

Б.А. Осадин

КОСМИЧЕСКИЙ ЛИКБЕЗ

**Введение в профессию разработчика
космических аппаратов**

Москва
2014

Б.А. Осадин

КОСМИЧЕСКИЙ ЛИКБЕЗ

**Введение в профессию разработчика
космических аппаратов**

Москва
2014

УДК 629.78.01
ББК 39.62-2
О72

Осадин Борис Алексеевич

О72 Космический ликбез. Введение в профессию разработчика космических аппаратов / Б. А. Осадин. – М. : Изд-во Триумф 2014. – 256 с. : табл., ил. –

ISBN 978-5-89392-611-8

Агентство СІР РГБ

Книга представляет собой, по-видимому, единственное на сегодняшний день краткое изложение достаточно полного круга физико-технических вопросов, возникающих при проектировании космических аппаратов (КА), включая описание процессов проектирования, изготовления и испытания КА. Значительное внимание уделено воздействию на КА факторов космического пространства, таких как солнечное излучение, так называемый «чёрный космос», собственная внешняя атмосфера КА, проникающая радиация и электризация КА космической плазмой.

Книга может быть полезной как начинающим сотрудникам российской космической отрасли, так и студентам технических университетов, готовящих специалистов для этой отрасли.

© Осадин Борис Алексеевич, 2014

Подписано в печать 12.05.2014 г.
Издательство Триумф
Россия, 125438, г. Москва, а/я 18.
www.triumph.ru
8 (495) 768-33-26
Тираж 100 экз. Заказ 611.

Ещё свежи в памяти и первый искусственный спутник Земли, и триумфальные полёты Ю.А.Гагарина и В.В. Терешковой. Но в наши дни российские ракеты вместе с дорогостоящими спутниками нередко уходят со старта не в космос, а «за бугор», а средства массовой информации пишут о «крайне неэффективном управлении космической отраслью» и даже о «коллективной безответственности» нынешнего российского космического ведомства. Для расследования взрыва «Протона-М», случившегося на космодроме Байконур в июле 2013 г., была создана специальная правительственная комиссия, которая пришла к выводу о том, что ошибки были допущены при сборке ракеты, и решила проверить предполагаемых виновников аварии на детекторе лжи. Результаты проверки остались неизвестными, однако руководство отрасли было обновлено. Но окажутся ли новые руководители лучше старых? Да и только ли в руководителях дело? Всё это не может не беспокоить тех, кто советскую, затем российскую ракетно-космическую отрасль создавал.

Не менее беспокоит их и то, что студенты российских вузов не получают более необходимой для работы в этой отрасли подготовки. В немалой степени ввиду отсутствия соответствующей литературы. Сочинения кумира советской технической интеллигенции К.Э. Циолковского не кажутся более современными, а С.П. Королёв и другие советские первопроходцы практического космоса так были заняты при жизни насущными проблемами и так связаны секретностью, пронизывавшей в СССР всё, что относилось к космосу, что не оставили после себя литературного наследия.

В основу этой книги положены лекции по дисциплине «Проектирование и функциональные системы космических аппаратов», на протяжении многих лет читавшиеся автором студентам базовой кафедры №533 факультета кибернетики МИРЭА при ВНИИЭМ. Однако ни кафедры, ни лекций не было

бы, если бы в конце 50-х гг. прошлого столетия выдающийся советский электротехник А.Г. Иосифьян при поддержке С.П. Королёва не заложил в своём институте космическое направление. Если бы наследникам Иосифьяна не удалось сохранить это направление в «лихие 90-е». И если бы оно не было продолжено в наши дни коллективом ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ».

Автор стремился к достаточно полному и в то же время доступному изложению того круга физико-технических вопросов, с которыми сталкивались, сталкиваются и будут сталкиваться разработчики космических аппаратов. Но едва ли всё, к чему он стремился, ему удалось. А потому любые критические замечания читателей будут приняты автором с благодарностью.

Автор считает своим долгом поблагодарить Б.В. Карбасникова, Заслуженного конструктора РФ, бывшего руководителя СКБ ВНИИЭМ, за профессиональную критику и другую помощь при написании книги.

Автор

*Вручать дела данной
промышленности лицам, ею
живущим, не ведёт
к наилучшим следствиям,
хотя послушать таких лиц
преполезно.*

*(Д.И. Менделеев,
К познанию России, 1906 г.)*

1. От ТЗ к КД через компьютерное моделирование

КА – это разновидность АО, то есть автономных объектов. Но что такое автономный объект?

В наше время таких объектов множество. Автомобиль, движущийся по автомагистрали или по бездорожью; надводный или подводный корабль пересекающий море или океан; воздушный шар, дирижабль или самолёт, перемещающиеся в земной атмосфере, – всё это примеры АО. К ним относятся и КА, функционирующие в заатмосферном (космическом) пространстве. Ну, а вслед за Циолковским к АО можно отнести и всю нашу Землю – чем не космический корабль?

Все АО объединяются следующими признаками: целевым назначением; отсутствием материальных связей с другими объектами; ограниченностью собственных материальных и (или) энергетических ресурсов, а значит, и времени активного существования; возможностью потреблять запасённую на борту химическую или ядерную энергию или получать энергию от Солнца. А также возможностью обмениваться информацией с Землёй и другими АО посредством электромагнитных волн.

Среди прочих АО КА выделяются тем, что нуждаются в выведении на околоземную орбиту или на заданную космическую

траекторию, что связано с преодолением земного тяготения и осуществляется с помощью ракет-носителей. Практическая космонавтика родилась тогда, когда появились соответствующие ракеты-носители.

С точки же зрения процесса проектирования КА представляют собой одну из разновидностей наукоёмких технических изделий и разрабатываются так же, как и другие подобные изделия.

1.1 Стадии разработки

Слово «проект» в наше время приобрело неоправданно широкое распространение и из сферы техники перекочевало в гуманитарную сферу (проект того или иного издания, проект телешоу, туристический проект и так прочее). Вследствие чего возникает необходимость в каждом конкретном случае уточнять смысл слов «проект», «проектирование» или «разработка проекта». В технике эти понятия однозначно определены государственными стандартами, или ГОСТами.

В СССР в качестве заказчика новых КА всегда выступало то или иное государственное ведомство (министерство). В настоящее время, помимо российских государственных структур, заказчиком КА может оказаться и крупная частная компания, и Российская академия наук, и то или иное иностранное государство.

В любом случае разработка КА начинается с технического задания (ТЗ), в котором заказчиком должны быть сформулированы технические, прикладные или научные задачи, которые должен решить КА. В максимально точной формулировке этих задач заинтересованы как заказчик КА, так и исполнители разработки, а потому документ этот нередко рождается в спорах и в процессе разработки по самым разным причинам может корректироваться. Но именно появление первого со-

гласованного двумя сторонами варианта ТЗ кладёт начало новой разработке.

Ну, а далее вступает в силу ГОСТ 2-103-68 под названием «Стадии разработки», утверждённый Комитетом стандартов, мер и измерительных приборов при Совете Министров СССР в 1967 г. и переизданный в 1995 г. (то есть благополучно переживший распад СССР).

Стадии разработки, регламентированные указанным ГОСТом, перечислены в Табл.1.1.

Табл.1.1

№	Стадия разработки
1	Техническое предложение
2	Эскизный проект
3	Технический проект
4	Рабочая конструкторская документация: а) опытного образца (опытной партии) изделия, б) серийного (массового) производства

Техническое предложение (ТП) формулируется разработчиком (или разработчиками) и должно отвечать на вопрос: **как можно решить поставленную в ТЗ задачу (задачи).**

Оно формулируется с целью выявления дополнительных или уточнённых требований к изделию, которые по тем или иным причинам не были указаны в ТЗ, но которые целесообразно сформулировать на основе **предварительной** конструкторской проработки и анализа различных вариантов изделия. Вариантов этих может быть много, и выбрать из них наиболее целесообразный не всегда бывает просто. А потому первая стадия разработки обязательно включает в себя этап рассмотрения, а значит и обсуждения, и утверждения ТП.

На основе ТП выпускается эскизный проект (ЭП), представляющий собой **черновое решение** поставленной в ТЗ технической задачи. При необходимости стадия ЭП включает в

себя этап изготовления и испытания макетов отдельных узлов или изделия в целом. Согласно ГОСТу 2.119-73 это делается с целью установления принципиальных (конструктивных, схемных и др.) решений изделия, дающих общее представление о принципе работы и (или) устройстве изделия (если это целесообразно сделать до разработки технического проекта). В конце стадии разработки эскизного проекта он также рассматривается и утверждается.

Согласно ГОСТу 2.120-73 технический проект разрабатывают с целью выявления окончательных технических решений, дающих полное представление о конструкции изделия, когда это целесообразно сделать до разработки рабочей документации. Другими словами, **технический проект – это окончательное решение** «на бумаге» технической задачи, сформулированной в ТЗ. Он должен быть настолько продуманным и обоснованным, чтобы на его основе можно было приступить к разработке рабочей конструкторской документации (КД) опытного образца изделия.

Перечисленные стадии и представляют в совокупности то, что конструкторы называют проектированием

Что же касается рабочей (конструкторской) документации, то она должна быть адаптирована к конкретному производству, которое следует за разработкой и в понятие «проектирование» уже не входит.

1.2. Язык конструкторов

«Математика – это язык», – утверждал математик Гаусс. Но и конструкторы имеют свой язык, толковый словарь которого заключён в совокупности действующих ГОСТов, регламентирующих не только стадии разработки.

Конструкторы признают четыре типа изделий: деталь, сборочную единицу, комплекс и комплект (ГОСТ 2.101-68).

Деталью называют изделие, изготовленное из однородного по наименованию и марке материала без применения сборочных операций. Примеры деталей: винт; винт хромированный; литой корпус, печатная плата, отрезок кабеля или провода заданной длины и т. п.

Если же составные части изделия подлежат соединению между собой на предприятии-изготовителе путём свинчивания, сочленения, склёпки, сварки, пайки, опрессовки, развальцовки, склеивания и т. п., получаем изделие, называемое сборочной единицей. Примеры сборочных единиц: автомобиль; станок; телефонный аппарат; электронный микромодуль; космический аппарат.

Тем самым, КА, независимо от его состава и технической сложности – это на языке конструктора всего лишь сборочная единица.

Комплексом называют два или более специфицированных изделия (то есть имеющих перечень входящих в них деталей и сборочных единиц), не соединённых на предприятии-изготовителе сборочными операциями, но предназначенных для выполнения взаимосвязанных эксплуатационных функций. Примеры комплексов завод-автомат, автоматическая телефонная станция, бурильная установка, корабль, изделие, состоящее из метеорологической ракеты, пусковой установки и средств управления, и т.п.

Откуда следует, что стоит установить КА на ракете-носителе, как из самостоятельной сборочной единицы он превращается в часть комплекса. Частью комплекса КА остаётся и после отделения от ракеты-носителя. Но теперь он составляет комплекс уже не с нею, а с наземными (а возможно, и не только наземными) станциями слежения и приёма посылаемой им посредством радиолинии информации.

Четвёртая (и последняя) разновидность изделий, выделяемая ГОСТом – это комплект, под которым понимают два или

более изделий, не соединяемых сборочными операциями на предприятии-изготовителе и представляющих собой набор изделий, имеющих общее эксплуатационное назначение вспомогательного характера. Примеры комплектов: комплект измерительной аппаратуры; комплект запасных частей; комплект упаковочной тары и т. п.

КА, космические комплексы и комплекты к ним разрабатываются до деталей, а рабочая конструкторская документация (КД) на них выпускается в соответствии с Единой системой конструкторской документации (ЕСКД), включающей в себя целый пакет ГОСТов.

В принципе, имея на руках спецификацию (то есть зная состав сборочной единицы, комплекса или комплекта) и располагая чертежами всех деталей, любое изделие можно и изготовить, и собрать. Но это только в принципе. На практике, помимо спецификаций и чертежей деталей, приходится выпускать множество других (вспомогательных) КД.

В соответствии с ГОСТом 2.102-68 к таким КД относятся следующие документы: сборочный чертёж; чертёж общего вида; теоретический чертёж; габаритный чертёж; электромонтажный чертёж; монтажный чертёж; упаковочный чертёж; схемы; ведомость спецификаций; ведомость ссылочных документов; ведомость покупных изделий; ведомость разрешения применения покупных изделий; ведомость держателей подлинников; ведомость технического предложения; ведомость эскизного проекта; ведомость технического проекта; пояснительная записка; технические условия; программа и методика испытаний; таблицы; различного рода расчёты; эксплуатационные документы; ремонтные документы; инструкции.

По большей части, название того или иного КД вполне объясняет его содержание. Сборочный чертёж, например, – это документ, содержащий изображение сборочной единицы и другие данные, необходимые для её сборки (изготовления) и кон-

троля. Чертёж общего вида определяет конструкцию изделия, взаимодействие его составных частей и поясняет принцип работы изделия. Теоретический чертёж определяет геометрическую форму (обводы изделия) и координаты расположения его составных частей. Ведомость разрешения применения покупных изделий необходима потому, что не всякое изделие земного назначения можно применять в космических условиях. Ведомости ТП, ЭП и технического проекта содержат перечни документов, вошедших в ТП, ЭП и технический проект. В пояснительной записке описывается устройство и принцип действия разрабатываемого изделия, а также обосновываются принятые при его разработке технические и технико-экономические решения. Технические условия (ТУ) содержат требования к изделию (совокупность всех показателей, норм, правил и положений), а также требования к его изготовлению, контролю, приёмке и поставке, которые нецелесообразно указывать в других конструкторских документах. Инструкция содержит указания и правила, используемые при изготовлении изделия (сборке, регулировке, контроле, приёмке и т.п.).

Пример построения полного комплекта конструкторских документов комплекса приведен в Приложении к ГОСТу 2.102-68.

«Главные» в этом примере, как уже отмечалось, спецификации комплексов, сборочных единиц и комплектов, а также чертежи деталей. В комплекс могут входить другие комплексы, при этом число единиц вхождения не ограничивается. Могут входить в комплекс и самостоятельные сборочные единицы, а в эти сборочные единицы – другие сборочные единицы (число единиц вхождения также не ограничивается). Не ограничивается и число единиц вхождения комплектов в выделенный (для примера) комплект.

Что же касается «вспомогательных» КД (монтажных или сборочных чертежей, схем, ведомостей и т.п.), то их выбор и число определяются по необходимости в процессе разработки.

ЕСКД унифицирует не только виды изделий и комплектность КД, но и многое другое (изображение проекций и сечений, обозначения допусков и посадок, классов обработки поверхностей, указания покрытий и т. п.).

Современный язык конструктора не прост и на его освоение у конструкторов (уже после окончания того или иного учебного заведения и «возведения» в штатную должность конструктора) уходит не один год.

Но ГОСТы далеко не единственное, что необходимо освоить конструктору, чтобы почувствовать себя профессионалом.

1.3. 3D визуализация

Советские КБ, СКБ и ОКБ, в которых проектировались первые КА, располагались в больших светлых помещениях, заставленных кульманами, к доскам которых были «прикреплены» большие листы плотной белой бумаги, называвшейся ватманом. А стоявшие или сидевшие за кульманами конструкторы для изображения на ватмане своих задумок пользовались карандашами, ластиками, циркулями, тушью, рейсфедерами и прочими канцтоварами. Однако в 70-80-х гг. прошлого века в СССР началась «компьютеризация всей страны» – и теперь таких КБ, СКБ и ОКБ, по крайней мере, в российской космической отрасли, уже не встретишь. Как не встретишь и конструкторов, которые гордились бы своей способностью изобразить на листе ватмана любую проекцию или разрез того или иного КА (что действительно требует немалого пространственного воображения и дано не каждому).

Появление компьютеров с большой оперативной памятью, удовлетворительным быстродействием и, что не менее важно, появление дисплеев с большой площадью экрана и большим числом пикселей на единицу площади экрана позволило разработать пакеты специальных компьютерных программ, даю-

щих возможность осуществлять трёхмерное (3D) моделирование любой твердотельной конструкции. Компьютер запоминает координаты характерных точек деталей конструкции и конструкции в целом, визуализирует конструкцию на экране дисплея, находит новые координаты при виртуальных поворотах или перемещениях конструкции в пространстве – чем и даёт в руки конструктора уникальный рабочий инструмент, какового ранее конструкторы не имели. Мало того, что зрение конструктора из плоского превратилось в объёмное. Теперь конструктор получил возможность вывести на экран дисплея ту или иную проекцию или разрез разрабатываемой конструкции, не очень-то напрягая своё воображение. А также выделить чертёж отдельного компонента или детали, интегрировать виртуальную конструкцию с инженерными расчётами, программами для станков и бухгалтерскими программами, придать виртуальным материалам свойства реальных материалов (как-то прозрачность, ту или иную способность рассеивать свет, шероховатость и рельеф). И даже сформировать программы для станков с числовым программным управлением (ЧПУ) и 3D принтеров, которые и изготовят необходимые детали. После чего тот же компьютер проверит качество сборки всей конструкции.

Компьютеризация проектирования уже привела к появлению таких документов, как ГОСТ 2.004-88 («Общие требования к выполнению конструкторских и технологических документов на печатающих и графических устройствах вывода ЭВМ») и ГОСТ 2.123-93 (1995) («Комплектность конструкторских документов на печатные платы при автоматизированном проектировании»). И едва ли на этом революционное воздействие компьютеризации на язык конструкторов и конструкторское дело остановится. Поживём – увидим.

