А. Схемы полета без возвращения к Земле.

Б. Схемы полета с возвращением к Земле.

К классу А относятся:

1. Пролетные схемы (пролет у планеты с целью ее предварительного изучения).
2. Десантные схемы (посадка на поверхность планеты).
3. Орбитальные схемы (вывод КА на орбиту искусственного спутника планеты — ИСП).
4. Орбитально-десантные схемы (КА при подлете к планете разделяется на десантный, совершающий посадку на планету, и орбитальный, выводимый на орбиту ИСП).
5. Пролетно-десантные схемы (при пролете у планеты

от КА отделяется десантный аппарат, осуществляющий посадку на планету).

По баллистическим признакам схемы разделяются следующим образом:

1. Одноимпульсные. По ним осуществляют перелеты:
 - а) пролетные КА;
 - б) десантные, орбитальные, пролетно-десантные, орбитально-десантные КА с аэродинамическим торможением в атмосфере планеты на участке посадки и при переходе на орбиту ИСП.
2. Двухимпульсные схемы. По ним осуществляют перелеты:
 - а) десантные и пролетно-десантные КА с активным торможением для «мягкой» посадки на планету без атмосферы;
 - б) орбитальные и орбитально-десантные КА с активным торможением для выхода на орбиту ИСП и аэродинамическим торможением при посадке на планету.

К классу Б относятся:

1. Схемы полета с активно-гравитационным маневром при облете планеты (например, облет Марса или Венеры с возвращением к Земле).
2. Прямые экспедиции к планете. Возможны следующие варианты полета:
 - десантная — посадка КА на планету с последующим стартом к Земле;
 - орбитально-десантная. Часть КА выводится на орбиту ИСП, другая садится на планету с последующим выведением планетного комплекса для стыковки с орбитальным кораблем. К Земле возвращается орбитальная часть корабля;
 - облетно-десантная. Полет производится двумя кораблями. Один садится на планету, второй идет в облет планеты. Во время облета планеты десантный корабль стартует с планеты и стыкуется с облетным кораблем, который совершает активно-гравитационный маневр и возвращается к Земле.

По баллистическим признакам схемы делятся на:

- а) одноимпульсные (чисто гравитационный облет планеты с аэродинамическим торможением в атмосфере Земли при возвращении);
- б) двухимпульсные. К ним относятся:

облет планеты с активно-гравитационным маневром и аэродинамическим торможением в атмосфере Земли;

десантная и орбитально-десантная схемы с аэродинамическим торможением в атмосфере планеты при посадке и выводе на орбиту ИСП;

в) трехимпульсные. К ним относятся:

облет планеты с активно-гравитационным маневром и активным торможением при входе в атмосферу Земли;

десантная и орбитально-десантная схемы с активным торможением при посадке на планеты без атмосферы и при выходе на орбиту ИСП;

г) четырехимпульсные. По траекториям этих схем осуществляется полет КА трехимпульсной схемы с активным подтормаживанием при подлете к Земле.

Схемы полета к нескольким планетам

По конструктивно-целевым признакам они делятся на классы:

А. Схемы полета без возвращения к Земле.

Б. Схемы полета с возвращением к Земле.

К классу А относятся:

1. Полет к Меркурию с активно-гравитационным маневром у Венеры.
2. Полет к дальним планетам с использованием гравитационного поля Юпитера.
3. Полет к Солнцу (солнечный зонд) и за пределы Солнечной системы с использованием гравитационных полей больших планет.

По баллистическим признакам эти схемы делятся на:

1. Одноимпульсные (полет к дальним планетам, солнечный зонд).
2. Двухимпульсные (полет к Меркурию с активно-гравитационным маневром у Венеры).

К классу Б относятся:

1. Последовательный облет Марса и Венеры с возвращением к Земле.
2. Экспедиция к Марсу с попутным облетом Венеры.

По баллистическим признакам эти схемы могут быть:

- а) одноимпульсные (чисто гравитационный облет Марса и Венеры);

- б) двухимпульсные (экспедиция к Марсу с аэродинамическим торможением в атмосфере планеты при посадке и чисто гравитационным облетом Венеры);
- в) трехимпульсные (облет Марса и Венеры с активно-гравитационным маневром);
- г) четырехимпульсные (экспедиция к Марсу с активным торможением при выходе на орбиту ИСП и активно-гравитационным маневром при облете Венеры).

Принципы оптимизации схем полета

Специфика космической техники состоит в том, что любой КА представляет собой сложнейшую, уникальную конструкцию, при создании которой используются самые последние достижения науки и техники. В разработке, создании КА и при его запуске заняты многие отрасли промышленности, научные учреждения, огромное количество людей. Все это приводит к большим материальным и финансовым затратам. Поэтому при планировании космических исследований и создании КА огромное значение имеют правильный выбор программ исследований, выработка требований, предъявляемых к КА. Все это позволяет существенно снизить все затраты на космические исследования при сохранении их высокой эффективности.

Первостепенное значение в мероприятиях по снижению затрат имеет оптимизация схем полета КА.

Как видно из приведенной выше классификации, решение задачи, стоящей перед КА, можно осуществить с помощью различных схем полета, причем требования, предъявляемые к аппарату, будут существенно зависеть от выбора схемы полета. Так, например, искусственный спутник планеты может быть выведен на орбиту с помощью активного торможения и с помощью аэродинамического торможения. В первом случае КА должен иметь достаточно мощную двигательную установку и большие запасы топлива для осуществления маневра перехода на орбиту ИСП. Во втором случае необходима мощная система тепловой защиты КА для участка торможения в атмосфере, а запасы топлива и двигательная установка будут незначительными. Ясно, что и компоновка и конструкция КА в каждом случае будут существенно раз-

личны. Различной будет и полезная нагрузка КА, т. е. вес научной аппаратуры.

Приведенный пример с достаточной ясностью показывает, что на этапе проектных проработок очень важно проанализировать все возможные схемы полета КА, приводящие к решению поставленной задачи, и выбрать самую оптимальную. Сравнение различных схем полета проводится по совокупности некоторых критериев. В качестве основных обычно выбирают следующие:

финансовые и материальные затраты, необходимые для создания и обеспечения его полета;

надежность решения поставленной задачи;

необходимость проведения новых проработок для создания КА и его систем;

сложность управления КА при существующем командно-измерительном комплексе.

В каждом конкретном случае могут быть и другие дополнительные критерии.

Даже из простого перечисления критериев сравнения схем видно, какую огромную работу необходимо проделать для выбора оптимальной схемы полета. Учитывая огромное количество возможных схем полета КА, становится ясным, что анализ схем возможен только с применением современной вычислительной техники, причем по возможности необходимо создавать целые программные комплексы, позволяющие проводить автоматический анализ схем и выбирать из них лучшие. Естественно, что эта работа требует сложнейших исследований по баллистике, техническим проблемам, проблемам экономического характера, так как только используя результаты таких исследований возможно прийти к созданию автоматических программных комплексов для анализа и оптимизации программ космических исследований.

Необходимым первым этапом в анализе схем полета является этап баллистической оптимизации схемы, т. е. выбор траекторий полета КА, имеющих наилучшие баллистические характеристики.

Одной из главнейших характеристик траектории являются энергетические затраты, потребные для перелета. Эти затраты могут оцениваться различными способами. Одним из допустимых критериев оптимизации может быть скорость КА относительно планеты «на бесконечности». Этот критерий является наиболее простым и

достаточно точно описывает необходимые энергетические затраты. Поэтому его можно применять для оптимизации простейших траекторий полета, не связанных с маневром КА в сфере действия планеты назначения (пролетные и попадающие в диск планеты траектории).

Для более сложных траекторий полета (вывод КА на орбиту ИСП, облет планеты с активно-гравитационным маневром, экспедиционные комплексы к планетам), у которых есть участки с маневрами в сферах действия планет, в качестве критерия оптимизации принимается «характеристическая скорость». Этот критерий учитывает гравитационные характеристики планет, у которых проводится активный маневр, и как бы «перераспределяет» импульсы скоростей в зависимости от этих гравитационных характеристик.