На Рис.1.1 для примера показана трёхмерная твёрдотельная модель метеорологического ИСЗ «МЕТЕОР – М», визуа-

лизированная на дисплее компьютера. Этот аппарат не был первым аппаратом такого типа, разработанным конструкторами ВНИИЭМ. Такие его элементы, как гермоотсек (цилиндр в центральной части аппарата) и панели солнечных батарей (крылья аппарата), были заимствованы из предшествующих конструкций. Однако, по сравнению с теми же предшественниками, в новой конструкции были существенным образом обновлены оптические и радиоустройства (в том числе радиоантенны), предназначенные для дистанционного зондирования земной поверхности и связи с Землёй. А потому потребовалась новая компоновка аппарата, повлекшая за собой необходимость нового согласования полей обзора оптических приборов и диаграмм направленности антенн. Эта компоновка и это согласование и были осуществлены с помощью трёхмерной модели.

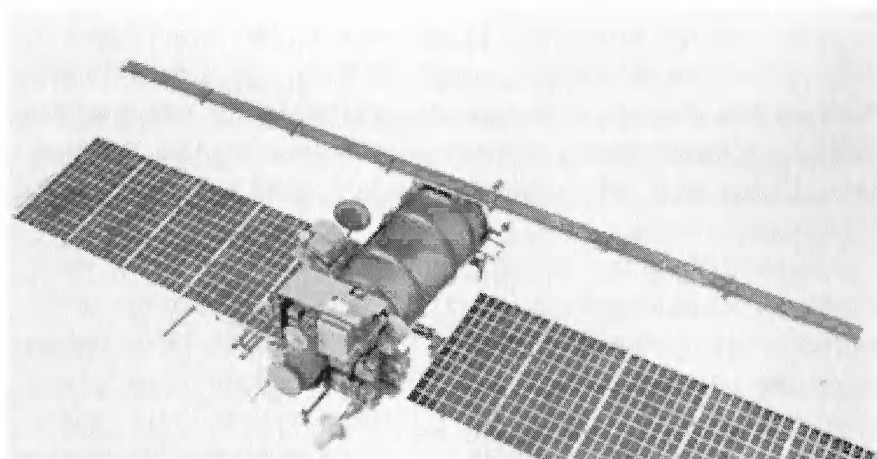


Рис. 1.1. Компьютерная визуализация КА «Метеор-М»

Помимо этого, модель позволила промоделировать свёртывание конструкции ИСЗ (для его установки под обтекателем ракеты-носителя) и её развёртывание, то есть раскрытие солнечных батарей и приведение в рабочее состояние антенн по-

сле вывода спутника на заданную орбиту и отделения аппарата от ракеты-носителя.

Модель оказалась полезной и продемонстрировала свою эффективность и при выпуске рабочей документации, и при сборке КА.

А всё это вместе взятое означает, что нынешним конструкторам, ко всему прочему, надо быть и весьма «продвинутыми» пользователями ПК.

1.4. Трудно быть Главным

Быть конструктором непросто. Ещё труднее быть Главным конструктором.

Институт главных конструкторов, осуществлявших разработку различных видов вооружения и пользовавшихся особым доверием советской власти и советского народа, сложился в СССР в годы Великой Отечественной войны. Имена главных не афишировались, но среди специалистов и в трудовых коллективах имена эти были хорошо известны. После запуска первого ИСЗ советские газеты запестрели публикациями, посвящёнными отечественным космическим успехам, в которых Сергей Королёв назывался Главным конструктором (без имени), а президент АН СССР академик Мстислав Келдыш Главным теоретиком (также без имени). Но это были секреты полишинеля. Тем более, что Указы о награждении Главных публиковались открыто.

И в кругу специалистов, и в коридорах власти главный конструктор ракетных двигателей (РД) Валентин Глушко пользовался не меньшей известностью, чем Королёв. В один и тот же год (1957) они стали лауреатами Ленинской премии, в один и тот же (1958) – Действительными членами АН СССР. Одновременно получили они и по две звезды Героя Социалистического Труда (1956 и 1961). Тем не менее, Глушко считал себя, по всей видимости, недооценённым. И к 55-му дню рождения Королёва пре-

поднёс ему своеобразный подарок: настольный макет одного из своих двигателей с надписью: «Дорогой Сергей, ты ещё долго будешь гарцевать на этом коне».

Такой подарок можно бы было воспринять как шутку не лишённого остроумия Глушко, если бы в это время королёвское ОКБ1 не приступило к разработке невиданной дотоле ракеты Н-1 (5-ступенчатой, с общей длиной 105 м, максимальным диаметром 17 м и стартовой массой почти 3000 т), а Глушко не отказался бы разрабатывать РД для этой ракеты. В результате двигатели (кислород-керосиновые) пришлось разрабатывать не ракетчику, а авиатору Кузнецову. И получились они недостаточно мощными. Так что для создания необходимой тяги на Н-1 их пришлось устанавливать три десятка (по двум concentрическим окружностям на дне ракеты).

Ну, а в 1966 г. Королёва не стало, а его место занял другой главный – академик Василий Мишин, которому и пришлось дорабатывать и запускать Н-1.

Королёвым ракета Н-1 задумывалась для вывода на околоземную орбиту тяжёлой орбитальной станции (массой 75 т) и для последующих полётов к Марсу. С проектом марсианской экспедиции при наличии соответствующего допуска в ОКБ1 можно было ознакомиться уже в 1965 г. Однако в июле 1969 г. с мыса Канаверал к Луне стартовал «Аполлон-11» с тремя американскими астронавтами на борту, а новоиспечённому главному Мишину пришлось оправдываться перед Политбюро ЦК КПСС за «проигрыш» Луны и обещать срочно «исправиться».

Только этим можно объяснить тот факт, что два запуска Н-1 были осуществлены в том же 1969 г., причём второй из них – всего за две недели до старта «Аполлона-11». В СССР до последнего надеялись «не проиграть американцам» Луну. Третий и четвёртый запуски произошли в 1971 г. и в 1972 г. Все четыре были неудачными. При этом Н-1 №3 при взрыве оставил на космодроме воронку диаметром 40 м и глубиной 15 м. В 1976

г. (не без «помощи» Глушко) работы по Н-1 были прекращены. Чем и закончился проект первого по-настоящему межпланетного путешествия, задуманного неуёмным Королёвым.

В 70-х гг. прошлого столетия многие в СССР, в том числе многие советские главные, говорили, что, проживи Королёв лишний десяток лет – и Луна была бы «нашей», а на Марсе первыми были бы советские космонавты-астронавты. Почему в это верили? А потому, что Королёв, с его системным подходом к технике и его характером, никогда бы не согласился запускать недоработанную ракету. В то время как Мишин, не имея ни королёвского авторитета, ни королёвского характера, под давлением политиков на это пошёл.

Ну, а когда шок от американских лунных успехов и гибели Н-1 прошёл, стали появляться аналитические доклады и статьи, авторы которых доказывали, что Н-1 и не могла взлететь. Поскольку из-за газодинамического взаимодействия потоков, создаваемых соплами РД, тяга трёх десятков керосин-кислородных двигателей всегда будет существенно меньше суммы тяг таких двигателей, работающих по отдельности. Так это на самом деле или не так, теперь уже вряд ли кто убедительно докажет. Едва ли помогут в таком доказательстве и компьютеры. Поскольку они однозначно отвечают лишь на те вопросы, ответы на которые уже заложены в постановке задачи.

Ничто из того, что не было бы так или иначе проверено на Земле, на борт ракеты-носителя или КА не устанавливается. Но то, что прекрасно работает по отдельности, вместе на борту ракеты или КА может и не работать.

Проблема совместимости оборудования – одна из тех проблем, которую ни главный конструктор, ни его помощники, несмотря ни на какие психологические или политические трудности, не имеют права выпускать из своего поля зрения на всех стадиях разработки, испытания и запуска в космос нового изделия.

2. Попытка классификации

Первый искусственный спутник Земли (ИСЗ) открыл дорогу в космос тысячам КА, запускавшихся на различные орбиты и траектории в разных странах мира. В СССР (РФ) только ВНИИЭМ, ныне ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», осуществил запуск более 80-ти различных космических аппаратов. Так что теперь без классификации КА уже не обойтись, хотя общепринятой их классификации пока не существует.

Если не вдаваться в детали, то все КА, побывавшие в космосе, можно разбить на пять классов: ИСЗ, лунные космические аппараты (ЛКА), межпланетные космические аппараты (МПКА), космические зонды (КЗ) и спутники Солнца (СС).

СС – это малые рукотворные планеты, разгоняемые реактивными двигателями до скоростей, больших второй космической (11,2 км/с) – чтобы преодолеть земное притяжение, но меньших третьей космической (16,7 км/с) – чтобы не покидать пределов Солнечной системы. В отличие от СС КЗ призваны путешествовать по Солнечной системе, приближаясь к Солнцу, удаляясь от него или выходя из плоскости эклиптики. Американский КА «Пионер-10» в 1972 г. стал первым аппаратом, который достиг пояса астероидов, преодолел притяжение Солнца и пролетел вблизи Юпитера.

МПКА (или КЗ?) «Вояджер», преодолев за три десятилетия 17 млрд. км, достиг периферии Солнечной системы и передал «по дороге» на Землю фотографии Юпитера и Сатурна.

Хотя земляне пока не долетали до иных планет, запущенные ими КЗ и МПКА существенно расширили представления землян о Венере, Марсе, Меркурии, Юпитере и Сатурне. Ну, а ЛКА «Аполлон», на котором в 60-70-х гг. прошлого века американские астронавты осуществили шесть успешных экспедиций на Луну, приблизил последнюю к Земле настолько, что теперь

уже мало кто сомневается в исторически скорой колонизации Луны землянами.

Однако более 90% запущенных к настоящему времени КА были ИСЗ, то есть аппаратами, разгонявшимися до скоростей, больших первой космической (7,9 км/с), но меньших второй космической. И работавших на околоземных орбитах или, как иногда говорят, на финитных траекториях.

Именно ИСЗ и будут находиться далее в центре нашего внимания.

2.1 Классика небесной механики

Когда родился английский физик Ньютон (1643 г.), немецкого астронома Кеплера уже не было в живых, но созданная этими учёными небесная механика неразрывно связала в памяти потомков их имена. Кеплер строил небесную механику эмпирически, наблюдая за движением планет с помощью телескопа, а Ньютон – на основе открытого им закона Всемирного тяготения

Сила гравитационного притяжения, действующая на малую массу m со стороны большой массы M , в соответствии с этим законом может быть записана как:

$$\mathbf{F} = -\gamma (mM/r^3)\mathbf{r}, \quad (2.1)$$

где γ – гравитационная постоянная, а $\mathbf{r}$ – радиус-вектор планеты или ИСЗ, проведённый из центра сил O , принятого за начало координат, то есть из центра Солнца, если речь идёт о планетах, или из центра Земли, если речь идёт об ИСЗ. Момент центральной силы $\mathbf{F}$ относительно центра сил, очевидно, равен нулю, а значит, момент импульса планеты или ИСЗ (с выключенными реактивными двигателями) относительно точки O с течением времени не изменяется:

$$\mathbf{L} = [\mathbf{r}m\mathbf{v}] = \text{Const} \quad (2.2)$$

Следовательно, и планета, и пассивный ИСЗ движутся по плоской траектории, плоскость которой нормальна к вектору L . Поэтому орбиты планет и ИСЗ изображают обычно в полярных координатах, а их орбитальное движение удовлетворяет условию:

$$r^2(d\varphi/dt) = L/m = \text{Const} \quad (2.3)$$

Строго говоря, в обоих случаях следовало бы решать задачу не одного, а двух тел, введя для этого систему координат, связанную с центром масс этих тел. Но, если m ничтожно мала по сравнению с M , центр масс двух тел практически совпадает с центром большей массы. Он-то и принимается за начало отсчёта, а приближение поля центральных сил, создаваемых большой массой (для ИСЗ это масса Земли M_3), позволяет достаточно точно рассчитать движение малой массы m (массы ИСЗ).

ИСЗ обладает кинетической энергией

$$\begin{aligned} W_k &= mv^2/2 = (m/2)[(dr/dt)^2 + (r d\varphi/dt)^2] = \\ &= (m/2)[(dr/dt)^2 + (L/mr)^2], \end{aligned} \quad (2.4)$$

потенциальной энергией

$$W_{\pi} = -\gamma (mM_3/r) \quad (2.5)$$

и полной энергией

$$W = W_k + W_{\pi}, \quad (2.6)$$

где r и φ – полярные координаты ИСЗ, t – время.

При этом и потенциальная, и полная энергии ИСЗ отрицательны, что и означает, что ИСЗ находится в потенциальной гравитационной яме, созданной Землёй. Вследствие чего уйти от Земли он не может и совершает финитное движение.

Выражение (2.6) может быть записано в виде:

$$(dr/dt)^2 + (L/mr)^2 - 2\gamma M_3/r = 2W/m = \text{Const}, \quad (2.7)$$

а константы (2.3) и (2.7) позволяют получить уравнение траектории:

$$r = p/(1 + e \cos \varphi), \quad (2.8)$$

в котором

$$p = L^2/\gamma m^2 M_3 \quad (2.9)$$

$$e = (2WL^2/\gamma^2 m^3 M_3^2 + 1)^{1/2} \quad (2.10)$$

Поскольку полная энергия ИСЗ отрицательна, величина e , называемая эксцентриситетом орбиты, меньше единицы, а уравнение (2.8), в более общем случае называемое уравнением конических сечений, оказывается уравнением эллипса, один из фокусов которого есть центр Земли (первый закон Кеплера). Величину p называют параметром орбиты ($p = r$ при $\varphi = \pi/2$, Рис. 2.1).

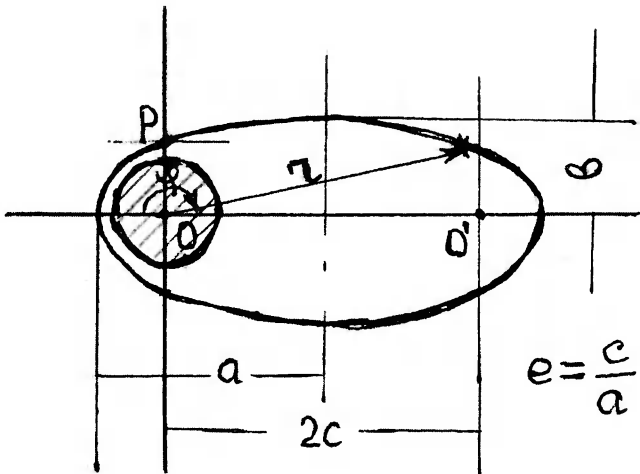


Рис. 2.1. ИСЗ обращается вокруг Земли по эллиптической орбите, один из фокусов которой (т. О) совпадает с центром Земли: $2c$ – межфокусное расстояние, a и b – большая и малая полуоси эллипса, $e = c/a$ – эксцентриситет, p – параметр орбиты, r и φ – полярные координаты ИСЗ

ИСЗ, выведенный в заданную точку околоземного пространства с заданным вектором скорости (после чего реактив-

ные двигатели уже не работают), движется вокруг Земли так же, как движутся планеты вокруг Солнца. В частности, при этом сохраняется секторальная скорость

$$\sigma = (r^2 d\varphi/dt)/2 = L/2m, \quad (2.11)$$

то есть выполняется второй закон Кеплера.

Период обращения ИСЗ равен площади орбиты S , делённой на секторальную скорость:

$$T = S/\sigma = \pi ab/\sigma, \quad (2.12)$$

где a и b – большая и малая полуоси эллипса (Рис. 2.1), а квадрат периода обращения определяется большой полуосью эллипса и равен

$$T^2 = (4\pi^2/\gamma M_3)a^3, \quad (2.13)$$

что представляет собой третий закон Кеплера.

Приравняв полную энергию ИСЗ нулю, из (2.7) находим выражение для второй космической скорости:

$$v_2 = (2\gamma M_3/R_3)^{1/2}, \quad (2.14)$$

где $R_3 = 6380$ км – радиус Земли. А вычислив скорость ИСЗ, движущегося по круговой орбите ($e = 0$) с радиусом, равным радиусу Земли, находим первую космическую скорость:

$$v_1 = (\gamma M_3/R_3)^{1/2} \quad (2.15)$$

Если скорость КА превышает v_2 , по гиперболической траектории он покидает околоземное пространство.

Атмосфера Земли не позволяет запускать ИСЗ на круговую орбиту с радиусом, равным радиусу Земли (или близким к нему). Но, по крайней мере, в принципе, такая орбита может быть создана искусственно (с помощью вакуумированной трубы).

2.2 Прецессия околоземных орбит

Земля шар, но шар не идеальный. У географических полюсов он несколько сплюснут. Вследствие чего гравитационный потенциал Земли приобретает небольшую добавку и может быть записан как:

$$U(r, \varphi) = \gamma M_3 / r - (\varepsilon / r^3) f(\varphi), \quad (2.16)$$

где ε – некая (относительно небольшая) величина ($\varepsilon / r^3 \ll \gamma M_3 / r$), а $f(\varphi)$ – некая функция углового положения КА (географической широты). А потому сила притяжения КА к Земле перестаёт быть строго центральной, и появляется момент силы, изменяющий положение плоскости орбиты, то есть заставляющий её непрерывно смещаться, или прецессировать вокруг земной оси. Прецессия орбиты наблюдалась уже у первого ИСЗ.