Приближенно характеристическую скорость, необходимую для проведения маневра перехода с одной орбиты на другую, можно определить по формуле $\vec{V}_x = \vec{V}_1 - \vec{V}_2$, где \vec{V}_1 , \vec{V}_2 — векторы скорости КА на первой и второй траекториях в точке приложения импульса скорости.

В качестве еще одного критерия оптимизации следует применять весовые характеристики (полезный вес, доставляемый к планете, вес на промежуточной стартовой орбите у Земли, вес, необходимый для осуществления полета КА по выбранной траектории).

Весовая оптимизация является очень трудоемким и сложным процессом и обычно на этапе баллистического исследования не применяется, так как для этого необходимо знать конструктивные параметры носителя, что сделать на предварительном этапе исследования не всегда возможно. Интересным свойством большинства оптимальных траекторий является малое различие по параметрам (датам старта и временам перелета) энергетически оптимальных траекторий от траекторий, оптимальных в весовом отношении. Поэтому трудоемкую весовую оптимизацию рационально проводить как заключительный этап для узкого класса энергетически оптимальных траекторий.

Выбор оптимальных траекторий полета для простых схем, таких, как перелет к планете с посадкой на ее поверхность, наглядно и достаточно надежно производится

на полях изолиний скоростей «на бесконечности» в координатных осях: дата старта — время перелета. Пример таких изолиний приводился на рис. 1. Достоинство таких полей изолиний заключается в достаточно малой трудоемкости их получения расчетным путем и простотой пересчета величин V_∞ в характеристическую скорость — V_x , являющуюся исходной информацией для получения весовых характеристик КА. Как уже отмечалось, старт КА обычно производится с круговой орбиты ИСЗ по касательной к ней. В этом случае пересчет величины V_∞ в V_x производится по формуле

$$V_x = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{кр}} + V_\infty^2} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{кр}}},$$

где μ — гравитационная постоянная Земли; $r_{кр}$ — радиус круговой орбиты ИСЗ.

Поле изолиний склонений δ_∞ вектора \vec{V}_∞ позволяет выбрать параметры траектории перелета — дату старта и время перелета — с учетом ограничений, накладываемых параметрами орбиты ИСЗ и условиями видимости КА с наземных станций наблюдения. Построение аналогичных полей изолиний для момента подлета к планете, т. е. полей изолиний V_∞ при подлете к планете и соответствующих им склонений подлетного вектора $\vec{A}_{\infty \text{ подл}}$, позволяет просто оценить условия подлета к планете: величины скоростей входа КА в атмосферу планеты, возможные районы посадки КА на ее поверхность. Практически на таких полях изолиний проводился выбор оптимальных траекторий полета первых советских межпланетных станций серии «Марс» и «Венера» и американских КА серии «Маринер».

Выбор оптимальных траекторий полета КА, выводимых с помощью активного маневра на орбиту ИСП, проводят также на полях изолиний. Но в отличие от предыдущих траекторий в этом случае строят поля изолиний суммарной «характеристической» скорости $\Sigma V_x = V_{x_1} + V_{x_2}$, т. е. проводят оптимизацию уже двух импульсов скорости V_{x_1} — импульса старта с орбиты ИСЗ и V_{x_2} — импульса при переходе на орбиту ИСП. В остальном выбор траекторий проводится так же, как и в предыдущем случае.

Вообще выбор оптимальных траекторий полета на полях изолиний является очень наглядным и достаточно простым методом, который обычно применяется в практике. Его применяют для всех схем полета, в которых число независимых переменных, определяющих траекторию перелета, невелико. Так, например, его применяют достаточно эффективно при анализе схем полета кораблей экспедиции к одной планете с возвращением к Земле.

При анализе траекторий полета КА по более сложным схемам метод полей изолиний уже неприменим, так как число параметров, от которых зависит траектория перелета, становится слишком большим. Оптимизация такого рода траекторий возможна лишь с применением современных аналитических методов, разработка которых интенсивно ведется в последнее время. Применение этих методов возможно лишь с использованием вычислительной техники, так как трудоемкость расчетов таких траекторий крайне велика.

По мере дальнейшего развития космической техники задачи, стоящие перед КА для исследования планет и космического пространства, будут все более усложняться. В силу этого те схемы полета, которые в настоящее время имеют чисто теоретический интерес, в ближайшее время начнут находить практическое применение, и поэтому разработка методов оптимизации этих схем является в настоящее время основной задачей, стоящей перед космической баллистикой.

Проблемы проектирования КА

В предыдущих разделах было показано, что траектории межпланетных перелетов имеют ряд особенностей. Это в первую очередь ограниченный диапазон возможных дат старта и сравнительно редкая их повторяемость, большие потребные расходы топлива на разгон КА, длительность перелетов, огромный диапазон изменений расстояний от Солнца и Земли.

Рассмотрим, как эти особенности отражаются на требованиях, предъявляемых к межпланетным КА, какие новые проблемы возникают в связи с этим перед создателями космической техники, какие трудности стоят на пути их решения.

При полетах к Луне энергетически оптимальный старт КА возможен один раз в лунный месяц (равен ≈ 27 дням), причем энергетика, необходимая на разгон КА, остается приблизительно постоянной для каждого периода пусков. Поэтому при проектировании лунных аппаратов нет необходимости привязываться к конкретной дате запуска.

Задержка старта в один из возможных моментов не влечет за собой срыв исследований, так как этот аппарат можно будет запустить в следующий ближайший цикл.

Для межпланетных КА интервал времени между двумя возможными датами запуска значительно больше и зависит от синодических периодов планет, причем в каждый период пусков потребная энергетика для разгона КА существенно изменяется. Это обстоятельство значительно усложняет задачи, стоящие перед проектировщиками, так как каждый аппарат изготавливается только для конкретного цикла полетов и в случае срыва запуска повторение его в следующий цикл неизбежно связано со значительными переделками аппарата. В силу этого при планировании программы исследования планет необходим очень тщательный подход к определению последовательности решения задач, к выбору средств для достижения целей, обеспечивающих гарантированное решение каждой задачи в строго определенные сроки, ибо срыв одного из этапов исследования ставит под угрозу срыва всю программу и значительно увеличивает затраты на исследования в случае их корректировки. Задача создания таких программ неизмеримо сложнее, чем, скажем, программ лунных исследований, так как условия работы межпланетных КА значительно сложнее, чем у аппаратов для исследования Луны.

При межпланетных перелетах время полета КА во много раз больше, чем при полетах к Луне. С другой стороны, ограниченные мощности современных ракет-носителей и большие потребные затраты топлива для реализации межпланетных траекторий приводят к малым весам КА. Таким образом, конструкторы при разработке межпланетных КА должны решить проблему длительного надежного функционирования аппарата при значи-

тельно меньших весах КА. В то же время, в силу сравнительно редкой возможности пусков, научная отдача каждого пуска должна быть максимальной, т. е. вес научной аппаратуры на борту КА должен быть как можно большим. Это еще более усугубляет проблему. Таким образом, для надежной работы межпланетного КА необходимо создание новых приборов и систем, имеющих малые веса и габариты и обладающих высокой надежностью в условиях длительной работы.

Автономная навигация

Значительные осложнения возникают при управлении полетом межпланетных КА. Достаточно сказать, что при полетах, например к Марсу, ошибка в скорости КА в момент вывода на межпланетную траекторию в 1 м/сек не позволит ему попасть в планету.

Так как ошибки при выведении КА на трассу полета неизбежны, то в процессе полета возникает необходимость в проведении коррекции траектории. Для расчета коррекций необходимо знать фактическую траекторию полета КА.

При полетах к Луне определение траектории полета производится в вычислительных центрах путем обработки измерений, проводимых наземным радиокомплексом. С увеличением расстояния от измерительных пунктов до КА точность определения траектории существенно падает. При полетах же к планетам расстояние от Земли до КА достигает, особенно на конечных этапах полета, сотен миллионов километров и в силу этого точность определения траектории становится недостаточной. В то же время именно на конечном этапе полета точное знание траектории особенно необходимо. Где же выход из создавшегося положения? Увеличения точности определения траектории движения КА в непосредственной близости от планеты назначения можно достичь путем проведения измерений с помощью оптических приборов, установленных на борту. Но эта мера не позволяет полностью решить проблему. Дело в том, что полученные измерения необходимо по радиолинии передать в наземные центры обработки, где производится определение фактической траектории движения и расчет требуемых коррекций. После этого на борт передаются команды на

проведение коррекций. Весь этот процесс занимает значительное время. Так, например, при полетах к Марсу время, необходимое на передачу измерений от КА и передачу команд для проведения коррекций, составляет ≈ 30 минут. Время же на проведение маневров у планеты крайне ограничено. Выход из создавшейся ситуации возможен лишь в случае установки на борту КА полностью автономной системы навигации, способной не только проводить измерения, но и расчет по ним фактической траектории движения и маневров, необходимых для получения требуемых параметров движения. Эффективность такого решения была блестяще подтверждена при полетах советских автоматических станций «Марс-2» и «Марс-3».

Энергоснабжение в полете

Большие трудности предстоит преодолеть на пути обеспечения межпланетных аппаратов электроэнергией в процессе полета. В настоящее время питание бортовой аппаратуры осуществляется от аккумуляторных батарей. Подзарядка батарей производится от солнечных панелей в промежутки полета, не занятые сеансами связи и проведением научных экспериментов. По мере усложнения задач энергопотребление на борту КА все время возрастает, в то же время диапазон условий, в которых могут нормально работать солнечные батареи, достаточно ограничен. Например, при полетах к Юпитеру и заюпитеровым планетам применение солнечных батарей будет сильно затруднено, так как их эффективность сильно зависит от солнечной постоянной (энергия излучения Солнца, приходящаяся на единицу поверхности на заданном расстоянии от него), значение которой на столь больших удалениях от Солнца крайне мало. При полетах же к Меркурию значение солнечной постоянной столь велико, что возникает проблема защиты панелей батарей от перегрева.

Таким образом, если при полетах к Марсу и Венере солнечные батареи достаточно эффективны, то при исследовании дальних планет возникает необходимость в разработке и установке на борту аппаратов новых источников электроэнергии, обладающих большим ресурсом работы, например, изотопных генераторов.

Системы терморегулирования

По мере развития космических исследований, существенно будут изменяться требования к системам терморегулирования объектов. В настоящее время межпланетные КА проектируются в основном в расчете на проведение исследований одной планеты, как это было для КА типа «Венера» и «Марс». Система терморегулирования таких аппаратов рассчитана, как правило, на один режим: при полетах к Марсу — подогрев аппарата, к Венере — охлаждение.

Как было показано в предыдущем разделе, существуют схемы полетов, позволяющие одновременно проводить исследование нескольких планет. Такие схемы найдут себе применение особенно при будущих полетах к Марсу с возвращением к Земле. При полете по таким траекториям система терморегулирования должна будет обеспечивать нормальную температуру внутри КА как в условиях сильного нагрева, так и в условиях повышенного охлаждения. При полетах к дальним планетам необходимо будет создавать системы терморегулирования, способные работать в более широком диапазоне изменения внешних условий, чем это имеет место при полетах к Марсу и Венере. Особое значение вопросы терморегулирования приобретают для КА, осуществляющих работу на поверхности планет. При проектировании таких систем необходимо знание условий в атмосфере у поверхности планеты, а к настоящему времени эти сведения весьма ограничены.

Посадка на поверхность планет

Большое число сложнейших проблем встает перед проектировщиками при создании аппаратов, предназначенных для проведения исследований на поверхности планет, и первая из них — осуществление посадки.

Большинство планет Солнечной системы имеют атмосферу, причем характеристики атмосфер очень разнообразны. Так, например, на Марсе давление у поверхности в ≈ 200 раз меньше, а на Венере — в 100 раз больше, чем на поверхности Земли. Столь же разнообразны составы атмосфер и их температурные характе-

ристики. Это разнообразие порождает разнообразие проблем, возникающих при анализе способов посадки КА на ту или иную планету.

При посадке на Венеру ее мощная атмосфера позволяет легко затормозить КА до скорости, допускающей использование парашютной системы на конечном этапе спуска. Но в то же время большие температуры ($T \approx 600^\circ\text{K}$) в нижних слоях атмосферы и огромное давление ($P \approx 100 \text{ атм}$) заставляют искать принципиально новые решения при выборе материалов и конструкции парашютов, создавать спускаемый аппарат (СА), способный активно работать необходимое время в условиях больших давлений и температур.

В настоящее время отсутствует полная информация об условиях в нижних слоях атмосферы Венеры. Это затрудняет решение вопроса о необходимых мерах для обеспечения посадки КА в положении, необходимом для передачи информации с поверхности Венеры на Землю. Полеты советских автоматических станций «Венера-7» и «Венера-8» позволили уточнить ряд условий работы СА на поверхности Венеры, но предстоит еще огромная работа для выяснения всех вопросов, интересующих конструкторов.

Для эффективного торможения в сильно разреженной атмосфере Марса необходимо создание СА с большим лобовым экраном, позволяющим снизить нагрузку на единицу его поверхности. Наличие такого экрана порождает дополнительные трудности в компоновке СА, заставляет предусматривать эффективную систему стабилизации. Особенные трудности возникают на конечном этапе спуска, так как использование парашютов не позволяет опускать аппарат с малой скоростью на поверхность планеты и необходимо применять разного рода комбинированные системы посадки.

Работа на поверхности планет

Для аппаратов, осуществляющих первоначальное исследование, не предусматривается долгое активное существование на поверхности планет. В силу этого для них проблема энергопитания и терморегулирования решается с помощью довольно простых средств. Питание

бортовой аппаратуры осуществляется от аккумуляторных батарей, а тепловой режим внутри аппарата обеспечивается применением достаточно эффективной теплоизоляции.

У аппаратов, предназначенных для длительного пребывания на поверхности, задачи обеспечения электроэнергией и терморегулирования становятся одними из главных проблем.

Если для Венеры создание таких аппаратов до настоящего времени не рассматривается в силу слишком тяжелых условий на поверхности планеты, то для Марса они станут актуальными в ближайшее время.

При проектировании таких аппаратов для Марса большую помощь может оказать опыт, полученный конструкторами при создании «Лунохода-1» и «Лунохода-2», но в то же время ряд вопросов предстоит решить принципиально по-новому. Если на Луне отсутствие атмосферы позволяло использовать для подзарядки аккумуляторов солнечные батареи, то для Марса такое решение не совсем подходит.

Существенно большее удаление от Солнца и наличие пыльных бурь в атмосфере Марса почти наверняка исключает возможность использования солнечных батарей. По-видимому, для обеспечения бортовой аппаратуры электроэнергией необходимо будет применение изотопных генераторов. Наличие атмосферы заставит также по-новому подойти к проблемам терморегулирования аппарата.

Связь с Землей

Существенно осложняются вопросы передачи информации с борта аппарата на Землю. Если на Луне было достаточно для обеспечения радиовидимости посадить «Луноход» на видимую сторону Луны, то для Марса такое решение уже не обеспечит передачу информации в течение достаточно длительного времени. Дело в том, что период обращения Марса вокруг оси больше периода обращения Земли приблизительно на 30 минут. В силу этого радиовидимость аппарата с наземных наблюдательных пунктов возможна приблизительно в течение 30 суток, после чего будет \approx 30-суточный перерыв. Та-

ким образом, значительное время аппарат не сможет осуществлять связь с Землей, т. е. его эффективность будет существенно снижена. Кроме того, большое расстояние Марса от Земли и наличие атмосферы потребуют для надежной связи аппарата с наземными пунктами слишком большой мощности бортовых передатчиков и применения направленных антенн.

Все эти трудности достаточно хорошо могут быть решены в случае создания спутника-ретранслятора у Марса, орбита которого выбирается таким образом, чтобы обеспечивалась постоянная радиосвязь аппарата через спутник с наземными пунктами в течение всего времени активного существования аппарата.

В качестве бортового радиокомплекса ретранслятора используется аппаратура, обеспечивающая связь аппарата с Землей на межпланетной траектории. Для создания системы «станция на поверхности — ретранслятор» может быть использована схема полета советских станций «Марс-2» и «Марс-3», когда СА и спутник-ретранслятор доставляются одним носителем и разделяются при подлете к Марсу. Применение такой схемы позволяет значительно повысить научную отдачу одного пуска, так как после прекращения работы СА спутник-ретранслятор можно использовать для проведения исследований с орбиты спутника Марса.