Формула (2.16) позволяет утверждать, что прецессия низкоорбитальных спутников значительнее, чем прецессия высокоорбитальных. И что она зависит от наклона плоскости орбиты к земному экватору. Эта же формула позволяет получить приближённое выражение для угловой скорости прецессии:

$$\omega_l = k \cos i, \quad (2.17)$$

где k – постоянный коэффициент, а i – наклонение орбиты, то есть угол между плоскостью земного экватора и плоскостью орбиты. Изменяя наклонение, можно изменять ω_l , в том числе для низкоорбитальных КА. При этом величина ω_l остаётся много меньшей угловой частоты обращения ИСЗ вокруг Земли $2\pi/T$, где T – период обращения ИСЗ.

Если $\cos i > 0$, долгота восходящего узла орбиты всё время убывает, то есть плоскость орбиты сдвигается на запад. Такие орбиты и такие ИСЗ называют прямыми. Если $\cos i < 0$, говорят об обратной прецессии.

ИСЗ на прецессирующей орбите виток за витком «покрывает» своими антеннами и объективами оптических приборов

всю поверхность Земли. Что, вроде бы, и неплохо. Но с прикладной точки зрения неконтролируемая прецессия, как и её отсутствие, не всегда желательны. Например, если на ИСЗ установлена фото- или телевизионная аппаратура для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), очень важно обеспечить благоприятные и неизменные условия освещённости объекта съёмки, то есть подспутниковой земной поверхности. В то время как из-за прецессии орбиты освещённость поверхности Земли, находящейся под ИСЗ, всё время изменяется.

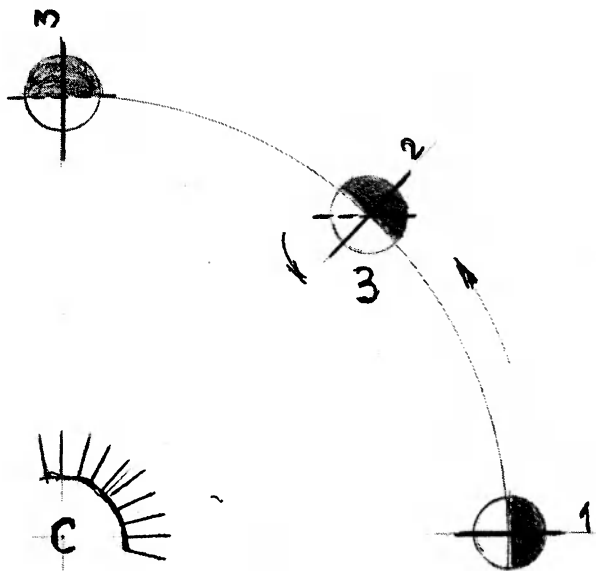


Рис. 2.2. Прецессия орбиты ИСЗ, синхронная с обращением Земли вокруг Солнца

На Рис. 2.2 показан участок земной орбиты вместе с Солнцем (С), Землёй (З) и орбитой ИСЗ, фотографирующего поверхность Земли. Идеальная (полуденная) освещённость на дневной стороне Земли соответствует положению 1, при котором плоскость орбиты ИСЗ нормальна к плоскости земной орбиты,

а направление на Солнце лежит в плоскости орбиты ИСЗ. Если же последняя не прецессирует, вследствие движения Земли очень скоро она уйдёт с дневной стороны Земли в сумерки – конфигурации 2 и 3, пунктирные линии. Вследствие чего фотосъёмка в видимом диапазоне длин световых волн станет практически невозможной. Нельзя избежать ухода ИСЗ вместе с фотоаппаратом в тень и при неконтролируемой прецессии.

Для того, чтобы поддерживать хорошую освещённость подспутниковой территории, ИСЗ запускают на почти полярную орбиту с наклоном i , несколько превышающим $\pi/2$, чем и достигается скорость прецессии орбиты около одного углового градуса в сутки. Но и Земля с той же (примерно) угловой скоростью (в круге 360 градусов, а в году 365 суток) перемещается вокруг Солнца. Вследствие чего условия освещённости оказываются оптимальными и неизменными (Рис. 2.2, сплошные линии в положениях 1, 2 и 3).

Такие орбиты называют синхронно-солнечными.

2.3 Орбиты низкие и высокие

Использованные к настоящему времени орбиты ИСЗ можно разделить на низкие экваториальные; низкие приполярные (синхронно-солнечные); низкие с произвольным наклоном, а значит, и с произвольной прецессией. А также высокие круговые, из коих особенно интересна геостационарная орбита (ГСО), и высокоэллиптические (Рис. 2.3).

Низкая экваториальная орбита характеризуется не только нулевым или почти нулевым эксцентриситетом и соответственно одинаковыми высотами над поверхностью Земли в апогее ($h_{\max} = r_{\max} - R_3 \ll R_3$) и перигее ($h_{\min} = r_{\min} - R_3 \ll R_3$). Но также возможностью использовать при запуске вращательное движение Земли (линейная скорость которого на экваторе достигает 450 м/с), что значительно экономит ракетное топливо.

Для таких запусков удобно использовать территорию экваториальной Африки, где космодромов, насколько известно, пока нет, а также север Южной Америки, где космодром (во французской Гвиане, то есть почти на экваторе) существует и успешно функционирует.

Приполярные синхронно-солнечные орбиты близки к круговым и имеют наклонение $i = 91-93^\circ$, что и обеспечивает скорость прецессии орбиты около градуса в сутки.

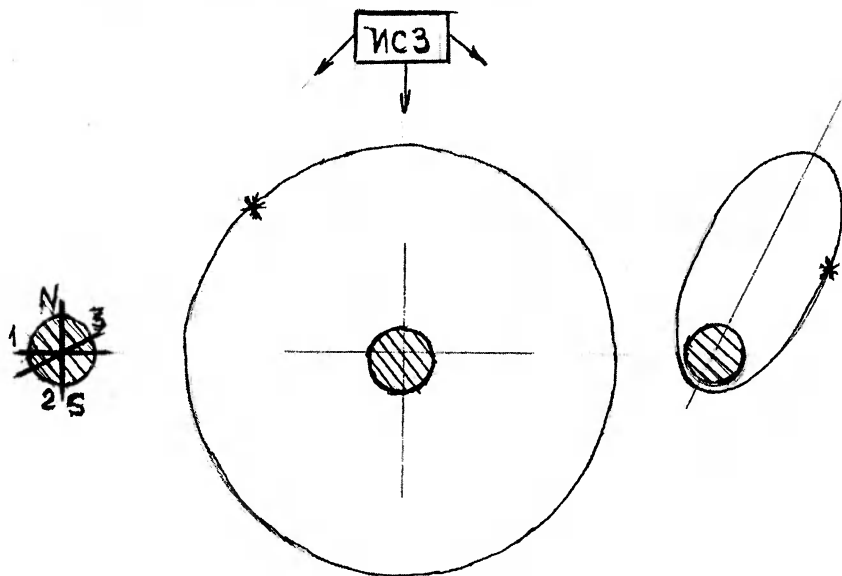


Рис. 2.3. Типичные орбиты ИСЗ: слева - пересечения плоскостей низких орбит с земным шаром (1 - круговая экваториальная орбита, 2 - круговая полярная, 3 - орбита с произвольным наклонением, N и S - северный и южный полюсы Земли), справа - высокоэллиптическая орбита, в центре - геостационарная орбита

Низкие орбиты с наклонением от 0 до $\pi/2$ используются для удовлетворения потребностей тех стран, которым такие орбиты удобны для получения спутниковой информации о своей территории.

Высокие полярные круговые орбиты имеют наклонение $i = 90^\circ$, и высоту над поверхностью Земли $h_{\max} = h_{\min} > R_3$. Такие орбиты практически не прецессируют.

Экваториальная геостационарная, или геосинхронная орбита (ГСО) интересна тем, что находящийся на ней ИСЗ вращается вокруг земной оси с той же угловой скоростью, что и Земля. Так что для земного наблюдателя он оказывается неподвижным. Большую полуось эллипса, или радиус такой орбиты можно найти из выражения (2.13), если положить в нём T равным 24-м часам. Радиус оказывается равным 42,4 тыс. км. Вычитание из этой величины земного радиуса R_3 даёт $h = 36$ тыс.км. С течением времени под действием тормозящих сил геосинхронность геостационарного аппарата может нарушаться. Однако с помощью реактивного двигателя малой тяги её можно восстанавливать.

Высокоэллиптические орбиты интересны тем, что их высота в апогее $h_{\max}$ много больше высоты в перигее $h_{\min}$, в то время как скорость в апогее соответственно меньше (ввиду сохранения момента L). ИСЗ на такой орбите быстро огибает Землю в области перигея, после чего «зависает» над той или иной территорией в области апогея, что используется в прикладных целях (например, для передачи телевизионного изображения). Для того, чтобы такое «зависание» происходило, например, дважды в сутки, период обращения ИСЗ вокруг Земли должен составлять 12 часов, а, высота орбиты в апогее должна быть равна 20 тыс.км.

2.4 Классификация по назначению

Примерно половину из всех запущенных в космос КА можно назвать космическими научно-исследовательскими лабораториями (в СССР это были «Электрон», «Протон», «Космос» и др., в США – «Авангард», «Эксплорер», «ОГО» (Orbital Geophysical Observatory), «ОСО» (Orbital Solar Observatory) и др., в Англии –

«Ариель», во Франции – «Диадем»). В то время как вторая половина КА имела прикладное назначение.

С помощью научно-исследовательских КА изучались: верхняя атмосфера Земли, её геофизические параметры, структура гравитационного поля Земли и планет, солнечный ветер и магнитосфера Земли, радиационные пояса Земли, космическая среда (космические лучи, макрочастицы и т.п.), метеоритная и астероидная опасности (весьма существенные для землян), свойства планет и комет, дальние астрономические объекты. Изучение велось в радио, оптическом, инфракрасном, ультрафиолетовом и рентгеновском диапазонах длин электромагнитных волн.

Прикладные ИСЗ можно разделить на: связные (советская «Молния», американский «Интелсат»); метеорологические (советский, затем российский «Метеор», геостационарный ИСЗ «Электро», а также американские «Тирос» и «Нимбус»); природоресурсные (например, советские «Ресурс» и «Океан»); навигационные (в настоящее время широко известны американская навигационная система GPS и российская система «Глонасс») и геодезические.

Связные ИСЗ обеспечивают глобальную радио- и телефонную связь, телевидение и Интернет, а метеорологические контролируют погоду – и также в глобальном масштабе. Изучение природных ресурсов из космоса ведётся в интересах геологии, сельского хозяйства, рыбной промышленности, лесного хозяйства, контроля загрязнения окружающей среды, а также для одновременного получения метеорологической, гидрологической и океанографической информации.

Навигационные космические системы доступны уже не только капитанам кораблей и пилотам авиалайнеров, но и миллионам автолюбителей. Их значение в современном мире трудно переоценить.

Геодезические ИСЗ отслеживают изменения формы Земли и определяют точные координаты наземных пунктов.

Активно разрабатываются проекты «многоэтажных» спутниковых систем, в которых информация, собираемая семейством низкоорбитальных ИСЗ, должна передаваться на наземные пункты связи через высокоорбитальные (например, геостационарные) аппараты.

Самая последняя (некоторые считают, что самая важная) категория ИСЗ – это спутники-шпионы, обслуживающие интересы оборонных (военных) ведомств разных стран. Информация, интересующая эти ведомства, во всех странах засекречена и лишь по случайности становится достоянием гласности. С точки же зрения процедуры проектирования в этих КА нет ничего особенного. Разрабатываются спутники-шпионы точно так же, как и прочие космические аппараты.

В 2007 г. США запустили специальную миссию Orbital Express, задача которой заключалась в отработке элементов автономного сближения и стыковки спутников без управляющих действий с Земли, а также дозаправки топливом и замены элементов бортового оборудования (тех же спутников-шпионов). Через полгода задача миссии была расширена до отработки «технологии инспектирования спутников на орбите». Тем самым теперь приходится говорить не только о спутниках-шпионах, но и о спутниках, обслуживающих спутники-шпионы, и о спутниках, инспектирующих спутники-шпионы.

Смысл «инспектирования» пока не слишком ясен. Но ближайшие годы его наверняка прояснят.

Ну, а сколь тяжёлыми (массивными) могут быть (бывали) КА?

2.5 От 0,7 кг до 135 т

Первый ИСЗ, спроектированный и запущенный на низкую околоземную орбиту под руководством Королёва, имел массу 80 кг. Корабль «Восток», на котором взлетел в космос и вошёл в

историю Юрий Гагарин, обладал массой около 4 т. Для его запуска потребовалась ракета-носитель, имевшая на старте, то есть заправленная топливом, массу около 400 т.

А вот ИСЗ «Протон», выведенный в космос с помощью 1000-тонной (на старте) ракеты-носителя «Протон», обладал массой уже 17 т, что в своё время было рекордом. Рекорд этот устоял в СССР даже после появления советской орбитальной станции «Мир» (массой около 40 т), поскольку для сборки этой станции в космосе потребовалось несколько ракетных пусков.

Глобальные массовые рекорды в космонавтике принадлежат американцам.

Минимальной массой, по всей видимости, обладал американский КА EPS (Earth Point Satellite), представлявший собой блестящий шар, задействованный в системе геодезических измерений. Он имел массу 0,7 кг. Ну, а максимальной массой, когда-либо выведенной людьми в околоземное космическое пространство, была 135-тонная масса последней ступени ракеты-носителя «Сатурн» вместе с ЛКА «Аполлон». Рекордной была и стартовая масса самого «Сатурна» – 3300 т.

Автоматические космические аппараты (АКА) связного, метеорологического и природоресурсного назначения обладают обычно массой от 0,5 т до 2 т.

В связи с уменьшением массогабаритных характеристик электротехнических изделий, появлением специальных материалов и развитием микроэлектроники, в последнее время наметилась тенденция уменьшения массы (миниатюризации) КА. Однако это направление развития космонавтики требует разработки и более «миниатюрных» ракет. Существующие ракеты-носители создавались в годы «холодной войны» и предназначались отнюдь не для исследования космического пространства.

2.6 Пилотируемые, посещаемые, автоматические

Так могут быть классифицированы КА по признаку обитаемости.

КА «Восток» с Юрием Гагариным на борту считался пилотируемым, а Гагарин тем самым оказался первым космонавтом, или первым пилотом космического аппарата. Однако пилотирование КА не похоже на пилотирование самолёта.

В дальнейшем на околоземные орбиты и на лунную траекторию выводились КА и с двумя, и с тремя космонавтами (астронавтами) на борту. Но чем закончилось «пилотирование» тройки советских космонавтов (Добровольский, Волков и Пацаев), хорошо известно (1971 г.). Гибли и американские астронавты.

Советская орбитальная космическая станция «Мир» была посещаемым КА, то есть могла функционировать как с космонавтами на борту, так и в автоматическом режиме. То же самое можно сказать и о действующей ныне МКС (Международной космической станции).

К настоящему времени в космосе (по большей части на околоземных орбитах) побывало чуть более 500 человек из 36 стран мира. А профессия космонавта (или астронавта) остаётся не только редкой, но и одной из самых опасных.

И пилотируемые, и посещаемые КА нуждаются в достаточно сложных и ответственных системах жизнеобеспечения человека, что выводит проектирование КА из области собственно техники и требует участия в разработке врачей, физиологов и психологов. Но в технической своей части пилотируемые и посещаемые КА не так уж сильно отличаются от АКА,

Далее мы будем говорить преимущественно о беспилотных, то есть об автоматических космических аппаратах, оставляя тему «человек в космосе» другим авторам.

2.7 Очевидное невероятное

Основатель теоретической космонавтики Циолковский приобрёл широкую известность как пропагандист завоевания космического пространства с помощью «реактивных приборов».

Значительно менее известна его работа «Снаряды, приобретающие космические скорости на суше и воде» (1933 г.), в которой была рассмотрена возможность разгона снарядов электро-механическим путём, то есть с помощью не реактивной силы, а силы Ампера, работающей во всех электрических машинах. Чем привлекали Циолковского такие снаряды?

Несмотря на впечатляющее развитие электротехники и освоение ядерной энергии, земная цивилизация в значительной степени продолжает существовать за счёт тепловых двигателей, к коим относятся и мотор автомобиля, и турбина самолёта, и ракетные двигатели, стремительно опустошающие (все вместе взятые) запасы углеводородов, накапливавшихся природой в недрах планеты Земля в течение миллионов лет. Но вот какой парадокс: Для того, чтобы проехать 100 км на автомобиле, не нарушая правил дорожного движения, необходимо потратить около полутора часов времени и сжечь около 10 литров бензина (то есть израсходовать примерно 0,45 ГДж химической энергии), в то время как ИСЗ за то же время делает оборот вокруг Земли (более 40 тыс. км), не затратив при этом ни джоуля. Чтобы не тратить энергию зря, надо пользоваться электрической энергией и летать с космическими скоростями. Если бы не земная атмосфера!

«Обойти» её можно не только сверху (через космос), но и снизу, прорыв подземный тоннель (проложив под землёй трубу), например, вдоль земного меридиана, и откачав из этой трубы воздух. Чем и создаётся подземная космическая траектория (Рис. 2.4). Если рассматривать такую трубу как транспортный тоннель, а снаряд как транспортное средство, то по большей

части снаряд должен пролетать трубу точно так же, как пролетает низкоорбитальный ИСЗ участок своей орбиты. Но для этого на участке разгона (1 на Рис. 2.4) он должен приобрести первую космическую скорость.

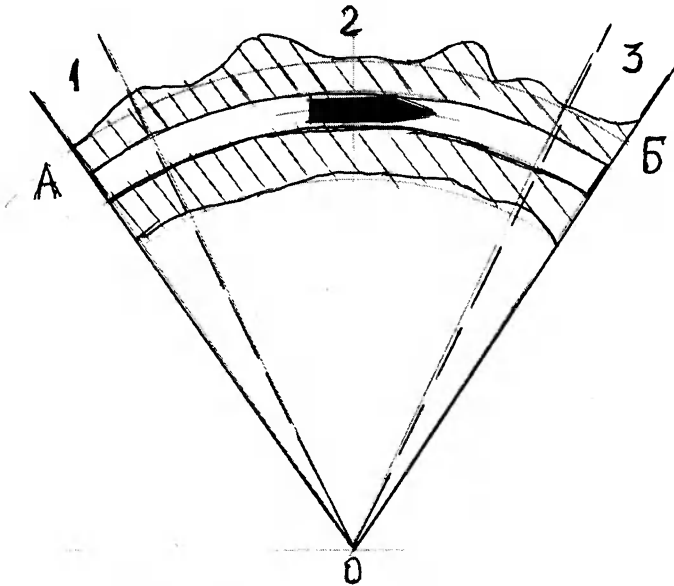


Рис. 2.4. Подземная космическая траектория: А – пункт отправления, 1 – участок разгона, 2 – участок космического полёта, 3 – участок торможения, Б – пункт доставки

Если принять, что масса снаряда равна 10 т, а ускорение на участке разгона равно 80 м/с^2 (около 8 g), разгон будет осуществляться за 100 с, а длина участка разгона составит 400 км. Получив такой разгон, последующие 10 тыс. км (участок 2 на Рис.2.4) снаряд пролетит за 21 мин. После чего на участке 3 он должен затормозиться.

Мощность, необходимая для разгона такого снаряда, такова, что рассчитывать на существующие электростанции не приходится. Но могут выручить накопители электрической энергии

(например, емкостные). Имея в распоряжении электростанцию мощностью 1 ГВт, необходимую для запуска высокоскоростного снаряда энергию можно накопить за 5 минут. А это значит, что каждые 5 минут из пункта А на одном краю континента в пункт Б на другом его краю (Рис. 2.4) можно будет отправлять по одному 10-тонному снаряду.

Принципиально важно и то, что все электрические машины обратимы, то есть могут служить и двигателями, и генераторами электрической энергии. А значит, кинетическая энергия снаряда на участке торможения вовсе не обязательно должна теряться, а может быть преобразована снова в электрическую энергию.

До реализации идеи неракетного (электрического) космического транспорта пока столь же далеко, как и во времена Циолковского. Но можно ожидать, что по мере истощения запасов углеводородов, интерес к этой идее будет возрастать.

3. Из чего состоят спутники

Автоматический космический аппарат – это не просто сборочная единица, как трактует его ГОСТ, но целый набор устройств, приборов и агрегатов, установленных на общей конструктивной базе и соединённых общей кабельной сетью. Такое определение АКА в настоящее время можно считать общепринятым. Но какие устройства, приборы и агрегаты имеются в виду?

Первый ИСЗ, он же АКА, был предельно прост и представлял собой полый герметичный металлический шар с наружной антенной. Внутри шара располагался радиопередатчик, питавшийся от аккумуляторной батареи и передававший в эфир звуковые сигналы («бип...бип...»), которые принимались радиоприёмниками на Земле и свидетельствовали о том, что человечество вступило в космическую эру.

Большинство современных КА намного сложнее первого ИСЗ и отличаются значительным разнообразием. Столь значительным, что может показаться, что в них и нет ничего общего. Но это не так. Функциональные системы ИСЗ, то есть те системы, без которых спутник не может играть роль космической платформы для размещения целевой аппаратуры, на всех КА более или менее похожи, что и позволяет говорить о (примерном) составе АКА (Рис. 3.1).

3.1 Составляющие

Разрабатываемый нередко многими годами и установленный (наконец-то) под обтекателем стартующей ракеты-носителя за считанные минуты АКА «пробивает» земную атмосферу и оказывается в космическом пространстве, где нет ни тяжести, ни ветра, ни осадков и где отсутствуют какие-либо ограничения на размеры и форму аппарата.



Рис. 3.1. (Примерный) состав АКА

А значит, **конструкция АКА** должна удовлетворять, как минимум, трём требованиям. В сложенном состоянии она должна уместиться под обтекателем ракеты-носителя. Должна выдерживать механические воздействия в процессе выхода на орбиту. И должна автоматически «приводить себя» в рабочее состояние после выведения на орбиту и отделения от ракеты-носителя (то есть должна «уметь» развернуть солнечные батареи, выдвинуть радиоантенны и т.п.).

Электрические устройства и электронные блоки АКА требуют электрической энергии, а потому **систему энергоснабжения (СЭС)** АКА можно назвать его первой функциональной системой. Если первичным источником электроэнергии на борту АКА служат солнечные батареи (СБ). – что бывает чаще всего, но не всегда – последние работают вместе с аккумуляторной батареей, которая перед запуском должна быть заряжена.

При отделении от ракеты-носителя КА приобретает неконтролируемый импульс и вращательный момент, а значит, и неконтролируемую ориентацию в пространстве. В состоянии контролируемой ориентации КА приводится с помощью **системы ориентации (СО)**, представляющей собой совокупность датчиков (например, датчика земной вертикали и датчика ориентации) и исполнительных элементов (реактивных двигателей или вращающихся масс) плюс система управления. И поскольку не ориентированный должным образом КА не в состоянии выполнять своё предназначение, система ориентации оказывается не менее важной функциональной системой, чем СЭС.

А вот **система управления движением центра масс (СУДЦМ)** устанавливается не на всех КА, а лишь на тех из них, которые нуждаются в коррекции орбиты (или траектории движения).

Реактивные двигатели КА совсем не те двигатели, что поднимают ракету-носитель со стартовой позиции. Это двигатели малой тяги ($10^{-3} - 10^2$ Н), и используются они в качестве исполнительных элементов СО или СУДЦМ.

В любом случае реактивные двигатели нуждаются в **топливе** (рабочем теле), а работа СЭС может сопровождаться выбросом **расходуемых материалов** СЭС. К тому же при развёртывании конструкции АКА могут использоваться **сжатые газы**. И поэтому расходуемые материалы в целом также относятся к существенной составляющей АКА. Именно они нередко ограничивают срок службы (ресурс) аппарата.

Система навигации КА выполняет те же функции, что и система навигации корабля или самолёта. Однако на космические аппараты она устанавливается не всегда. Поскольку и координаты, и компоненты вектора скорости ИСЗ, как мы увидим позже, с высокой точностью можно определять с помощью двусторонней радиолинии «Земля – борт ИСЗ – Земля».

Радиоэлектронное оборудование КА вместе с антенно-фидерными устройствами (АФУ) – неременная составляющая КА. В это оборудование обычно входит бортовая командная радиолиния (БКРЛ), через которую осуществляется управление аппаратом с Земли, бортовая аппаратура траекторных измерений (БАТИ), отслеживающая местоположение и скорость КА, и радиотелеметрическая система (РТС), контролирующая техническое состояние устройств, блоков и агрегатов аппарата и передающая на Землю данные прочих измерений, осуществляемых на его борту. А поскольку в большинстве своём КА создаются именно для сбора и передачи на Землю той или иной информации, переоценить значение радиоэлектронного оборудования невозможно.

Пребывая в плотной земной атмосфере, сглаживающей перепады температур, по части тепла земляне озабочены главным образом отоплением зимой и вентиляцией летом, то есть температурным интервалом от – 50 до примерно +40 градусов по Цельсию, или от 223 до 313 градусов по Кельвину. Однако в космосе аппарат подвержен воздействию Солнца, посылающего на каждый квадратный метр поверхности, нормальной к солнеч-

ным лучам и находящейся на расстоянии 1 а.е. от Солнца, почти 1,4 кВт световой мощности, способной разогреть аппарат до высоких температур. (Астрономическая единица а.е. равна 150 млн. км, и это есть расстояние от Солнца до Земли). Тот же аппарат другой своей стороной «смотрит» в так называемый «чёрный» космос, заполненный лишь реликтовым излучением, температура которого оценивается в несколько градусов Кельвина.

При столь противоречивых тепловых воздействиях **система терморегулирования** для КА абсолютно необходима.

Не менее необходимой бывает и **система защиты от ФКП**, то есть факторов космического пространства, под которыми понимаются не только вакуум, солнечное излучение и невесомость, но и собственная внешняя атмосфера аппарата (СВА), метеоритная опасность, проникающая радиация и космическая плазма.

Управляют современными космическими аппаратами с помощью ЭВМ, а потому бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ) ныне также следует относить к функциональным системам ИСЗ или иного КА.

Характер и состав **целевой аппаратуры** зависит от назначения аппарата. Это может быть аппаратура связи, ретранслятор, фото или телевизионная аппаратура, научные приборы. Многие КА для того и разрабатываются, чтобы доставить целевую аппаратуру в нужную точку космического пространства и обеспечить её штатное функционирование. Но для разработчиков КА целевая аппаратура – это не функциональная система, а «пассажир».

Спускаемым контейнером (для посадки на то или иное небесное тело) и **системой аварийного спасения (САС)** оснащаются далеко не все КА. Но иногда эти составляющие бывают совершенно необходимы. Примеры будут приведены.

3.2 Характеристика составляющих

Конструкции АКА бывают корпусными и бескорпусными, то есть с гермоотсеками и без гермоотсеков; компактные и развёртываемые; надувные и модульные. Последние собираются на орбите посредством стыковки отдельных модулей и точно так же в случае необходимости могут разбираться. К характеристикам конструкции относят полную массу, положение центра масс, моменты инерции относительно главных осей инерции, прочность, виброустойчивость, резонансные частоты конструкции в сложенном и развёрнутом состояниях и т.п.

В конструкциях КА используются лёгкие и прочные алюминиевые сплавы, различного рода пластики, в том числе углепласты, специальные плёнки, нити и т.п.

На Рис. 3.2 показан находившийся в момент съёмки в процессе испытаний гидрометеорологический и гелиогеофизический геостационарный КА «Электро» разработки ВНИИЭМ. Его масса составляла 950 кг, размах крыльев СБ (в полёте) 15 м. На переднем плане фото платформа со спиральными антеннами, за ней гермоотсек. Крылья солнечных батарей сложены. Над гермоотсеком приборная платформа из углепластика, над ней (чёрная) бленда телевизионной установки для слежения за атмосферой и гидросферой Земли с высоты 36 тыс. км, которой был оснащён аппарат. Над блендой торчат параболические антенны и радиационный холодильник, входивший в состав системы терморегулирования аппарата. К некоторым деталям этого аппарата, запущенного на орбиту в 1994 г., мы позже вернёмся.

А здесь отметим ещё одну конструкцию, которая пока в космосе не побывала и даже не была изготовлена, но которая, по мнению многих, открыла новое (энергетическое) направление в космонавтике.

Окрылённые лунными успехами, в 1977-80 гг. американцы (Department of Energy и NASA) разработали концепцию сол-

нечных космических электростанций (Solar Power Satellites), в соответствии с которой геосинхронная орбита должна быть занята семейством SPS с площадью кремниевых СБ каждая в 50 км² и диаметром микроволновой антенны (для передачи энергии на Землю) 1 км. Предполагалось, что на Земле микроволновая мощность (масштаба 5-10 ГВт) будет преобразовываться в постоянный электрический ток с помощью специального устройства, называемого ректенной. Компьютерная визуализация такого SPS показана на Рис. 3.3.

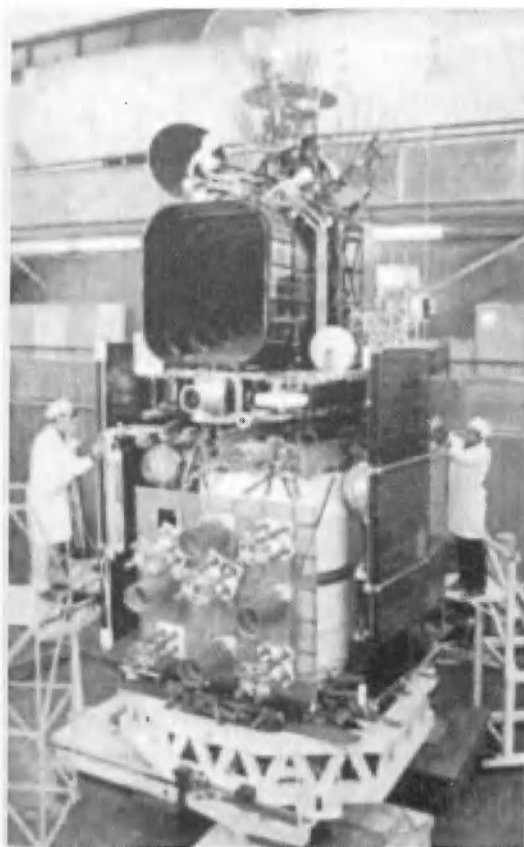


Рис. 3.2. Геостационарный КА «Электро» в процессе сборки и испытаний



SPS 91

POWER FROM SPACE

Рис. 3.3. Визуализация проекта SPS, разработанного DOE и NASA (США)

Масса SPS оценивалась в 50 тыс. т, и уже потому некоторые до сих пор относятся к концепции SPS как к неумеренной фантазии. Однако фантазия эта оказалась небесполезной. Во-первых, она показала, какого масштаба проблемы встанут перед землянами, когда будут исчерпаны земные запасы углеводородов. Во-вторых, она родила две новых идеи: идею космического производства, то есть обычного материального производства, но в космических условиях, и идею колонизации Луны, где в будущем, по замыслу разработчиков проекта SPS, и должно быть развёрнуто производство элементов SPS. А с Луны, масса которой значительно меньше земной, и до геосинхронной орбиты много ближе, чем с Земли. Обе указанные идеи всесторонне обсуж-

дались на Международном симпозиуме по SPS, состоявшемся в 1991 г. в Париже. И нашли отражение в трудах симпозиума.

Но вернёмся к реальной на сегодняшний день энергетике КА.

При распаде ядер одного килограмма ^{235}U выделяется 10^{14} Дж энергии, что в 10^7 раз больше энергии, выделяемой при сгорании килограмма бензина или керосина. И потому уже в 60-х гг. прошлого столетия (сразу после полёта Гагарина) и в СССР, и в США началась разработка ядерных энергетических установок (ЯЭУ) для КА. Однако создать космические АЭС оказалось не так просто, как думалось поначалу.

Достаточно простой оказалась разработка радиоизотопных термоэлектрических генераторов (РИТЭГ) с потоками электронов (испускавшихся β -активными продуктами деления ядер ^{90}Sr или ^{137}Cs) или ионов (порождаемых α -активными изотопами тяжёлых элементов, например, ^{210}Po). Первый такой генератор (на полонии) с электрической мощностью 20 Вт появился на свет в 1965 г. Дальнейшее его развитие привело к тому, что ему было «доверено» энергоснабжение межпланетных американских АКА «Пионер» и «Вояджер». В том же 1965 г. американцы вывели в космос урановый ядерный реактор SNAP на тепловых нейтронах с тепловой мощностью 40 кВт и электрической мощностью 500-650 Вт.

Отчего столь малым был у SNAP КПД преобразования тепловой энергии в электрическую?

В космосе нет такого популярного на Земле теплоносителя, как вода, и такого «бесплатного» холодильника, как тот или иной земной водоём. А потому реализовать на космических ЯЭУ паротурбинный цикл преобразования тепловой энергии в электрическую, как на земных АЭС, – практически невозможно. В то время как термоэлектронное (или термоионное) преобразование тепловой энергии высоким КПД не обладает. К тому же всю тепловую энергию, в которую преобразуется энер-

гия ядерного деления, для поддержания стабильной температуры КА, оснащённых ЯЭУ, приходится «сбрасывать в космос» с помощью радиаторов достаточно большой площади. Что усложняет и утяжеляет конструкцию ЯЭУ, а значит и всего КА.

Итогом многолетних усилий советских разработчиков ЯЭУ явилась установка «Тополь» с тепловой мощностью 150 кВт и электрической 5 кВт. Масса установки составляла 980 кг, загрузка ^{235}U – 11,5 кг. Несколько позже появился советский «Енисей» с примерно такими же характеристиками. Конкурировать с солнечными батареями такие установки по целому ряду характеристик не могли, а запускать их на околоземные орбиты без систем аварийного спасения (САС) было, очевидно, неразумно. Ну, а САС тоже усложняют и утяжеляют конструкцию.