Управление планетоходом

Станции для исследования условий на поверхности планет могут быть в стационарном и самоходном вариантах, причем последние, как показал опыт с «Луноходом-1» и «Луноходом-2», являются более совершенным инструментом исследования. Создание планетоходов неизмеримо более сложная задача, чем создание «Лунохода», особенно при решении проблемы управления их движением по планете. Дело в том, что из-за конечной скорости распространения радиоволн управление такой станцией с Земли будет происходить с некоторым запаздыванием. Если для «Лунохода» это запаздывание составляло $\approx 3,5$ сек, то для «Марсохода» оно увеличится до 15—30 мин. Естественно, что при таком запаздывании надежность и эффективность подобной станции резко

снизятся. Решение проблемы управления движением станции возможно при установке на ее борту системы автономной планетной навигации, которая была бы способна прокладывать курс, оценивать безопасность прокладываемого маршрута, выбирать оптимальные пути движения станции и т. д. Эту задачу еще предстоит решить создателям будущих КА, а степень трудности ее решения видна хотя бы из того, что на Земле подобного рода аппаратов не существует.

Доставка информации с планеты к Земле

Еще большие трудности придется преодолеть создателям космической техники на этапе разработки аппаратов, способных доставить информацию с планет на Землю. При решении этой задачи этап перелета с Земли к планете и посадка на ее поверхность в большей своей части являются повторением полета более простых аппаратов. Правда, спуск на планету значительно сложнее, так как на поверхность необходимо посадить ракетную ступень, которая в дальнейшем должна обеспечить взлет КА с поверхности планеты. При этом требования по обеспечению малых скоростей аппарата в момент контакта с поверхностью и по выбору места посадки будут значительно жестче, чем для посадки планетоходов.

Принципиально новой задачей будет этап доставки информации, собранной на поверхности планеты, к Земле. Особенностью схем полета КА к планете с возвращением к Земле является необходимость длительного времени ожидания у планеты. Это объясняется тем, что оптимальные даты старта с планеты к Земле не совпадают с оптимальными датами прибытия на планету при полетах с Земли. Например, для Марса эта разница во времени составляет около одного года.

При решении задачи доставки информации с планеты на Землю огромное значение приобретает выбор схемы полета, так как от этого выбора в сильнейшей степени зависит число возникающих проблем.

Проанализируем эту ситуацию на примере доставки информации с Марса на Землю. В принципе эту задачу

могут обеспечить несколько схем полета. Сравним две из них: прямую десантную схему и орбитально-десантную. При прямой десантной схеме на Марс осуществляет посадку весь комплекс, вес которого должен быть весьма значительным. Так, например, при начальном весе на стартовой орбите ИСЗ, равном 100 т, вес аппарата, входящего в атмосферу Марса, будет около 25 т. Осуществить посадку КА такого веса в условиях разреженной атмосферы Марса — очень трудная проблема. При современном уровне развития космической техники на поверхности Марса можно посадить аппарат весом около 12 т, т. е. 50% веса будет потеряно на этапе спуска. Далее, находиться на поверхности Марса в течение года аппарат не может, так как обеспечение его «жизнедеятельности» в условиях Марса — очень сложная задача. Обеспечение надежного старта с поверхности Марса — сложнейшая проблема. Для старта ракет на Земле используются специальные полигоны, подготовка проводится большим числом специалистов. На Марсе же все это должно проводиться автоматически, так как вмешательство наземных центров управления на столь больших удалениях не может быть оперативным. Проще, после некоторого не слишком длительного пребывания на планете, вывести аппарат на орбиту ИСМ и ожидать подходящего времени старта на орбите. Но старт с орбиты ИСМ к Земле — также сложная проблема.

Вес аппарата, который будет доставлен к Земле после завершения всех операций, при принятых начальных весах будет составлять всего $\approx 0,1\%$ от веса на орбите ИСЗ. При этом необходимо отметить, что весь полет займет около 2,5 года.

При использовании орбитально-десантной схемы аппарат при подлете к Марсу разделяется на десантный (ДА) и орбитальный (ОА). При тех же начальных весах, что и в прямой десантной схеме, вес ДА в этом случае будет меньше, так как он должен обеспечить только посадку на планету и последующий взлет с нее для стыковки с ОА.

Проблема посадки будет решаться существенно проще, но зато появится проблема стыковки аппаратов на орбите ИСМ. После стыковки все операции выполняются аналогично прямой десантной схеме.

Введение этапа деления аппарата при подлете к Марсу позволяет существенно повысить вес аппарата, возвращаемого к Земле. При тех же предположениях, что и в прямой десантной схеме, вес его будет приблизительно в $20 \div 25$ раз больше, чем для прямой десантной схемы.

Таким образом, мы видим, что от вида схемы существенно меняются все условия решения задачи. Необходим тщательный анализ всех проблем и сравнение затрат на их решение с учетом уровня развития космической техники. Только в результате такого анализа возможно грамотно выбрать схему полета, обеспечивающую гарантированное решение задачи при условии минимальных затрат на ее реализацию.

Изложенным выше, естественно, не охватываются все проблемы, стоящие перед проектировщиками космической техники, но даже из этого краткого описания видна сложность и грандиозность задач, с которыми приходится сталкиваться в процессе создания космических аппаратов.

Особенности управления КА на межпланетных трассах

Задачи управления

Управление движением космического аппарата является одной из важнейших технических проблем, решение которой обязательно для успешного исследования космического пространства. Мало вывести КА на межпланетную трассу — необходимо обеспечить точный приход его в заданную точку или по крайней мере в заданную область Вселенной. Осуществление межпланетных полетов в значительной степени зависит от уровня развития техники управления КА. Необходимость управления движением КА видна из краткого рассмотрения полетов советских автоматических станций «Венера» и «Марс». Предварительно каждая из этих станций выво-

дится на орбиту ИСЗ. Затем путем сообщения аппарату мощного разгонного импульса она переводится на траекторию полета к планете назначения. Дальнейший полет станций проходит по свободной баллистической траектории. Как было отмечено выше, траекторию движения аппарата можно разделить на три участка:

на первом участке — геоцентрическом (длина его несколько миллионов километров) преобладает сила притяжения Земли;

на втором — гелиоцентрическом основной является сила притяжения Солнца (это самый продолжительный по времени участок полета с дальностью более 300 млн. км при полете к Венере и более 450 млн. км при полете к Марсу);

на третьем участке — припланетном (протяженность этого участка для Венеры порядка 1 млн. км и порядка 0,5 млн. км для Марса) аппарат движется в основном под действием притяжения планеты назначения.

Старт с орбиты ИСЗ происходит таким образом, чтобы обеспечить встречу автоматической станции и планеты через расчетное время полета (для случая полета АМС «Венера» через ≈ 3 месяца, для полета АМС «Марс» через ≈ 6 месяцев).

Интересно отметить, что в момент старта АМС «Венера-7» планета Венера находилась сзади Земли на расстоянии порядка 100 млн. км. А в момент старта АМС «Марс», наоборот, Марс находился впереди приблизительно на таком же расстоянии. При подлете «Венеры-7» к Венере Земля находилась уже сзади на расстоянии порядка 60 млн. км. В момент подлета станций «Марс» к Марсу Земля находилась впереди на расстоянии около 100 млн. км. Такое строго рассчитанное относительное положение Земли и планеты назначения соответствует оптимальным датам запуска КА.

Даже теоретически рассчитать подобные траектории достаточно трудно вследствие неточного знания ряда астрономических постоянных, входящих в расчет, и влияния различных возмущающих факторов. До настоящего времени мы не знаем точно расстояние до планет. К усложнению теоретических расчетов приводит и то, что притяжение планет и Солнца сказывается на всех участках полета КА. К тому же, как отмечалось выше, планеты движутся не в одной плоскости, и межпланетная

траектория — это пространственная кривая. Кроме того, следует помнить, что запуск станций происходит с движущейся платформы — Земля, которая описывает в пространстве сложную траекторию и расстояние которой до планеты назначения меняется с каждой секундой. Становится понятным, что точно реализовать рассчитанные теоретические межпланетные траектории путем подачи одного импульса при разгоне с орбиты ИСЗ (учитывая и возможные погрешности в работе ракетных двигательных установок на стартовом участке) практически невозможно. Пока можно говорить лишь о выведении КА на траектории, близкие к расчетным, и в дальнейшем полете необходимо управлять движением КА. А как трудно осуществить выведение, близкое к расчетному, видно из того, что, например, отклонение скорости полета от расчетной в конце участка разгона АМС к Марсу на величину порядка 10 см/сек может привести к промаху относительно планеты в десятки тысяч километров. (При этом абсолютная величина скорости составляет порядка 12 км/сек, т. е. рассматриваемая погрешность менее 0,001%.)

При полете АМС к Венере ошибка по времени выхода КА в расчетную точку, накопившаяся в течение четырех месяцев полета и равная всего 1 мин (т. е. порядка 0,0005% от полного времени полета), может привести к отклонению фактической точки входа КА в сферу действия Венеры от расчетной более чем на 2000 км. Все это наглядно показывает важность решения задачи управления движением КА.

Функции управления очень многогранны и разнообразны. И по мере развития космической техники и усложнения программ научных исследований роль управления неизмеримо возрастает.

При этом успех в значительной степени зависит от того, как глубоко учтены специфические особенности межпланетного полета. Это, прежде всего, огромные расстояния, когда КА находится на значительном удалении от Земли и при этом подавляющее время осуществляет неуправляемый полет. Учитывая дефицит веса, исправление траекторий движения должно осуществляться с минимальными энергетическими затратами. А это возможно только при создании специальных оптимальных способов управления. Наконец, исключительно сложный

характер основных и возмущающих сил, формирующих межпланетную траекторию, приводит к необходимости использования для расчетов мощных ЭВМ.

Для точного выведения КА в заданную область пространства необходимо решить две неразрывно связанные друг с другом задачи: навигации и коррекции КА.

Под задачей навигации КА будем понимать определение текущих координат и вектора скорости объекта, прогноз движения и вычисление необходимого управления, если прогноз показывает, что движение приведет к недопустимому отклонению КА от цели полета. Все это можно сделать как автономными средствами (на борту), так и неавтономными — путем определения фактической траектории наземными радиотехническими средствами и последующим расчетом траекторий движения в Координационно-вычислительном центре (КВЦ).

Задача коррекции имеет своей целью исправление имеющихся погрешностей для приведения аппарата в заданную точку пространства. Для этого необходимо знать место, величину и направление подачи малого импульса, эквивалентного по скорости нескольким десяткам метров в секунду. Решение этой задачи осуществляется бортовой системой управления КА, которая представляет собой комплекс устройств и приборов, поддерживающих движение КА близким к требуемому, заданному заранее или выбираемому системой управления. Различают систему управления движением (СУД) и систему управления бортовым комплексом (СУБК). СУД включает в себя систему управления движением центра масс КА и систему управления угловым движением. Последняя обеспечивает решение попутных задач космической навигации. Наиболее важными из них являются задачи ориентации КА и стабилизации объекта в пространстве.

Под ориентацией КА подразумевается построение нужным образом сориентированной относительно звезд системы координат. Используя систему стабилизации КА разворачивается определенным образом относительно этой системы (в случае если чувствительные элементы системы ориентации не связаны жестко с кораблем) и удерживается в таком положении в течение некоторого времени полета. Стабилизация необходима прежде всего для целенаправленных маневров, связанных с изменением траектории движения. С другой стороны, нави-

гационные измерения, связь с Землей, научные наблюдения, подзарядка бортовых источников электроэнергии за счет солнечной энергии и т. д. требуют обязательной стабилизации КА в пространстве.

Навигация КА

Космическая навигация в широком смысле этого слова определяется как управление движением КА. Как мы уже отмечали, в настоящей брошюре под этим термином мы будем понимать только задачу определения местоположения объекта, прогнозирования его дальнейшего движения как материальной точки и оценки результатов прогноза с точки зрения выполнения поставленной конечной задачи. Если решение этих задач осуществляется посредством измерительных и вычислительных средств, расположенных на Земле, то это неавтономная навигация. В случае самостоятельного решения указанных задач на борту КА мы имеем дело с автономной навигацией.

По мере развития космической техники автономная навигация занимает все более важное место в межпланетных полетах и в будущем без автономной навигации реализации многих полетов будет невозможна.

Осуществление автономной навигации достаточно сложно практически, хотя теоретически совершенно очевидно, что если КА удален от Земли на огромное расстояние, то навигационные измерения могут быть выполнены существенно точнее с использованием бортовых приборов и средств. Увеличение расстояний, на которые будут летать КА, существенно осложняет решение задачи надежной связи КА с Землей, которая необходима для обработки навигационной информации и передачи на борт команд управления. В этих условиях на борту КА должна проходить и обработка всей навигационной информации, выработка команд и их выполнение. Отсюда следует, что космические аппараты будущего должны иметь полностью автономные системы.

Рассмотрим задачу определения местоположения КА в пространстве. Решение ее возможно с использованием поверхностей положения. Что это такое?

В самолетовождении (и кораблевождении) издавна

используется метод нахождения параметров траектории, основанный на определении линий положения самолета (или корабля). Линия положения — это проекция траектории полета самолета на поверхность Земли. Геометрическая форма линии положения определяется измеряемым параметром. Например, с помощью радиосредств с самолета замерено расстояние до наземной радиостанции. Этой информации недостаточно для определения местоположения объекта. Однако пренебрегая погрешностями от высоты полета, можно утверждать, что самолет находится над одной из точек окружности по поверхности Земли с радиусом, равным измеряемому расстоянию. В данном случае линия положения есть окружность. Можно назвать линию равных азимутов — это такая линия на поверхности Земли, во всех точках которой азимут на радиостанцию постоянен. Измеренному с Земли при помощи радиопеленгатора азимуту самолета соответствует дуга большого круга по поверхности Земли. Одним словом, измерение некоторого параметра позволяет получить линию положения, а пересечение двух линий положения, соответствующих двум измерениям в одно и то же время параметрам, определяет местоположение самолета. Сравнение полученных данных с заданным положением на маршруте позволяет оценить, насколько самолет отклонился от курса. Проведение временного сравнения поможет правильно выдержать режим полета. Фактическую скорость самолета достаточно легко получить по расстоянию между двумя отметками места и времени прохождения этого расстояния.

Описанный метод с успехом может быть применен и в космической навигации, с той лишь разницей, что измеренному параметру будет соответствовать не линия, а поверхность положения. Действительно, описанное выше измерение расстояния с борта КА до наземной радиостанции позволяет утверждать, что КА находится в одной из точек пространства, удаленной от центра Земли на расстояние, равное измеренному плюс радиус Земли. Тем самым мы вместо линии положения получили поверхность положения — сферу.

Существует достаточно много параметров, которые могут быть измерены с Земли или с борта КА для определения поверхности положения. Прежде всего, это

расстояние до небесного тела — Земли, Луны, планеты назначения и т. д., измеряемое с борта КА; соответственно можно измерить расстояние с Земли до КА. С борта аппарата оптическим путем можно замерить видимый угловой диаметр различных небесных тел. Позволяют определить поверхность положения и измерения угла между центрами двух планет, или центрами планеты и Солнца, угла между центром планеты или Солнца и направлением на звезду и т. д.

Очень распространено в настоящее время измерение доплеровского сдвига частоты принимаемых на Земле сигналов, посылаемых радиопередатчиком с борта КА. Возможно и измерение на корабле сдвига частоты сигналов, излучаемых наземным радиопередатчиком.

Геометрические формы поверхностей положения достаточно разнообразны. Измерения с борта КА угла между центрами двух планет дают циклоиду, а измерение угла между центром планеты и направлением на звезду дает круговую коническую поверхность, вершина которой расположена в центре планеты, а ось совпадает с прямой линией планета — звезда.

При пеленгации КА с Земли измеренному азимуту корабля соответствует плоскость. Наконец, при измерении доплеровского сдвига частоты для случая, когда передатчик находится на КА, а приемник на Земле, определяется поверхность положения КА в виде круговых конусов и т. д. Таким образом, поверхности положения позволяют определить местоположение КА в космическом пространстве, т. е. решить первую навигационную задачу.