Этим и объясняется тот факт, что подавляющее большинство КА, запущенных к настоящему времени в космос, были оснащены солнечными батареями. Уровень производимой электрической мощности был ограничен тем самым несколькими киловаттами. Но проблем, сопутствующих использованию ЯЭУ, при этом не возникало.

Помимо мощности, СЭС, основанные на СБ, характеризуются полной массой, удельной массой (кг/кВт) или удельной мощностью (Вт/кг), наличием расходуемых материалов (что связано с особенностями некоторых аккумуляторов), графиком падения мощности (а она со временем падает), необходимостью радиационной защиты от космической проникающей радиации, ресурсом и т.п.

Современные СО характеризуются числом ориентируемых осей КА, видом датчиков и исполнительных элементов, предельным возмущающим моментом, с которым в состоянии справиться та или иная СО, точностью стабилизации углового положения и точностью ориентации, временем восстановления ориентации после её потери и т.п.

СУДЦМ разрабатываются «под» ту коррекцию орбиты КА, которую должна осуществлять система. Они характеризуются видом используемого реактивного двигателя; режимом работы двигателя (непрерывный или импульсный), величиной его тяги; необходимым числом или частотой корректирующих манёвров и точностью коррекции; точностью прохождения вектора тяги через центр масс АКА и величиной «паразитного» вращательного момента, возникающего вследствие манёвра.

Реактивные двигатели (РД) малой тяги, устанавливаемые на КА, могут быть газореактивными, термохимическими и электроактивными. Последние в свою очередь делятся на электронагревные, ионные и плазменные (стационарные или импульсные). Помимо принципа действия, РД малой тяги отличаются так называемым удельным импульсом I , под которым ракетчики (по традиции) понимают отношение тяги в килограммах силы (кГ) к секундному расходу массы рабочего тела (кг/с). Так что удельный импульс получает размерность секунды, то есть внесистемной в данном случае единицы измерения. Нетрудно показать, что величина $I = u/g$, где u – скорость истечения рабочего тела РД, а g – ускорение силы тяжести на поверхности Земли. Самым низким удельным импульсом обладают газореактивные РД (около 70 с), а самым высоким – ионные РД (10000 с и более). Однако надо иметь в виду, что последние на единицу тяги требуют и самых больших затрат электрической мощности.

Помимо принципа действия, величины тяги, удельного импульса (или скорости истечения рабочего тела) и режима работы (непрерывный, импульсный, периодический), РД малой тяги характеризуются полной массой двигательной установки, запасом рабочего тела, потребляемой электрической мощностью, полным импульсом силы, который способна создать двигательная установка, и другими параметрами.

Система навигации (СН) АКА характеризуется видом датчиков (акселерометры, оптические или звёздные (астро) датчики) и соответственно типом системы (инерциальная, астрономическая, астро-инерциальная, модельная), а также точностью определения координат и компонент скорости аппарата.

Уже отмечалось, что на ИСЗ СН устанавливается не всегда. Но как было обойтись без астрономической системы навигации таким аппаратам, как «Пионер» или «Вояджер», покидавшим околоземное пространство и долетавшим до Юпитера и Сатурна?

АФУ КА призваны обслуживать как функциональные системы КА, так и целевую аппаратуру, а потому отличаются нередко разнообразием даже на отдельно взятом КА (в чём нетрудно убедиться на примере КА «Электро» – Рис. 3.2).

Бортовые АФУ характеризуются типами антенн и разновидностью ВЧ или СВЧ соединителей, диаграммами направленности антенн, их коэффициентами направленного действия, массой и габаритами. Работая совместно с бортовыми радиопередатчиками и наземными станциями космической связи в диапазоне частот 108 – 10000 МГц, АФУ КА призваны обеспечивать устойчивую двустороннюю радиосвязь на расстояниях от тысяч и десятков тысяч километров (в случае ИСЗ) до полумиллиона километров (в случае ЛКА) и до миллиардов километров (в случаях МПКА, КЗ и СС).

БКРЛ принимает команды от наземного командного пункта, обрабатывает их и отправляет на бортовые устройства. Характеризуется она способом кодирования команд, точностью их передачи и режимами работы.

По своим функциям и характеристикам БАТИ похожа на систему навигации, но, в то время как последняя функционирует автономно, БАТИ работает совместно с наземной радиостанцией (или станциями).

Многоканальные РТС КА служат для передачи на Землю данных самых разнообразных измерений (технических, на-

учных или специальных) и характеризуются числом каналов, способом их разделения, способом модуляции так называемых поднесущих (см. далее), погрешностью телеизмерений. И конечно, массой и габаритами.

В то время как чувствительность бортовых радиоприёмников КА составляет 10^{-7} – 10^{-10} Вт, наземные космические радиокомплексы имеют мощность радиоизлучения до 100 кВт в непрерывном режиме и до 10 МВт в импульсном. А характерные размеры их антенн составляют от десятка до сотен метров.

Системы терморегулирования (СТР) КА используют как пассивные элементы (поверхности с определёнными оптическими свойствами), так и активные (вентиляторы, жидкостные контуры, тепловые трубы) и характеризуются величиной полной мощности, «сбрасываемой» КА в космическое пространство, перепадом температур КА ($T_{\max}/T_{\min}$), размером и массой радиатора, точностью поддержания температур агрегатов, блоков и устройств КА и т.п.

Физика некоторых элементов СТР достаточно сложна и нуждается в отдельном рассмотрении.

То же самое можно сказать и об элементах системы защиты от ФКП.

3.3 Требования к компоновке

Помимо сформулированных выше (и связанных с процессом запуска КА на орбиту), к конструкции и компоновке АКА обычно предъявляют следующие требования:

а) Число и состав гермоотсеков (ГО) и внешняя компоновка должны обеспечивать решение задач, поставленных перед АКА;

б) Масса и объём аппарата должны быть сведены к минимуму, что достигается выбором соответствующей силовой схемы, сокращением числа, размеров и массы отсеков и конструктив-

ных элементов и увеличением коэффициента использования объёма отсеков;

в) Размещение внутренних (то есть внутри ГО) и внешних приборов и агрегатов должно обеспечивать их нормальное функционирование: ничто не должно мешать СБ «смотреть» на Солнце, а антеннам – принимать и отправлять радиосигналы с Земли и на Землю, поля зрения оптических приборов не должны перекрываться, нежелательные механические, оптические, тепловые, электрические, магнитные или электромагнитные связи должны быть сведены к минимуму;

г) В конструкции КА вне ГО не должны использоваться материалы, собственная внешняя атмосфера (СВА) которых препятствовала бы решению задач, поставленных перед КА, на протяжении всего заданного срока его активного существования;

д) После вывода КА на орбиту (заданную траекторию) компоновка должна обеспечивать минимум воздействующих на КА возмущающих сил и моментов;

е) Масса вспомогательных конструктивных элементов (оболочек, крепёжных и связующих деталей) должна быть сведена к минимуму без потери прочности конструкции;

ж) Конструкция и компоновка должны быть технологичными, то есть должны допускать простую замену устройств, приборов и агрегатов и проведение регулировочных или юстировочных работ;

з) Конструкция и компоновка должны обеспечивать простоту обслуживания при испытаниях и подготовке аппарата к запуску, для чего используются специальные люки, технологические электроразъёмы, заправочные устройства и т.п.

К тому же конструкция и компоновка должны удовлетворять требованиям по температурному режиму, электромагнитной совместимости аппаратуры и защите КА от ФКП, которые формулируются отдельно.

Особое внимание при выборе компоновки уделяется внешним приборам и агрегатам, к коим относят: датчики СО, РД, включённые в СО или СУДЦМ, радиоантенны, СБ или радиоизотопные источники энергии, двигатели-маховики, агрегаты системы терморегулирования, целевую аппаратуру, спускаемый контейнер (СК) (если он есть) и систему аварийного спасения (САС) (если она входит в состав КА).

3.4 Спуск бывает разным, или Что бывает, когда СК или САС не срабатывают

«Приземлиться» можно на любое небесное тело. Но не всякое небесное тело благоприятно для «приземления».

Атмосфера Венеры, например, состоящая, по большей части, из углекислого газа, имеет температуру около 400°C и давление около 100 атм. Можно лишь гадать о том, сколько времени «проживёт» рукотворный КА в таких условиях, не говоря уже о живых существах. А вот проблема спуска из космоса на Землю (в достаточно плотную, но благоприятную для человека атмосферу) советскими специалистами была решена. А американцами была решена и проблема прилунения. И теперь вопрос о спуске из космоса на то или иное небесное тело выглядит примерно так.

Если спускаемый контейнер или отсек (представляющий собой, по сути, самостоятельный КА) садится на небесное тело без собственной атмосферы или почти без таковой (астероид, Луна или Марс), то возможны два варианта спуска: без торможения, или баллистический (он же катастрофический для КА) и с торможением ракетными двигателями, установленными на КА. Во втором случае посадка может быть достаточно мягкой (если СК работает штатно).

По баллистической траектории и с теми же катастрофическими последствиями для аппарата (и пассажиров, если они в нём находятся) можно спуститься и на Землю. Однако зем-

ная атмосфера, кроме баллистического и реактивного вариантов спуска, допускает и аэродинамический вариант. Любое тело, движущееся в атмосфере, обладает аэродинамическим качеством, то есть испытывает не только силу торможения, но и подъёмную силу. Последняя, уже на входе в атмосферу, позволяет за счёт «ныряния» и «выныривания» из атмосферы удлинить траекторию приземления, погасить на этой траектории первоначальную (космическую) скорость, а перед встречей с Землёй использовать парашют.

Именно такой вариант посадки и был принят в советской космонавтике. И до сих пор надёжно работает (хотя и приводил иногда к посадке в незапланированном месте).

В 1978 г. в Советском Союзе на низкую околоземную орбиту был запущен АКА «Космос-954» с ядерной установкой на борту. Электрическая мощность ЯЭУ составляла 3 кВт. Это был морской разведчик, «засакавший» координаты морских судов и обладавший САС, которая при необходимости была способна перевести активную зону ядерного реактора на так называемую орбиту захоронения, то есть орбиту с достаточно большой полуосью эллипса. Когда КА неконтролируемым образом начал (вдруг) снижать свою высоту, САС была включена. Но не сработала. И на северо-западе Канады (под перигеем орбиты) было зарегистрировано повышение уровня радиации. Ну, а следом на тот же северо-запад Канады упали и обломки «Космоса-954».

К слову сказать, впоследствии САС того же КА была доработана и продублирована. И когда, спустя десятилетие, то же самое случилось с «Космосом-900», аварийная система сработала штатно, а активная зона бортового реактора на орбиту захоронения была успешно поднята. Так что должные выводы из прецедента с «Космосом-954» советскими специалистами были сделаны.

Однако представителями западных стран в ООН прецедент был использован для обвинения СССР в стремлении милита-

ризировать космос. После распада СССР подобные обвинения зазвучали ещё громче, но уже в адрес России.

Привели они к тому, что в 1992 г. Комитет по космосу Генеральной Ассамблеи ООН принял документ под названием «Принципы, касающиеся использования ядерной энергии в космическом пространстве».

Главный из этих принципов был такой: ЯЭУ на КА можно использовать лишь в том случае, если без них в принципе нельзя обойтись и если это никому не наносит вреда. А значит под международным контролем. И пока этот принцип соблюдается всеми космическими державами, В настоящее время в ближнем космосе ядерных установок нет.

Однако разработки в области космических ЯЭУ продолжают. И некоторые нынешние ядерщики утверждают, что в состоянии разработать и отправить в космос ядерную электростанцию с электрической мощностью 100 кВт и с ресурсом от 5-ти до 10-ти лет. Такая электростанция могла бы изменить нынешнюю космическую технику революционным образом.

4. Ускорения, децибелы, моменты

В одной из своих публикаций Циолковский описал опыты с самодельной центрифугой, в которую он помещал цыплёнка, чтобы понять его способность переносить перегрузки. Но стоило включить электромотор, раскручивавший центрифугу, как экспериментатор его тут же и выключал, ибо, «как христианин», не мог спокойно наблюдать за страданиями цыплёнка. А вот тараканов Циолковскому было не жалко. Однако понять их устойчивость к перегрузкам ему не удалось. Калужские тараканы ускорений в центрифуге, казалось, даже не замечали. Или мотор центрифуги Циолковского не набирал достаточных оборотов.

Космонавты и астронавты в процессе выведения в космос подвергаются перегрузкам 4-6 g. Некоторые физически крепкие американцы (добровольцы), усаженные в специальные кресла и пристёгнутые ремнями, выдерживали при наземных испытаниях кратковременные (короче секунды) перегрузки до 20 g. Но это, по-видимому, и есть в указанном смысле предел человеческих возможностей.

Не только живые существа, но и технические составляющие КА по-разному «переносят» механические воздействия.

4.1 Рокот космодрома

Тот, кто хоть раз видел «вживую», как ракета со стартовой позиции уходит в небо (Рис. 4.1), никогда не забудет ни этого феерического зрелища, ни сопровождающего его «рокота космодрома». Откуда берётся рокот?

Он возникает в камерах сгорания мощных РД, куда подаются горючее и окислитель. Подача того и другого не бывает абсолютно равномерной, а горение не бывает постоянным во времени и однородным по объёму камеры сгорания. Перепады давления в камерах сгорания и соплах РД и возбуждают звуковые колебания, которые со скоростью звука охватывают и ра-

кету, и установленный под её обтекателем космический аппарат. Параметры «роката космодрома», приведённые для примера в Табл.4.1, включаются в ТЗ на КА в качестве требований к конструкции и всем системам КА.



Рис. 4.1. Стартует ракета «Протон- М»

Помимо линейных ускорений, различных для трёх взаимно перпендикулярных направлений в системе координат, связанной с ракетой, все составляющие ракеты и все системы КА в процессе выведения КА на орбиту подвергаются воздействию

механических ударов, то есть значительно больших, чем линейные, но весьма кратковременных (миллисекунды) ускорений. А также испытывают синусоидальные вибрации и воздействие акустического шума.

Когда ракета, преодолев плотные слои атмосферы, меняет направление своего движения, её линейное ускорение в направлении продольной оси из положительного превращается в отрицательное, что также учтено в таблице. А механические удары порождаются локальными взрывами в тех же камерах сгорания.

Синусоидальные вибрации, как следует из Табл. 4.1, предъявляют к конструкции КА не менее жёсткие требования, чем линейные ускорения и механические удары. И потому наземные испытания на виброустойчивость входят в программы испытаний всех составляющих КА.

Особое значение имеет акустический шум внутри гермоотсека и вне его (то есть под обтекателем ракеты-носителя, где находятся внешние приборы и агрегаты КА и откуда воздух при подъёме РН уходит отнюдь не сразу), Шум этот без включения ракетных двигателей смоделировать невозможно. Воздействие акустического шума проверяется в лётно-космических испытаниях (ЛКИ).

Акустический шум характеризуется величиной звукового давления p , и его принято измерять в децибелах:

$$1 \text{ дБ} = 10 \lg (p/p_0)^2, \quad (4.1)$$

где $p_0 = 2 \cdot 10^{-5}$ Па, что принимается за порог слышимости человеческого уха.

Звуковое давление представляет собой переменную часть давления среды, в которой распространяются звуковые волны. Максимальное звуковое давление в воздухе в земных условиях, то есть при полном давлении около 10^5 Па, оценивается в

10^3 Па. Такого давления человеческое ухо уже не выдерживает. «Рокот космодрома» от этой величины не так уж и далёк.

Но вот КА благополучно выведен на заданную траекторию (например, орбиту ИСЗ), отделён от последней ступени ракеты-носителя и приведён в рабочее состояние. Избавлен ли он тем самым от механических воздействий? Нет, не избавлен. Механические воздействия на КА, выведенный на орбиту, значительно слабее указанных в Табл. 4.1. Но теперь они действуют постоянно, а значит, пренебрегать ими нельзя.

Табл. 4.1

Механические воздействия на КА в процессе выведения на орбиту

Линейные ускорения	Величина ускорения, g	от 6 до - 4,5		
	Время воздействия, мин.	10		
Механические удары	Пиковое ускорение, g	40		
	Время воздействия, мс	5		
	Число ударов при испытаниях по каждой из осей	3		
Синусоидальные вибрации (амплитуда линейно возрастает с частотой)	Амплитуда, g	1-5	5-10	10-12
	Диапазон частот, Гц	1,5-100	100-300	300-2000
	Время воздействия, мин.	10	5	10
Акустический шум внутри ГО (проверяется при ЛКИ)	Диапазон частот, Гц	50-80	80-2000	20-2000
	Уровень звукового давления, Дб	122-130	130	130-155
	Время воздействия, с	130	130	130

Акустический шум вне ГО (проверяется при ЛКИ)	Диапазон частот, Гц Уровень звукового давления, Дб Время воздействия, с	от 20 до 2000 не более 155 130
---	---	--

На орбите на космический аппарат воздействуют: гравитационные силы и гравитационный момент, аэродинамическое торможение и аэродинамический момент, момент силы, обусловленной магнитным полем Земли, и момент сил светового давления. Не говоря уже о нежелательных возмущениях, которые может создать газ внутри ГО в случае непредусмотренных утечек газа из ГО.

4.2 Гравитационный момент

Простейшая модель КА, позволяющая оценить величину воздействующего на него гравитационного момента – это гантель, в которой меньшая масса m_1 и большая масса m_2 соединены невесомой перемычкой, сумма двух масс равна массе КА m (Рис. 4.2).