В общем случае существует аналитическая зависимость между измеряемым параметром, координатами центра небесного тела или точки Земли, в которой производится измерение этого параметра, и тремя искомыми координатами КА. Для нахождения трех неизвестных координат КА необходимо измерить одновременно или три каких-либо независимых параметра, или один параметр из трех различных точек Земли. Тогда мы получим три уравнения с тремя неизвестными. Совместное их решение и позволит определить местоположение КА на момент времени измерения. Геометрическая интерпретация этой задачи заключается в отыскании точки пересечения трех поверхностей положения КА.

Среди других методов решения первой навигационной задачи следует отметить широко используемый, особенно при полетах в атмосферах Земли или планет, метод инерциальной навигации. Инерциальные системы, как правило, включают в себя устройство для стабилизации КА или его приборов: акселерометры — чувствительные элементы для определения ускорений, интегрирующие устройства и вычислительные средства. Инерциальные системы являются полностью автономными и позволяют непосредственно измерять параметры траектории практически без запаздывания. Необходимо только задание начальных условий по скорости и координатам и периодическое их уточнение (компенсация ошибок), так как любой инерциальной системе свойственно накопление ошибок, обусловленных дрейфом гироскопов, неточностью ориентации приборов, погрешностями в показаниях акселерометров и т. д. Все это и определяет область использования таких систем на участках полета, когда присутствуют значительные активные силы.

Можно было бы рассказать и о других методах определения местоположения КА, но в этом нет необходимости, так как из изложенного материала ясно, что при межпланетных полетах принципиально существует достаточно средств для успешного решения задачи космической навигации. Следует только подчеркнуть следующее: в силу того что различные способы измерений, как правило, дополняют друг друга, оптимальная система измерений (а соответственно и управление) должна быть комбинированной.

Так, на участке выведения целесообразно использовать инерциальные системы (как и на других участках, область использования таких систем на участках полета, где КА незначительно по космическим масштабам удален от Земли (до нескольких сотен миллионов километров) — радиосистемы; при подлете к планете назначения целесообразно использовать автономные оптические системы и т. д. Определение местоположения КА в космическом пространстве позволяет прогнозировать дальнейшее движение аппарата. При приближенном решении последней задачи, используя данные о векторе положения, вычисляют элементы орбиты и сравнивают их с заданными. Как известно, текущие координаты космического объекта являются функциями времени и ше-

сти элементов его орбиты. Отсюда следует, что для расчета элементов орбиты необходимо знать или координаты КА для двух моментов времени, или координаты и вектор скорости для одного момента времени.

При точном решении задачи прогноза проводят интегрирование уравнений реального движения с использованием численных методов на ЭВМ. Но для интегрирования системы при вычислении конечного положения КА опять-таки требуются начальные условия, т. е. необходимо прежде всего определить текущие координаты КА. Следует отметить, что проблема определения орбит по данным тех или иных наблюдений и измерений не нова. Соответствующие методы разрабатывались небесной механикой с давних времен. Однако появление искусственных спутников Земли и особенно межпланетных зондов и станций потребовало срочной доработки и переработки классических методов небесной механики применительно к специфике траекторий полетов КА. При этом необходимо было учесть и современные средства траекторных измерений и наличие мощной вычислительной техники для обработки этих измерений. В настоящее время имеется достаточное количество специальной литературы по описанию различных методов определения орбит КА с использованием наземных средств.

Хуже обстоит дело с методами автономной навигации, т. е. с определением орбит по измерениям с борта КА и последующей обработкой этих измерений также с использованием бортовых средств. Условия решения задачи автономной космической навигации принципиальным образом отличаются от условий решения на Земле. Во-первых, с борта КА может быть проведен сравнительно небольшой объем измерений, причем номенклатура этих измерений очень мала. Во-вторых, бортовые вычислительные средства, учитывая жесткий весовой дефицит, никоим образом не могут сравниться с наземными ЭВМ. Плюс ко всему следует иметь в виду, что на Земле обработка наземной информации может вестись в разных местах, различными методами, что, естественно, повышает надежность получаемых результатов.

Развивающаяся космическая техника, когда без средств автономной навигации невозможно будет осуществлять полеты КА, заставляет специалистов постоянно заниматься вопросами автономной навигации, и с каж-

дым годом в этом вопросе мы существенно продвигаемся вперед.

Еще раз отметим, что возникновение автономной навигации вызывается к жизни, с одной стороны, все увеличивающимися расстояниями космических полетов; с другой стороны, надо помнить, что параметры, определяющие соответствующие поверхности положения, измеряются всегда с некоторой погрешностью. Например, измерение видимого углового диаметра небесного тела возможно путем слежения за краем его диска при помощи одного или нескольких телескопов. Это измерение определяет сферическую поверхность положения КА. Погрешности в определении этой поверхности прямо зависят от погрешности измерения видимого углового диаметра и точности знания диаметра небесного тела. Диаметры небесных тел известны нам с точностью до 0,01 %. Атмосфера небесного тела, нешарообразность, различная освещенность поверхности, наконец, инструментальные ошибки системы измерений — все это приводит к существенным погрешностям в решении задачи навигации и это необходимо учитывать. Этот вопрос является чрезвычайно принципиальным в задачах космической навигации и в значительной степени определяющим сферы применения тех или иных ее методов.

Коррекция траекторий КА

Коррекция траектории полета является одним из наиболее распространенных видов управления в космической технике. Под этим термином понимается такое управление, которое осуществляется с целью исправления отклонений некоторых основных параметров траектории от их номинальных значений. Исправляемые параметры называются корректируемыми. Главной особенностью коррекции является то, что это управление проводится только в том случае, если имеются отклонения корректируемых параметров, вызванные ошибками расчета и определения траектории, погрешностями работы различных систем КА и т. д. Если нет этих ошибок, то нет необходимости проводить коррекцию. Коррекция производится путем приложения активной силы к КА, для чего включается корректирующая двигательная установка

(КДУ), которая сообщает аппарату некоторую дополнительную характеристическую скорость V . Во многих практически важных случаях достаточно справедливо предположение о мгновенном изменении скорости. В этом случае говорят, что к КА приложен импульс скорости.

Из определения коррекции следует, что вектор корректирующей скорости является всегда случайной величиной и не имеет постоянной составляющей. В этом отличие коррекции от других видов управления, например, от маневра. Маневр предполагает такое обязательное управление, в результате которого изменяются номинальные значения некоторых основных параметров траекторий движения. Типичным примером маневра является переход КА с межпланетной траектории на орбиту искусственного спутника планеты назначения, например, на орбиту ИСМ, как в случае АМС «Марс-2». Действительно, невозможно подобрать параметры номинальной траектории, чтобы без активного торможения перейти на орбиту спутника планеты. Величина приложенного тормозного импульса в общем случае может меняться в зависимости от полученной траектории. Следовательно, параметры маневра могут иметь и переменную составляющую, и обязательно детерминированную постоянную составляющую.

Но вернемся к задаче коррекции. В результате решения задачи определения местоположения КА и последующего прогноза его движения удастся установить, насколько отличаются корректируемые параметры от заданных номинальных значений. Если их отличие превышает допустимое, то определяются величина и направление корректирующего импульса для приведения этих отклонений до допустимых значений. Из общих соображений ясно, что с помощью одного импульса скорости, изменяя три его составляющие, можно скорректировать три параметра траектории — три координаты или три составляющие скорости КА в некоторой точке на траектории и т. п. Это трехкомпонентная коррекция. В случае если варьироваться могут только две или одна компоненты корректирующего импульса, то получаем соответственно двух- или однокомпонентную коррекцию. Двухкомпонентную коррекцию мы имеем в том случае, если жестко задана плоскость, где должен лежать коррек-

тирующий импульс, или если фиксирована величина V_k . Если же жестко задано направление корректирующего импульса, то получим однокомпонентную коррекцию.