Гравитационный момент сил, действующий на гантель, (смотри рисунок) можно записать как:

$$M_G = M_{G1} + M_{G2} = [l_1 F_1] + [l_2 F_2], \quad (4.2)$$

$$l_1 = l m_2 / (m_1 + m_2), l_2 = l m_1 / (m_1 + m_2)$$

$$F_1 = (\mu m_1 / r_1^2) (r_1 / r_1), F_2 = (\mu m_2 / r_2^2) (r_2 / r_2)$$

В выражениях для сил использован так называемый гравитационный параметр Земли

$$\mu = \gamma M_3 = 4 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2,$$

а абсолютные значения r_1 и r_2 согласно Рис. 4.2 равны:

$$r_1 = R_3 + h + (l m_2 \sin \alpha) / (m_1 + m_2), r_2 = R_3 + h - (l m_1 \sin \alpha) / (m_1 + m_2)$$

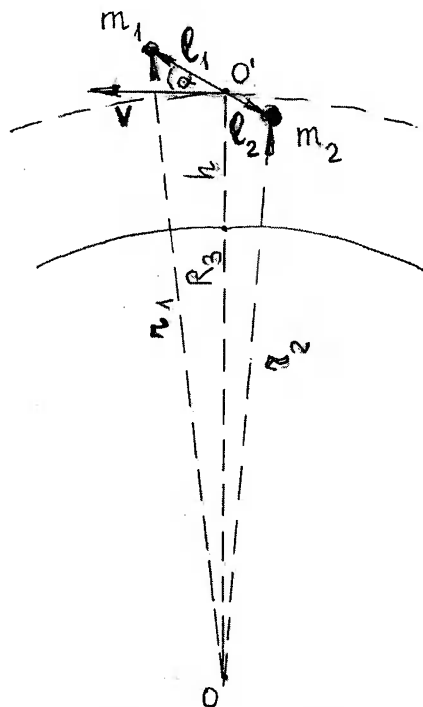


Рис. 4.2. Простейшая гравитационная модель ИСЗ
(пояснения в тексте)

Поскольку $R_3 + h \gg l = l_1 + l_2$, а модуль разности векторов r_1 и r_2 равен $l \sin \alpha$,

находим:

$$M_G = \mu [m_1 m_2 / (m_1 + m_2)] [l^2 / (R_3 + h)^3] \sin \alpha \cos \alpha \quad (4.3)$$

При, например, $m_1 = 500$ кг, $m_2 = 1000$ кг, $l = 2$ м и $h = 600$ км, из (4.3) получаем

$$M_G = 1,6 \cdot 10^{-3} \sin \alpha \cos \alpha \text{ (Нм)}$$

Величина M_G обращается в нуль при $\alpha = 0, \pi/2, 3\pi/2, 2\pi$. Но лишь одно из этих положений является устойчивым ($\alpha = \pi/2$, большая масса внизу, меньшая сверху). При любом другом на-

чальном значении угла α (если отсутствуют иные силы, кроме гравитационных) гантель совершает колебания вокруг оси, нормальной к плоскости орбиты и проходящей через центр масс.

Отсюда следует возможность гравитационной ориентации КА, не требующей энергетических затрат или расхода рабочего тела, но требующей большой массы в «нижней части» аппарата. Однажды сориентированный, такой ИСЗ своего направления на Землю уже не потеряет (при отсутствии других сил).

Полный гравитационный момент, действующий на реальный КА, находится как сумма моментов гравитационных сил, действующих на его отдельные части:

$$M_G = \sum [l_i F_i] \quad (4.4)$$

Суммирование в (4.4) проводится от $i = 1$ до $i = N$, где N - число частей, на которые для удобства вычислений разбивается масса аппарата.

4.3 Аэродинамическое воздействие

Космический вакуум понятие относительное. Внешняя граница атмосферы Земли, то есть граница области, в которой газовая среда гравитационно и генетически связана с Землёй, находится на высоте около $10R_z$ [1].

Масса атмосферы выше 50 км не превышает 1/1000 доли полной её массы, а плотность частиц (равная $2,7 \cdot 10^{19} \text{ см}^{-3}$ вблизи поверхности Земли, на уровне моря) на высоте 50 км убывает на три порядка величины (до $2 \cdot 10^{16} \text{ см}^{-3}$). На расстоянии $1R_z$ она составляет всего лишь 10^3 см^{-3} .

Большинство ИСЗ функционирует в газовой среде с плотностью нейтральных частиц, находящейся в указанном диапазоне величин. Уточнить величину плотности (для той или иной орбиты) далеко не всегда возможно из-за отсутствия достоверных данных.

Полагая, что газ состоит из молекул азота с температурой 300 К на высоте 100 км и 1000 К на высоте 600 км [1] и пользуясь барометрической формулой, нетрудно найти:

$$n_{100} = 9 \cdot 10^{13} \text{ см}^{-3}, n_{600} = 3 \cdot 10^7 \text{ см}^{-3},$$

что приводит к массовым плотностям газовой среды:

$$\rho_{100} = 4 \cdot 10^{-6} \text{ кг/м}^3, \rho_{600} = 1,2 \cdot 10^{-12} \text{ кг/м}^3$$

Набегающий на КА газовый поток создаёт тормозящую и подъёмную силы, которые в аэродинамике принято записывать как:

$$X = c_x S \rho v^2 / 2 \quad (4.5)$$

$$Y = c_y S \rho v^2 / 2, \quad (4.6)$$

где v – модуль скорости аппарата, ρ – массовая плотность газовой среды, S – эффективная площадь поперечного сечения КА, нормального к потоку (мидель), а c_x и c_y – аэродинамические коэффициенты, зависящие как от формы и размеров КА, так и от характера течения (степени турбулентности потока) и устанавливаемые на практике посредством экспериментов в аэродинамических трубах.

В случае гиперзвуковой скорости набегающего потока (а именно такой скоростью обладает газовая среда относительно движущегося КА) пограничный газовый слой на фронтальной поверхности аппарата можно считать тонким, а давление торможения в этом слое примерно равным плотности потока импульса в набегающем потоке газа:

$$p_t \approx \rho v^2 \quad (4.7)$$

При $v = 8 \text{ км/с}$ на указанных высотах давления торможения равны:

$$p_{t100} \approx 2,7 \text{ Па}, p_{t600} \approx 8 \cdot 10^{-5} \text{ Па}$$

Если КА имеет солнечные батареи, то именно они обладают наибольшей «парусностью» конструкции. На Рис. 4.3 показаны сечения корпуса ИСЗ (пунктир) и крыла его СБ. Абсолютные

величины тормозящей и подъёмной сил, действующих на СБ, могут быть оценены как:

$$X \approx S_{\text{СБ}} p_{\text{т}} \sin \alpha \quad (4.8)$$

$$Y \approx S_{\text{СБ}} p_{\text{т}} \cos \alpha \quad (4.9)$$

При среднем положении СБ ($\alpha \approx \pi/4$) для, например, КА с площадью СБ $S_{\text{СБ}} = 4 \text{ м}^2$ имеем: $X_{100} \approx Y_{100} \approx 8 \text{ Н}$. Что означает, что, оказавшись такой КА над Землёй на высоте 100 км, он потерял бы 1 км/с своей скорости за примерно 3 часа, вследствие чего упал бы на Землю (или сгорел в плотных слоях атмосферы). В то время как на высоте 600 км ($X_{600} \approx Y_{600} \approx 2 \cdot 10^{-4} \text{ Н}$) аэродинамическое воздействие на него было бы малозначительным. Именно аэродинамическое торможение ограничивает время жизни ИСЗ на низких орбитах.

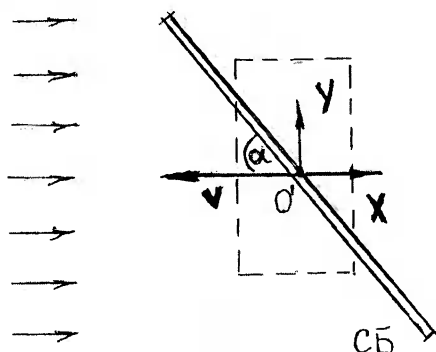


Рис. 4.3. Газовый поток, набегающий на СБ КА, создаёт тормозящую (X) и подъёмную (Y) силы (пояснения в тексте)

Если бы солнечная батарея КА состояла из одного крыла (длиной около 4 м), на высоте 100 км найденная нами тормозящая сила создавала бы момент $M_{X100} \approx 16 \text{ Нм}$, с которым не способна справиться ни одна из существующих систем ориентации КА. В то время как на высоте 600 км аэродинамический момент был бы равен $M_{X600} \approx 4 \cdot 10^{-4} \text{ Нм}$, то есть меньше вычисленного ранее гравитационного момента.

4.4 Момент, обусловленный магнитным полем Земли

Электрические токи, протекающие по цепям ИСЗ, создают магнитные моменты p_m , которые, взаимодействуя с магнитным полем Земли, рожают вращающие моменты

$$M_B = [p_m B], \quad (4.10)$$

где B – индукция магнитного поля (Рис. 4.4).

Земля представляет собой магнитный диполь с достаточно сложной магнитосферой, усложнение которой объясняется взаимодействием магнитного поля Земли с солнечным ветром. Магнитосфера Земли сильно вытянута в направлении, противоположном направлению на Солнце, и имеет диаметр хвоста около $40R_3$. Однако на высотах, много меньших земного радиуса, поле Земли имеет достаточно простую (бочкообразную) форму, а величина поля составляет около $0,5\text{Э}$ ($B = 5 \cdot 10^{-5} \text{ Тл}$).

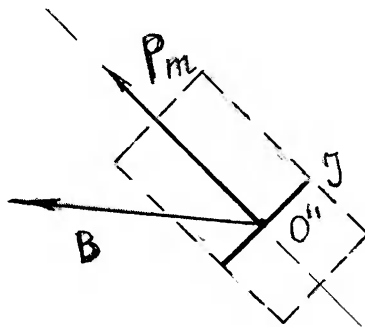


Рис. 4.4. Контур с электрическим током I имеет магнитный момент p_m , который, взаимодействуя с магнитным полем Земли, рождает возмущающий механический момент (пояснения в тексте)

Магнитный момент плоского контура (рамки) с током записывают обычно как

$$\mathbf{p}_m = JS, \quad (4.11)$$

где J – величина тока, протекающего по контуру, а величине площади контура S придан смысл вектора, направленного в ту же сторону, в которую двигался бы правый винт, вращаясь в согласии с движением тока.

При $J = 1 \text{ А}$, $S = 1 \text{ м}^2$ и прямом угле между направлениями векторов $\mathbf{p}_m$ и $\mathbf{B}$ величина вращающего момента $M_B = 5 \cdot 10^{-5} \text{ Нм}$, что на порядок величины меньше ранее вычисленного момента $M_{\chi_{600}}$ и на два порядка меньше M_G . Однако учесть и рассчитать все магнитные моменты КА далеко не всегда просто.

Воздействие магнитного поля Земли на магнитный момент КА аналогично его воздействию на стрелку компаса.

Реальный момент может быть много меньше приведённой в качестве примера величины, а может быть и много больше. Способ его уменьшения (бифилярная прокладка проводов с током) хорошо известен. Не менее известен и способ многократного увеличения момента (за счёт оснащения КА специальными катушками с током).

В последнем случае эффект взаимодействия магнитного момента с магнитным полем Земли может быть использован в особой, магнитной, системе ориентации КА и тем самым из возмущающего превращается в управляющий.

Специальные соленоиды с током, установленные на КА, могут быть использованы и для так называемой «разгрузки» двигателей-маховиков СО (см. далее).

4.5 Эффект светового давления

Квантовая физика считает свет потоком фотонов, движущихся со скоростью света c и обладающих энергией $h\nu$ и импульсом $h\nu/c$, направленным по волновому вектору потока (h – постоянная Планка, ν – частота света),

Если монохроматический свет под углом i направлен на поверхность тела, например, СБ (Рис. 4.5), число фотонов, пада-

ющих в единицу времени на единицу площади поверхности, будет равно $n_{\phi} c \cos i$, где n_{ϕ} – объёмная плотность фотонов в потоке. При коэффициенте отражения света от поверхности R часть этого числа, равная $R n_{\phi} c \cos i$, зеркально отражается от поверхности, а часть, равная $(1 - R) n_{\phi} c \cos i$, поглощается поверхностью (в данном случае СБ). Отражающиеся фотоны передают телу суммарный импульс, направленный к поверхности тела и равный $2R n_{\phi} h \nu \cos^2 i$. Поглощающиеся фотоны передают телу суммарный импульс, нормальная к поверхности составляющая которого равна $(1 - R) n_{\phi} h \nu \cos^2 i$.

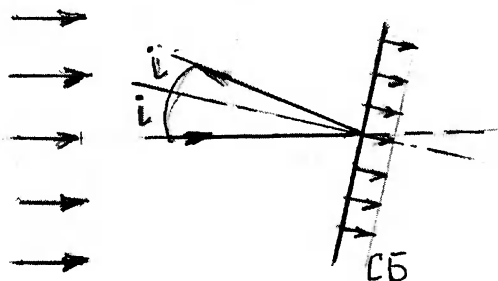


Рис. 4.5. Поток фотонов, падающий на поверхность, создаёт механическое давление на поверхность (пояснения в тексте)

Следовательно, давление света на поверхность равно:

$$p_{\text{св}} = 2R n_{\phi} h \nu \cos^2 i + (1 - R) n_{\phi} h \nu \cos^2 i = h \nu n_{\phi} (1 + R) \cos^2 i \quad (4.12)$$

Очевидно, что $h \nu n_{\phi} = w$ есть объёмная плотность энергии в потоке фотонов (света). При этом, если коэффициент отражения R не зависит от частоты света, то и для немонахроматического света можно написать:

$$p_{\text{св}} = w (1 + R) \cos^2 i, \quad (4.13)$$

В случае солнечного света

$$w = S_3 / c \rho^2, \quad (4.14)$$

где S_3 – солнечная постоянная Земли ($\approx 1,4 \text{ кВт/м}^2$), а ρ – расстояние до Солнца в а.е. (для Земли $\rho = 1$).

Даже при $R = 1$ и прямом падении солнечного света ($i = 0$) давление света на ИСЗ, равное $p_{\text{св}} = w \approx 4,5 \cdot 10^{-6} \text{ Па}$, составляет величину, более чем на порядок меньшую вычисленного ранее аэродинамического давления торможения на высоте 600 км над поверхностью Земли $p_{\text{т600}} \approx 8 \cdot 10^{-5} \text{ Па}$. Соответственно, по сравнению с аэродинамическим эффектом, меньше и воздействующие на КА световые силы и их моменты.

Автор [2], рассматривая световое давление применительно к космическим аппаратам, значительное внимание уделил так называемой индикатрисе рассеивания, то есть эффекту неоднозначности угла отражения при падении света на тот или иной участок реальной поверхности. Такая неоднозначность действительно имеет место и объясняется неоднородностью поверхности и трудностью точного учёта реального угла падения на шероховатую (обладающую рельефом) поверхность. Но нельзя не заметить, что при углах падения, близких к нулю, индикатриса может лишь уменьшить световое давление.

4.6 Допустимо ли в космосе пренебрегать малым?

Допустим, что КА, представляющий собой цилиндр диаметром 1 м, имеет массу $m = 1000 \text{ кг}$ и момент инерции относительно оси цилиндра $J = 125 \text{ кгм}^2$ (относительно не малый аппарат и не малый момент инерции). Допустим также, что на этот КА постоянно действует «всего лишь» тормозящая сила светового давления $F_{\text{св}} = 10^{-5} \text{ Н}$ и «всего лишь» момент силы относительно названной оси $M_{\text{св}} = 10^{-5} \text{ Нм}$.

Тогда приращение скорости КА можно находить по формуле

$$\Delta v = - (F_{\text{св}}/m)\Delta t = - 10^{-8}\Delta t, \quad (4.15)$$

а приращение угловой скорости вращения цилиндра по формуле

$$\Delta\omega = (M_{\text{св}} / J_M) \Delta t = 1,25 \cdot 10^{-7} \Delta t \quad (4.16)$$

В Табл.4.2 приведены значения Δv и $\Delta\omega$ для характерных интервалов времени Δt (час, сутки, месяц, год).

Табл.4.2

**Торможение и раскрутка условного КА силой 10^{-5} Н
и моментом силы 10^{-5} Нм**

Δt , с	Час	Сутки	Месяц	Год
Δv , м/с	$-3,6 \cdot 10^{-5}$	$-8,6 \cdot 10^{-4}$	$-2,6 \cdot 10^{-2}$	- 0,31
$\Delta\omega$, 2п/с	$4,5 \cdot 10^{-4}$	$1,1 \cdot 10^{-2}$	0,32	3,9

Как видим, уменьшения скорости (по сравнению с абсолютными значениями космических скоростей) совершенно ничтожны. Но что значит уменьшить скорость ИСЗ на геосинхронной орбите за год на 0,3 м/с? Это значит (в случае отсутствия или отказа СУДЦМ) уходить в течение года из точки синхронности со средней скоростью 0,15 м/с, и уйти от неё за год почти на 5 тыс. км, то есть потерять синхронность.