Очень важным является выбор корректируемых параметров. Как правило, они определяются конкретной научно-технической задачей, а возможные ошибки их реализации зависят от совершенства установленных на КА систем (системы коррекции, стабилизации, КДУ и т. д.). Например, для аппарата, предназначенного для посадки на планету, в качестве корректируемых параметров удобно выбрать координаты в картинной плоскости — плоскости, проходящей через центр планеты, перпендикулярно вектору относительной скорости подлетной траектории, попадающей в центр планеты. Допустимые ошибки, например, для посадки на поверхность Венеры, не должны превышать по крайней мере диаметр планеты или размеры выбранного района при более точной посадке. При выведении КА на орбиту искусственного спутника наиболее важным параметром является минимальная высота пролета над поверхностью планеты назначения. Для обеспечения точной посадки на поверхность Земли или мягкой посадки на поверхность Марса необходимо точно выдержать угол входа КА в плотные слои атмосферы или так называемый условный перицентр орбиты (перицентр орбиты без учета влияния атмосферы на движение КА). Одним словом, в каждом конкретном случае существует один или несколько наиболее важных параметров, значения которых следует выдерживать путем коррекций, близким к расчетным.

Следует отметить, что в результате коррекций выбранных параметров некоторые другие очень важные параметры, функционально связанные с корректируемыми, могут изменяться. Например, величина скорости входа в атмосферу принципиальным образом определяет и траекторию спуска, и, в целом, конструкцию КА. При коррекции высоты условного перицентра величина скорости также будет изменяться. Однако из-за малых корректирующих импульсов, энергия орбиты изменяется весьма незначительно, и скорость входа отклоняется мало от расчетной величины. В силу этого, в данном случае, скорость можно не вводить в число корректируемых параметров. Подобные примеры можно было бы продолжить. В целом вопрос о целесообразном выборе

корректируемых параметров и допустимых ошибок в них весьма сложен и, как правило, окончательно решается после проведения всесторонних комплексных исследований систем управления, ориентации и стабилизации с учетом работы КДУ и возможных измерительных средств. Таким образом, после выбора корректируемых параметров и учета допустимых ошибок при решении задачи управления траекторией КА прежде всего необходимо определить орбиту и спрогнозировать возможные значения корректируемых параметров и затем провести расчет коррекции орбиты. По числу корректируемых параметров различают однопараметрическую, двухпараметрическую и т. д. коррекции. Коррекция может быть также однократной и многократной. Способ проведения коррекции в общем случае зависит от числа корректируемых параметров. Например, трехпараметрическая однократная коррекция может быть выполнена одним включением двигателя, а четырехпараметрическая — двумя включениями и т. д.

Коррекция может проводиться так, что в каждый момент исправляется лишь часть отклонений корректируемых параметров, а в сумме проходит их полное исправление. Такой способ коррекции называется неполным или «связанным», или «неоднородным».

Управление КА на межпланетных трассах

Рассказывая в предыдущих разделах об управлении КА, мы не говорили о том, как практически происходит управление, как распределяются задачи между КА и Землей, как и где производятся все необходимые расчеты и т. п..

Можно выделить два основных этапа, связанных с осуществлением тех или иных космических полетов. Первый этап — предполетный касается задач, связанных с выбором ракеты-носителя, КА и всех его систем, научной аппаратуры, запасов топлива на управление и т. п. Это очень ответственный этап. С одной стороны, необходимо «по одежке протягивать ножки», т. е. исходить при решении задачи из имеющихся ресурсов, уровня развития науки и техники. С другой стороны, усилия ученых, инженеров, рабочих и техников направлены на

создание наилучшего варианта КА, обеспечивающего максимальную эффективность решения поставленной задачи. Применительно к управлению КА выбираются системы ориентации, стабилизации, исполнительные органы, чувствительные элементы, состав измерений, вычислительные средства и т. д.; исходя из целей полета определяются корректируемые параметры и все маневры; исходя из требуемой точности обеспечения условий полета и возможных ошибок работы всех систем, участвующих в управлении, определяется облик навигационной системы — автономная, неавтономная или комбинированная. Таким образом, первый этап охватывает все работы, начиная от технического задания на объект и аванпроекта изделия и кончая вывозом готового объекта на стартовую позицию.

Ко второму этапу следует отнести все задачи, связанные с конкретным управлением объекта, находящегося в полете. Рассмотрим сначала случай, когда КА управляется с Земли. Это пока наиболее типичный случай для подавляющего большинства созданных объектов. Во все время полета происходит систематическое наблюдение за КА, периодически проводятся сеансы радиосвязи, во время которых поступает траекторная информация — дальность до КА, радиальная скорость полета КА, различные угловые измерения, а также данные телеметрии, содержащие научную информацию, информацию о жизнедеятельности различных приборов и систем КА и т. д.

На Земле вся эта информация обрабатывается, расшифровывается и в соответствии с полученными данными принимаются решения в отношении места и числа коррекций, величины и направления корректирующего импульса. В обработке материалов занято большое число высококвалифицированных специалистов; разработаны различные аналитические, экспериментальные и численные методы исследования с использованием совершенной экспериментальной базы и вычислительной техники. Исходя из конкретной обстановки и бортовых возможностей КА принимается решение о проведении того или иного вида управления и рассчитываются управляющие задания.

Таким образом вырабатываются все необходимые указания для проведения того или иного вида управле-

ния: задаются углы разворота объекта относительно заданного направления, время подачи корректирующего импульса, его величина и т. д. В задачи бортовой системы управления входит только обеспечение правильного исполнения полученных команд. Затем весь цикл повторяется до тех пор, пока не будет достигнута поставленная цель.

Допустим, исследования первого этапа показали, что для рассматриваемого КА управление с Земли неэффективно, точность измерительных и исполнительных средств такова, что обеспечить решение поставленной задачи неавтономным путем невозможно. Необходимо использовать автономные методы навигации. Это, как правило, характерно для тех участков полета, когда КА находится на значительном удалении от Земли. Но при этом не следует думать, что объект полностью «брошен» Землей и все возложено на бортовые средства. Хотя в этом случае все и происходит на борту КА: его системы проводят измерения и их обработку, на борту осуществляется прогноз траектории, вырабатываются и исполняются все задания, но все это прежде «проигрывается» на Земле, еще перед выходом объекта в полет. С учетом имеющихся возможностей уточняется и состав измерений, и метод их обработки, и все остальное. Так обстояло дело и с АМС «Марс-2» и «Марс-3».

Сказанным далеко не исчерпываются особенности управления космическими объектами. Но основная схема управления КА, вероятно, ясна.

В заключение расскажем об управлении полетом автоматических станций «Марс-2» и «Марс-3», где с успехом были применены автономные и неавтономные методы управления.

Преодолев расстояние почти в полмиллиарда километров по сложной кривой и между орбитами Земли и Марса, советские автоматические станции стали искусственными марсианскими спутниками, а спускаемый аппарат станции «Марс-3» впервые в истории космонавтики совершил мягкую посадку на поверхность Марса.

Огромные расстояния, на которых велись радиодialogи с «Марсами», далеко не исчерпывают все трудности измерения параметров полета. Радиосигналы в космосе периодически затухают. Их необходимо усиливать. Кроме того, космические аппараты двигались по

сложной кривой, и расстояние до наземных пунктов связи, а следовательно, и частота принимаемых радиосигналов менялись. Тем не менее измерения положений «Марсов» оказались достаточно точными. Это дало баллистикам возможность определять величину, направление и момент выдачи корректирующих импульсов. Некоторое представление о точности расчетов дает такой пример. Для коррекции траектории «Марса-2», проведенной 20 ноября при расстоянии станции от Земли 128 млн. км, расчетная величина приращения скорости составила 5,6 м/сек (при скорости полета около 3 км/сек).

При коррекции на среднем участке траектории по команде с Земли станции ориентировали в пространстве так, чтобы их остронаправленные антенны смотрели на Землю. Ориентирами служили Солнце и звезда Канопус. Чем обусловлен выбор Канопуса? Прежде всего тем, что это очень яркая звезда, уступающая по яркости лишь Сириусу. Но последний виден под малым углом к плоскости эклиптики, что не всегда удобно для ориентации (чем меньше угловое расстояние между наблюдаемыми светилами, тем больше ошибка в определении положения аппарата). Канопус же находится недалеко от оси мира и, значит, при ориентировании в поле зрения астродатчиков не попадают Солнце и Земля. Это исключает световые помехи от солнечных лучей, блеска Земли и ее атмосферы.