А что значит увеличить за час угловую скорость от нуля до $4,5 \cdot 10^{-4}$ 2п/с? Это значит вращаться в течение часа со средней угловой скоростью $2,25 \cdot 10^{-4}$ 2п/с и изменить угловое положение в системе координат, связанной с центром масс КА, на 1,6 п, то есть полностью потерять ориентацию (в случае отказа СО).

И потому разработчикам космических аппаратов не стоит пренебрегать малыми силами, малыми ускорениями и малыми моментами. Не зная их, нельзя спроектировать ни адекватной системы управления движением центра масс, ни адекватной системы ориентации.

Гарантировать заданную продолжительность активного существования КА в случае пренебрежения малыми возмущениями также невозможно.

5. Ориентация

Первым ИСЗ, разработанным во ВНИИЭМ под руководством основателя ВНИИЭМ главного конструктора А.Г. Иосифьяна, была «Космическая электротехническая лаборатория», или «Омега». Эта буква греческого алфавита была выбрана для сокращённого названия спутника не случайно. Задолго до начала космической эры в физике, электротехнике и радиотехнике она стала синонимом вращений и колебаний. Внешне ИСЗ «Омега» напоминал собой бабочку, ибо состоял из корпуса (гермоотсека) с приборами и жёстко закреплённых на корпусе по обеим сторонам от него двух крыльев солнечных батарей. Для ориентации СБ на Солнце аппарату на орбите было придано вращение вокруг оси, нормальной к плоскости СБ и направленной на Солнце.

Но уже на первом метеорологическом спутнике разработки того же ВНИИЭМ (1964 г., «Космос-44») двукрылая СБ приобрела собственный электропривод и собственную систему ориентации относительно корпуса аппарата, что значительно увеличило среднюю освещённость СБ, а значит и энерговооружённость КА. Теперь корпус своими радиоантеннами и оптическими приборами «смотрел» на Землю, а СБ независимо «отслеживала» Солнце.

Для КА «Электро» пришлось «задействовать» и такое внешнее направление как «чёрный космос», в его сторону был направлен радиационный холодильник.

В настоящее время ОАО «Корпорация ВНИИЭМ» в области разработки электромеханических систем ориентации КА занимает в России лидирующие позиции.

Помимо множества журнальных публикаций, по системам ориентации КА написаны две подробные монографии [3,4]. Причём вторая из них появилась сравнительно недавно и принадлежит перу сотрудника ВНИИЭМ, внёсшего значительный

личный вклад в разработку электромеханических систем ориентации и их теоретическое осмысление. Что позволяет затронуть здесь тему ориентации КА лишь в той степени, которая необходима для связного изложения других вопросов проектирования КА.

5.1 Вокруг главных осей инерции

Системы ориентации КА строятся на основе теоретических представлений, развитых механикой твёрдого тела, под коим в этой механике понимается система материальных точек, расстояния между которыми в процессе движения остаются неизменными.

Для описания движения твёрдого тела вводят две системы координат: условно неподвижную XYZ и движущуюся систему xuz , жёстко связанную с твёрдым телом и имеющую начало в центре масс (центре инерции) тела (Рис.5.1).

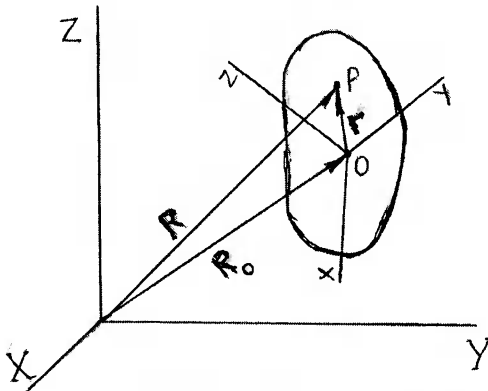


Рис. 5.1. Для рассмотрения движения твёрдого тела необходимы две системы координат: условно неподвижная (XYZ) и жёстко связанная с телом и имеющая начало в центре его инерции (xuz)

Обозначим радиус-вектор произвольной точки P твёрдого тела в подвижной системе координат как $\mathbf{r}$, а радиус-вектор той же точки в неподвижной системе координат как $\mathbf{R}$. Бесконечно

малое смещение $d\mathbf{R}$ точки P складывается из перемещения $d\mathbf{R}_0$ вместе с центром инерции и перемещения $[d\phi \mathbf{r}]$ относительно последнего при повороте на бесконечно малый угол $d\phi$:

$$d\mathbf{R} = d\mathbf{R}_0 + [d\phi \mathbf{r}] \quad (5.1)$$

Продифференцировав это равенство по времени и введя три скорости

$$\mathbf{v} = d\mathbf{R}/dt, \mathbf{V} = d\mathbf{R}_0/dt, \Omega = d\phi/dt, \quad (5.2)$$

из (5.1) получаем их связь:

$$\mathbf{v} = \mathbf{V} + [\Omega \mathbf{r}] \quad (5.3)$$

Вектор $\mathbf{V}$ есть скорость центра инерции твёрдого тела, или скорость его поступательного движения, вектор Ω – это угловая скорость вращения твёрдого тела. Её направление, как и направление $d\phi$, совпадает с направлением оси вращения. Тем самым, скорость любой точки твёрдого тела есть сумма поступательной скорости тела и скорости его вращения. Однако может показаться, что величина Ω зависит от выбора начала подвижной системы координат.

Чтобы показать, что это не так, введём мысленно другое начало (точку O'), отстоящее от первого на величину $\mathbf{a}$, и рассмотрим снова точку P твёрдого тела. Теперь её радиус-вектор относительно O' есть $\mathbf{r}'$, а значит $\mathbf{r} = \mathbf{r}' + \mathbf{a}$ и, соответственно, $\mathbf{v} = \mathbf{V} + [\Omega \mathbf{a}] + [\Omega \mathbf{r}']$. С другой стороны, по определению, должно выполняться равенство (5.3), то есть $\mathbf{v} = \mathbf{V}' + [\Omega' \mathbf{r}']$. А значит

$$\mathbf{V}' = \mathbf{V} + [\Omega \mathbf{a}], \Omega' = \Omega \quad (5.4)$$

От смещения начала подвижной системы координат изменяется лишь $\mathbf{V}$. Угловая же скорость, с которой в любой момент времени вращается жёстко связанная с телом система координат, оказывается независимой от выбора этой системы. Это обстоятельство и даёт право называть Ω угловой скоростью вращения твёрдого тела в целом (или как такового).

При произвольном движении тела, вообще говоря, меняются как абсолютная величина Ω , так и направление оси вращения.

Если разбить твёрдое тело на элементарные массы $(\Delta m)_i$, каждая из которых имеет свою скорость v_i , то кинетическую энергию тела W_k можно записать как сумму слагаемых $(\Delta m)_i v_i^2/2$ по всем i , или в более экономной записи как $W_k = \Sigma m v^2/2$. Подставляя сюда (5.3), получаем:

$$W_k = \Sigma(m/2) (V + [\Omega r])^2 = \Sigma(m/2)V^2 + \Sigma m V[\Omega r] + \Sigma(m/2) [\Omega r]^2 \quad (5.5)$$

Скорости V и Ω одинаковы для всех элементов твёрдого тела. Поэтому первый член в последней сумме можно записать как $m_\Sigma V^2/2$, где $m_\Sigma = \Sigma(\Delta m)_i$ есть полная масса тела. Второй член, воспользовавшись формулой для скалярного произведения вектора на векторное произведение (см, например, [5]), можно преобразовать как:

$$\Sigma m V[\Omega r] = \Sigma m[V\Omega]r = [V\Omega] \Sigma mr$$

И если начало подвижной системы координат выбрано в центре инерции, этот член обращается в нуль. Наконец, третий член можно преобразовать, вычислив квадрат векторного произведения. В результате находим:

$$W_k = m_\Sigma V^2/2 + \Sigma(m/2)\{\Omega^2 r^2 - (\Omega r)^2\} \quad (5.6)$$

Кинетическая энергия твёрдого тела состоит из двух частей. Первая часть – это энергия поступательного движения тела как целого со скоростью движения центра масс V . Вторая – энергия вращательного движения с угловой скоростью Ω вокруг оси, проходящей через центр масс. Возможность такого разделения кинетической энергии обусловлена выбором начала связанной с телом системы координат в его центре масс.

Если воспользоваться тензорными индексами i и k (каждый из которых пробегает значения 1, 2, 3, а по всем дважды повторяющимся индексам осуществляется суммирование, знак суммы при этом опускается), – последнюю формулу можно переписать в виде:

$$W_k = m_{\Sigma} V^2/2 + J_{ik} \Omega_i \Omega_k/2, \quad (5.7)$$

где тензор J_{ik} , называемый тензором инерции, равен

$$J_{ik} = \Sigma m (x_i^2 \delta_{ik} - x_i x_k), \quad (5.8)$$

δ_{ik} – единичный тензор, компоненты которого равны единице при $i = k$ и равны нулю в случае неравенства.

Ввиду принципиальной значимости симметрии тензора инерции выпишем его компоненты в явном виде:

$$\begin{aligned} & \Sigma m (y^2 + z^2) - \Sigma m x y - \Sigma m x z \\ & - \Sigma m y x \quad \Sigma m (x^2 + z^2) - \Sigma m y z \\ & - \Sigma m z x - \Sigma m z y \quad \Sigma m (x^2 + y^2) \end{aligned} \quad (5.9)$$

Момент инерции твёрдого тела есть сумма моментов инерции его частей.

Как и всякий симметричный тензор второго ранга [5], тензор инерции путём выбора направления осей x, y, z может быть приведён к диагональному виду. **Оси, диагонализующие тензор инерции, называются главными осями инерции, а соответствующие (диагональные) значения компонент тензора – главными моментами инерции.** При таком выборе осей вращательная часть кинетической энергии твёрдого тела записывается особенно просто:

$$W_{вр} = (J_1 \Omega_1^2 + J_2 \Omega_2^2 + J_3 \Omega_3^2)/2, \quad (5.10)$$

Здесь J_1, J_2, J_3 – главные моменты инерции, а $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ – угловые скорости вокруг главных осей инерции.

Именно такое представление вращательной энергии и используется обычно в инженерных расчётах.

Если оси связанной с твёрдым телом системы координат совпадают с главными осями инерции, момент импульса (кинетический момент) твёрдого тела

$$L = \Sigma m [rv] = \Sigma m [r[\Omega r]] \quad (5.11)$$

разделяется на три момента (по осям):

$$L_1 = J_1 \Omega_1, L_2 = J_2 \Omega_2, L_3 = J_3 \Omega_3, \quad (5.12)$$

а уравнение вращательного движения

$$d\mathbf{L}/dt = \Sigma \mathbf{M}_i = \Sigma [\mathbf{rF}] \quad (5.13)$$

– на три уравнения

$$J_1(d\Omega_1/dt) = \{\Sigma[\mathbf{rF}]\}_1, J_2(d\Omega_2/dt) = \{\Sigma[\mathbf{rF}]\}_2, \quad (5.14)$$

$$J_3(d\Omega_3/dt) = \{\Sigma[\mathbf{rF}]\}_3$$

Здесь $\Sigma[\mathbf{rF}]$ – сумма моментов сил, действующих на тело, относительно центра инерции, $\{\Sigma[\mathbf{rF}]\}_1$, $\{\Sigma[\mathbf{rF}]\}_2$ и $\{\Sigma[\mathbf{rF}]\}_3$ – проекции этой суммы на главные оси инерции.

5.2 Орбитальная система координат и датчики

Вместо системы координат XYZ (Рис. 5.1) разработчики СО ИСЗ пользуются так называемой орбитальной системой координат $x_0 y_0 z_0$, первый орт которой совпадает с направлением скорости ИСЗ, второй – противоположен направлению на Землю, а третий дополняет два первых до правой прямоугольной системы координат (Рис.5.2). Вслед за авиаторами поворот КА вокруг оси z_0 и в космической технике называют тангажом, вокруг оси x_0 – креном, вокруг оси y_0 – рысканием. Строго говоря, система $x_0 y_0 z_0$ не является ни неподвижной (она перемещается над Землей со скоростью аппарата), ни инерциальной. Однако ввиду малости скорости ИСЗ по сравнению со скоростью света и невесомости на борту спутника, она успешно справляется с обеими указанными ролями.

КА в такой системе может совершать только вращения относительно своего центра инерции, а его угловое положение описывается углами между осями x_0 , y_0 , z_0 и, например, главными осями инерции КА. При положении аппарата (в форме цилиндра), показанном на Рис.5.2, все три угла равны нулю.

Если так называемый построитель местной вертикали ИСЗ нацелен на центр Земли, то направления x_0 и y_0 лежат в плоскости орбиты, а направление z_0 нормально к ней. И если одна из главных осей инерции аппарата совпадает с вертикалью на Землю, а солнечная батарея имеет собственную систему ориентации (на Солнце), такой ИСЗ находится в состоянии двухосной солнечно-земной ориентации.

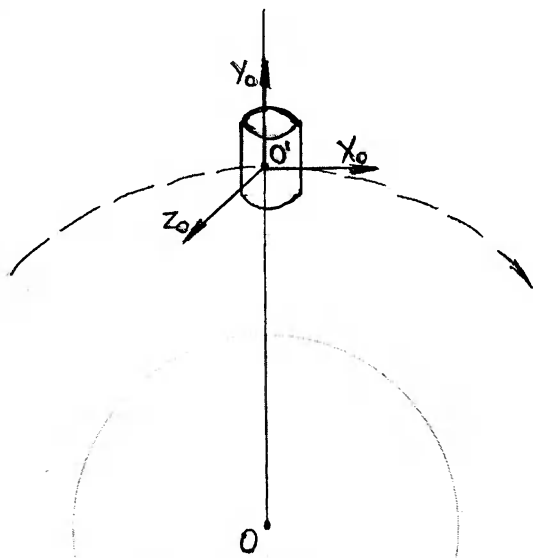


Рис. 5.2. Орбитальная система координат. Т. О – центр Земли, т. О' – центр инерции КА, орбита отмечена пунктиром

Датчики вертикали Земли, солнечные и звёздные датчики, датчики угла и датчики угловой скорости КА подробно описаны в [2-4]. А потому мы от их описания воздержимся.

Процесс приведения ИСЗ в ориентированное состояние занимает определённое время и начинается после выведения ИСЗ на орбиту и отделения его от последней ступени ракеты-носителя.

Функциональная схема системы активной ориентации показана на Рис. 5.3. Показания датчиков оцифровываются и обрабатываются в БЦВМ в соответствии с тем или иным алгорит-

мом управления. А принятые вычислительной машиной решения реализуются реактивными двигателями (РД) малой тяги или такими электромеханическими устройствами, как двигатели-маховики (Д-М) или гиродины.

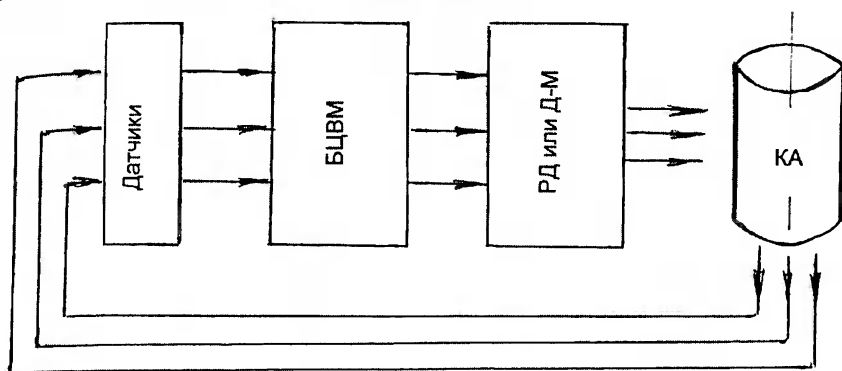


Рис. 5.3. Упрощённая функциональная схема активной системы ориентации

5.3 Реактивная ориентация

Для трёхосной реактивной ориентации нужны, как минимум, шесть РД малой тяги – по паре на каждую ось инерции. Двигатели, входящие в одну пару, одновременно не включаются (хотя подобным включением может быть проверено равенство их тяг). Устанавливаться на борту аппарата РД могут по-разному, в том числе на выносных штангах, увеличивающих плечи развиваемых двигателями сил.

На Рис. 5.4 показан вариант расположения РД на КА с цилиндрической симметрией. Точка O – центр масс КА; J_1 , J_2 и J_3 – его главные моменты и одновременно главные оси инерции; Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 – угловые скорости вокруг этих осей; $L_1 = J_1 \Omega_1$, $L_2 = J_2 \Omega_2$, $L_3 = J_3 \Omega_3$ – соответствующие кинетические моменты. Пары РД $F_1 - F_1$, $F_2 - F_2$ и $F_3 - F_3$ предназначены для изменения кинетических моментов L_1 , L_2 и L_3 соответственно.

Уравнения вращательного движения в данном случае имеют вид:

$$J_1(d\Omega_1/dt) = (+ \text{ или } -) r_1 F_1, J_2(d\Omega_2/dt) = \\ = (+ \text{ или } -) r_2 F_2, J_3(d\Omega_3/dt) = (+ \text{ или } -) r_3 F_3$$

Плюс или минус определяются включением первого или второго двигателя из той или иной пары. Для показанного на Рис. 5.4 варианта размещения двигателей $r_2 = r_3$, а r_1 равен радиусу цилиндра r .