Что же происходит дальше? После ориентации аппарата на его борт засылаются задания, содержащие в кодированном виде команды для системы управления на проведение коррекции. Аппарат принимает нужное положение и стабилизируется, после чего отрабатывается нужный импульс скорости.

Во время полета «Марса-2» бортовые двигатели системы управления трижды изменяли величину и направление его скорости. Причем дважды траектория корректировалась по данным, рассчитанным на Земле, и один раз с помощью автономной системы навигации. Моменты коррекции определяют исходя из противоречивых условий. Чем раньше проводится коррекция траектории, тем меньше ее точность. Поздняя коррекция также нецелесообразна, ибо ко времени ее проведения накопятся большие траекторные ошибки и потребуются большой

величины импульс. И принимается некоторое компромиссное оптимальное решение.

Сложную проблему представляло выведение космических станций в заданный район околомарсианского пространства. На припланетном участке задача не могла быть решена с помощью наземных средств. Дело в том, что при полете к Марсу наземные средства могут навести аппарат на выбранный район лишь с ошибкой, соизмеримой с диаметром планеты. Кроме того, на заключительном участке расстояние Земля—Марс составляло больше 130 млн. км и на прохождение радиосигнала в один конец требовалось 7,5 мин. Ясно, что оперативность командного метода наведения в таких условиях недостаточна. А ведь аппараты подлетали к планете со скоростью более 5 км/сек, к тому же дальность от Земли до Марса, а также гравитационное поле Марса известны неточно. Справиться со столь сложной задачей могла лишь автономная система астронавигации. Она обеспечила ориентацию и определила положение станции относительно Марса. Полученные данные были автоматически введены в бортовую электронно-вычислительную машину, которая рассчитала величину и направление корректирующего импульса и выдала команды для коррекции.

Вот как проделал маневр «Марс-2». Когда аппарат подлетал к планете, его оптическое устройство «увидело» Марс. Солнце освещало чуть больше половины диска планеты. Прибор стал «ощупывать» светлые края и в течение некоторого времени напряженно работал. Ему надо было определить положение центра Марса, его угловые размеры и на основе этих данных рассчитать необходимые задания для автономной коррекции, которая и была осуществлена на расстоянии около 70 тыс. км от Марса. В результате «Марс-2» перешел на пролетную траекторию с расчетной высотой перицентра. Затем в перицентре была включена тормозная двигательная установка, и посланец Земли вышел на вытянутую эллиптическую орбиту спутника.

Через пять суток стал спутником планеты и «Марс-3». Заключительная коррекция этой станции была проведена 2 декабря 1971 года. Так же как и на станции «Марс-2», операции выполнялись автоматически. Бортовая система космической астронавигации и

Электронно-вычислительная машина рассчитали величину и направление корректирующего импульса, что обеспечило необходимые условия отделения спускаемого аппарата в заданный момент времени, его вход в атмосферу и мягкую посадку на поверхность планеты.

Заключение

Мы попытались в сжатой и популярной форме рассмотреть основные проблемы, решение которых необходимо при разработке и создании КА для исследования планет Солнечной системы и обеспечения управления их полетом.

Их можно условно разделить на научные и технические. К первым относится разработка методов оптимизации схем и траекторий полета КА, методов управления и навигации аппаратов на различных участках перелета, при передвижении по поверхности планет, исследования в области конструкции, прочности, надежности, анализ вопросов потребных материальных затрат для решения той или иной задачи исследования планет.

Вторые связаны с технической реализацией и обеспечением полетов. Это проблемы создания необходимых средств доставки КА к планетам, разработка и создание систем управления и навигации КА, средств обеспечения нормального функционирования КА в полете и многое другое.

Решение каждой из перечисленных проблем само по себе является достаточно сложной задачей, но еще большие трудности стоят на пути комплексного анализа всех проблем в целом, а именно этот путь является единственно приемлемым, так как только таким образом возможно повышение эффективности космических исследований при сохранении приемлемого уровня затрат материальных средств и труда многих коллективов специалистов.

Несмотря на значительные успехи в области космических исследований, человечество находится еще в самом начале пути в исследовании планет. Уже сейчас на космические программы расходуются огромные средства,

а задачи, стоящие перед исследователями, все более и более усложняются. Это приводит к удорожанию исследований, к увеличению сроков решения каждой задачи. Для успешного исследования космического пространства и планет необходимо научиться достигать решения поставленных задач в минимальные сроки, необходимо научиться создавать аппараты, способные решать широкий спектр задач, т. е. аппараты многоцелевого назначения. Только в этом случае будут оправданы все затраты, идущие на разработку таких аппаратов и систем обеспечения их полета. Решение всех этих задач, несомненно, будет способствовать не только прогрессу в космической технике, но явится мощным стимулом развития производительных сил всего общества.

Следует иметь в виду, что вопросы, затронутые в брошюре, ни в коей мере не исчерпывают всех задач, которые необходимо решать для обеспечения космических исследований. Можно назвать хотя бы такие интересные проблемы, как изучение вопросов, связанных с обеспечением спуска КА в атмосферах планет-гигантов, задач, связанных с созданием малогабаритных, надежных и быстродействующих бортовых вычислительных машин, задач обеспечения надежной связи КА с Землей при полетах к границам Солнечной системы и т. д.

Несмотря на достигнутые успехи в космических исследованиях, человечество находится в самом начале долгого и интересного пути, конца которому пока не видно. Огромное число научных и технических проблем, которые предстоит решить на этом пути, будет не только способствовать расширению знаний человечества об окружающем его мире, но явится мощным стимулом развития производительных сил всего общества.

ЛИТЕРАТУРА

Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическим летательным аппаратом. М., «Машиностроение», 1964.

Андреев В. Д. Теория инерциальной навигации (автономные системы). М., «Наука», 1966.

Бэттин Р. Наведение в космосе. Пер. с англ. М., «Машиностроение», 1966.

Лоуден Д. Ф. Оптимальные траектории для космической навигации. Пер. с англ. М., «Мир», 1966.

Методы оптимизации с приложениями к механике космического полета. Под ред. Дж. Лейтмана. Пер. с англ. М., «Наука», 1965.

Субботин М. Ф. Введение в теоретическую астрономию. М., «Наука», 1968.

Эрике К. Космический полет, т. I (окружающие условия и небесная механика). Пер. с англ. Физматгиз, 1963.

Руппе Г. Введение в астронавтику, т. I. Пер. с англ. М., «Наука», 1970.

Белецкий В. В. Очерки о движении космических тел. М., «Наука», 1972.

Введение	3
Энергетические проблемы межпланетных полетов	8
Солнечная система	8
Оптимальные траектории полета КА	12
Метод расчета межпланетных траекторий	16
«Окна» дат старта	17
Пути снижения необходимой энергетики и времени полета	20
Проектно-баллистические проблемы	25
Схемы полета КА к планетам	27
Принципы оптимизации схем полета	30
Проблемы проектирования КА	34
Особенности управления КА на межпланетных трассах	44
Задачи управления	44
Навигация КА	48
Коррекция траекторий КА	53
Управление КА на межпланетных трассах	56
Заключение	61

Николай Михайлович ИВАНОВ
Юрий Иванович МИТЯЕВ

ПРОБЛЕМЫ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПОЛЕТОВ

Редактор Р. Г. Базурин
 Обложка В. К. Михайлова
 Худож. ред. В. Конюхов
 Техн. редактор А. М. Красавина
 Корректор В. В. Каночкина

А 10195, Индекс заказа 34206. Сдано в набор 15/III 1973 г. Подписано к печати 14/V 1973 г. Формат бумаги 84×108¹/₃₂. Бумага типографская № 3. Бум. л. 1. Печ. л. 2. Усл.-печ. л. 3,36. Уч.-изд. л. 3,26. Тираж 27 500 экз. Издательство «Знание». 101000, Москва, Центр, проезд Серова, д. 3/4. Заказ 507. Типография Всесоюзного общества «Знание», Москва, Центр, Новая пл., д. 3/4.
 Цена 10 коп.

10 коп.

Индекс 70101