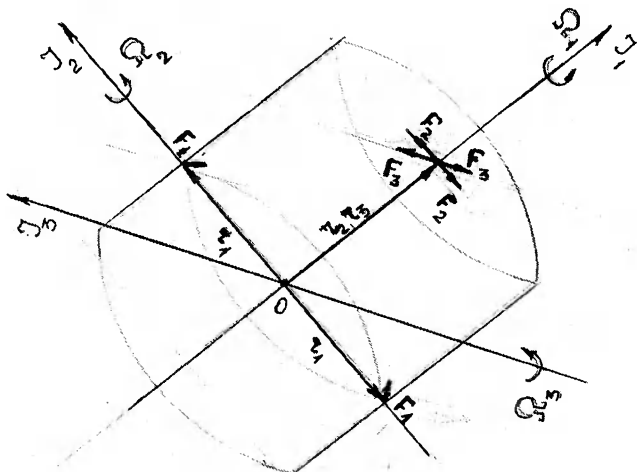


Рис. 5.4. Возможное расположение двигателей реактивной системы ориентации на КА (пояснения в тексте)

КА отделяется от последней ступени ракеты-носителя посредством взрыва пиропатронов. Не следует, однако, думать, что эти взрывы существенно влияют на динамику КА. Типичный пиропатрон содержит около полутрамма пороха, выделяющего при сгорании около полутора килоджоулей тепловой энергии. Максимум, на что способны взрывы таких пиропатронов – это на то, чтобы изменить скорость КА (уже разогнанного до примерно 8 км/с) в пределах одного метра в секунду. Не в состоянии они и создать существенный кинетический момент. Однако после отделения от ракеты-носителя

КА, тем не менее, нуждается в успокоении, поскольку оказывается под воздействием моментов внешних сил, о которых говорилось в предыдущем разделе.

Например, гравитационный момент, при всей его относительной малости, может медленно, но верно изменять угол тангажа, то есть может привести ИСЗ во вращательное движение относительно оси z_0 (Рис. 5.2 и 5.4). Вращение как таковое, то есть в его обычном понимании, в силу специфики момента гравитационных сил, при этом едва ли получится, а вот колебания КА с той или иной амплитудой в плоскости орбиты будут иметь место.

Момент инерции КА цилиндрической формы относительно оси J_2 равен

$$J_2 = m_{\Sigma}(r^2/4 + l^2/12),$$

где r – радиус цилиндра, а l – его длина, что при $m_{\Sigma} = 1000$ кг, $r = 0,5$ м и $l = 2$ м даёт $J_2 = 400$ кгм². И если для гравитационного момента воспользоваться ранее сделанной оценкой $M_G \approx 1,6 \cdot 10^{-3}$ Нм, то для углового ускорения получаем $d\Omega_2/dt \approx 4 \cdot 10^{-6}$ с⁻². Откуда, полагая $dt = \pi/2\Omega_2$ (четверть оборота), можно сделать оценку угловой скорости: $\Omega_2 \approx 1$ град/с (угловой градус в секунду).

На первый взгляд, такая скорость кажется незначительной. Однако для оптических осей приборов, установленных, например, на геостационарном КА, каждый градус даёт перемещение по земной поверхности примерно на 600 км. А потому успокоение аппарата абсолютно необходимо.

Оно может быть выполнено с помощью РД $F_2 - F_2$, включаемых в противофазе с гравитационными колебаниями аппарата, то есть так, чтобы угловая скорость КА (как и линейная скорость его составляющих в собственной системе координат) только убывала. При этом при $r_2 = 1$ м (Рис. 5.4) достаточно будет величины тяги около $F_2 = 10^{-2}$ Н (одного грамма силы). Такую тягу можно создать разными двигателями, в том числе плазменными.

Первый импульсный плазменный электрореактивный двигатель (ИПЭРД) малой тяги, предназначавшийся для СО ИСЗ, был разработан в начале 60-х гг. прошлого столетия в Истринском филиале ВНИИЭМ [6]. Он представлял собой эрозионную плазменную пушку, на которую разряжалась конденсаторная батарея. Длительность импульса составляла около 100 мкс, амплитуда тока 20 кА. При энергии в импульсе 200-300 Дж двигатель создавал импульс силы $\int F(t)dt$ около 0,01 Нс. Двигатель этот прошёл не только разнообразные лабораторные испытания, но и испытания в составе ИСЗ «Омега». Однако накануне запуска «Омеги» из-за опасений, что создаваемые токовым импульсом электромагнитные помехи помешают нормальной работе радиоэлектронного оборудования КА, из состава «Омеги» он был исключён.

Первые успешные лётно-космические испытания ИПЭРД были подготовлены специалистами ИАЭ им. И.В. Курчатова и ЦНИИМаш и осуществлены в 1964 г. на советском межпланетном аппарате «Зонд-2».

Изменение угловой скорости КА (уменьшение или увеличение) по той или иной главной оси инерции за один «выстрел» плазменной пушки может быть записано как

$$\Delta\Omega = r(\int F(t)dt)/J, \quad (5.15)$$

где $\int F(t)dt$ – импульс силы, создаваемый пушкой (интегрирование осуществляется по длительности электрического разряда), а J и r – главный момент инерции и плечо приложения импульса силы (Рис. 5.4).

В системах ориентации КА могут применяться как импульсные РД, так и РД непрерывного действия. Но ввиду необходимости (для поддержания нужной ориентации) частых включений и выключений РД, импульсные двигатели имеют здесь преимущество. Ибо делают процесс успокоения (или ориентации) КА дискретным, а потому более предсказуемым.

5.4 Электромеханическая ориентация

Участвуя однажды в телепередаче, академик Н.Н. Шереметьевский (второй директор ВНИИЭМ) проиллюстрировал суть электромеханической ориентации КА на примере кофемолки. Взяв кофемолку в руку и включив её в сеть, через прозрачную крышку можно наблюдать вращение ножей, измельчающих кофейные зёрна. Но стоит выпустить корпус кофемолки из руки, как он тут же начнёт вращаться в противоположную сторону, ибо теперь вступает в силу один из фундаментальных законов природы – закон сохранения момента импульса, или кинетического момента (кофемолки).

Закон этот утверждает, что в отсутствие моментов внешних сил кинетический момент механической системы остаётся неизменным. О чём свидетельствуют и выписанные нами соотношения (5.13) и (5.14). И если на борту КА «вдруг» начинает вращаться некое колесо (маховик), ось которого параллельна той или иной главной оси инерции, то КА в целом начнёт вращаться вокруг той же оси, но в противоположную сторону. Что можно записать как:

$$J_{КА} \Omega_{КА} + J_M \omega_M = \text{Const}, \quad (5.16)$$

где $J_{КА}$ и $\Omega_{КА}$ – момент инерции и угловая скорость КА, J_M и ω_M – момент инерции и угловая скорость маховика (двигателя-маховика).

Три двигателя-маховика, установленных на платформе КА «Электро» по соответствующим осям КА, показаны на Рис. 5.5 [8]. И поскольку $J_M \ll J_{КА}$, угловая скорость маховика $\omega_M \gg \Omega_{КА}$. Изменяя ω_M , можно уменьшать или увеличивать угловую скорость аппарата $\Omega_{КА}$.

Например, двигатель-маховик разработки ВНИИЭМ ДМ20-250 диаметром 0,4 м и массой 10 кг развивает кинетический момент до 20 Нмс. При этом максимальная частота вращения ротора достигает 1100 об/мин, а управляющий момент – 0,25 Нм,

то есть более чем на порядок превосходит момент ИПЭРД, о котором говорилось выше.

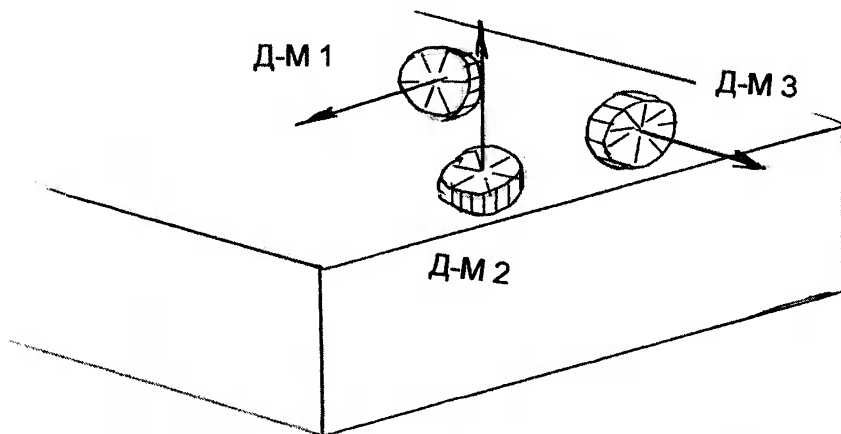


Рис. 5.5. Расположение двигателей-маховиков на приборной платформе КА «Электро». Указаны направления кинетических моментов

Двигатели-маховики хорошо справляются с переменными (не выводящими маховик за предельный кинетический момент) силовыми воздействиями на аппарат. Но имеют один недостаток. В случае кинетического насыщения они требуют разгрузки от накопленного кинетического момента. Разгрузка может быть осуществлена различными способами [4], однако на время выводит КА из ориентированного состояния.

В отличие от двигателей-маховиков, силовые гироскопы (гиродины) управляют угловым положением КА не за счёт изменения скорости вращения, а за счёт изменения взаимоположения осей роторов, вращающихся с постоянной скоростью. Гиродины позволили увеличить управляющий кинетический момент до 1000 Нмс. И дали выигрыш в энергии, поскольку при их использовании нет нужды в частых разгонах и торможениях роторов.

Гиродины осуществляли ориентацию достаточно массивных советских орбитальных станций «Салют» и «Алмаз». И в течение 15-ти лет работали на станции «Мир».

Однако на АКА связного, метеорологического и природоресурсного назначения гиродины пока не использовались.

5.5 Многоуровневая ориентация

Точность ориентации – важнейшая характеристика любой СО. А достижение высокой точности в сочетании с приемлемым временем ориентации связано с решением достаточно противоречивой технической задачи. С одной стороны, желательна быстрая ориентация или быстрое успокоение аппарата, что требует относительно больших управляющих моментов. С другой стороны, «успокоив» аппарат, нужно удерживать его «в покое» достаточно длительное время, чтобы достигнуть цели ориентации. А это требует действия малых разнонаправленных сил. И потому разные режимы ориентации на одном и том же аппарате практически неизбежны.

Например, точность ориентации КА «Электрo» в нормальном режиме составляла по крену и тангажу (плюс-минус) 2 угл. минуты, а по рысканию 5 угл. минут. В режиме же повышенной точности ориентации соответственно 1 угл. минута и 2 угл. минуты. При этом угловая скорость стабилизации была не более 0,0005 градусов в секунду [8]. Хорошо бы её увеличить, но тогда была бы потеряна точность.

Для выполнения стоявших перед «Электрo» задач указанной выше точности было достаточно. Однако другие задачи, решаемые другими КА, могут потребовать такой точности ориентации, что двух уровней для её обеспечения может оказаться недостаточно.

6. Химия и физика в космосе, или Циолковский продолжается

С момента запуска первого ИСЗ и до наших дней земная космонавтика держится на ракетах-носителях, использующих сгорание химических топлив и развивающих в течение нескольких минут мощность, многократно превосходящую мощность крупнейших современных электростанций. И ни для кого не секрет, что существующие РН создавались вовсе не для освоения космического пространства. Для боевого же их применения факторы мощности и времени имеют решающее значение. Чем и определились технические характеристики современных ракет.

Старт ракеты-носителя и её начальный подъём (вплоть до отделения первой ступени РН) можно описать с помощью простого уравнения:

$$\begin{aligned} m(t) (dv/dt) &= m'u - m(t)g \\ m(t) &= m_0 - m't, v(0) = 0, \end{aligned} \quad (6.1)$$

где $m(t)$ – убывающая масса РН (вместе с КА), v – её скорость (направленная на старте вверх), m' – секундный расход рабочего тела её ракетных двигателей, u – скорость истечения рабочего тела из сопел этих двигателей, g – ускорение силы тяжести вблизи поверхности Земли.

Решение (6.1) имеет вид:

$$v(t) = u \ln [m_0/m(t)] - gt \quad (6.2)$$

О чём оно говорит?

Логарифм функция медленная. А значит, высокая скорость РН (вместе с КА) может достигаться только за счёт огромного расхода массы рабочего тела. Выпускаемая в России с 2001 г ракета «Протон – М» использует в качестве топлива гидразин $(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$ (называемый также гептилом), а в качестве окисли-

теля тетраоксида азота N_2O_4 . Она имеет стартовую массу $m_0 = 705$ т, секундный расход рабочего тела первой ступени $m' = 3,8$ т/с и удельный импульс 250 с, что соответствует скорости истечения рабочего тела около $u = 2500$ м/с. Первая ступень «Протона-М» развивает мощность 12 ГВт и за 123 первых секунды полёта поднимает РН на высоту 42 км, достигая скорости 1724 м/с. Каков КПД подобного подъёма?

К моменту отделения первой ступени (124-я секунда с момента старта) масса «Протона-М» уменьшается с 705 т до 232 т, а кинетическая энергия продолжающей ускоряться массы составляет $3,5 \cdot 10^{11}$ Дж. В то время как израсходованная химическая энергия равна $(m't)u^2/2 = 1,5 \cdot 10^{12}$ Дж.

Тем самым, отношение кинетической энергии «Протона-М» к затраченной химической энергии в начале полёта (что нередко называют полётным КПД первой ступени) составляет менее 23%. Запуск такой ракеты удовольствие дорогое и в коммерческом плане, и с точки зрения эффективности энергетических затрат. Немаловажна и токсичность продуктов сгорания гидразина, о которой хорошо знают жители тех мест, над коими гидразиновые (гептиловые) ракеты пролетают.

Последнее обстоятельство позволяет некоторым специалистам (прежде всего американским) призывать к переходу от гептиловых к водородно-кислородным ракетам, не отравляющим окружающую среду. Однако призыв этот не лишён лукавства. Во-первых, воздействие ракетных запусков в целом на окружающую среду не идёт ни в какое сравнение с воздействием промышленных предприятий и автомобильного транспорта – а тут именно США являются мировым лидером по загрязнению планеты Земля. Во-вторых, гептиловые ракеты многократно дешевле водородно-кислородных, что заставляет самих американцев пользоваться российскими «Протонами». За последние 10 лет из 84-х запусков «Протонов» 27 были куплены американцами. В-третьих, переход на водородно-кислородные

ракеты требует создания промышленности по производству жидкого водорода, каковая в рамках лунной программы была создана в США ещё в 70-х гг. прошлого столетия, но которой в России (как и в других производящих ракеты странах) пока нет. Нет, по крайней мере, в таких масштабах, какие необходимы для производства тяжёлых водородно-кислородных ракет. А потому едва ли стоит торопиться с отказом от «Протонов».

Умножив левую и правую части (6.1) на v , нетрудно получить формулу для полётного КПД, то есть для отношения полезной мощности РН (мощности, увеличивающей кинетическую энергию ракеты W_k) к полной её мощности как функции времени:

$$(dW_k/dt)/(m'u^2/2) = 2v [(1/u) - (m_0g/m'u^2) + (gt/u^2)] \quad (6.3)$$

Откуда следует, что при низких скоростях полёта (пока v не приблизится к u), ракета-носитель не столько ускоряет установленный под её обтекателем КА, сколько греет атмосферу. Что хорошо известно нынешним ракетчикам. И было известно (теоретически) Циолковскому.

Чуть-чуть «подтолкнуть» РН на старте (до $v \approx 0,45$ км/с) и тем самым сэкономить дорогостоящее ракетное топливо можно, если использовать вращение Земли. Что, в сущности, и привело к появлению французского космодрома Куру на севере Южной Америки.

Но Циолковскому такого «чуть-чуть» было мало, и, оставаясь патриотом «реактивных приборов», он начал размышлять о возможности замены этих «приборов» электрическими машинами [9].

6.1 Три электро-космических идеи Циолковского

Самая радикальная из них – это идея «снарядов, приобретающих космические скорости на суше и воде». Приобретающих не за счёт ракетных двигателей, а за счёт электромагнитных сил

в некоей пушке или трубе, снабжённой соответствующей «электрической машиной», то есть набором ускоряющих снарядов электрических устройств.

Этой идеи мы уже касались в п. 2.7, но касались лишь в её наземном (транспортном) варианте. Циолковский же размышлял о возможности запуска высокоскоростных снарядов в космос. А это связано с необходимостью «пробоя» такими снарядами земной атмосферы, что требует особой формы и размеров снаряда, не говоря уже о материалах, из которых снаряд должен быть изготовлен. И Циолковский пытался сначала вообразить, а следом и рассчитать форму и размеры высокоскоростных снарядов, способных «пробить» атмосферу и выйти в космос. После чего озабочился вопросом: «Но как электрическую энергию превратить в механическую?» И сам себе ответил: «Ни одна из существующих электрических машин для этого не годится...» И это было действительно так.

Вследствие чего в 30-х гг. прошлого столетия эта идея «калужского мечтателя» не нашла понимания даже в научной среде. И вскоре была забыта.

Вторая идея – это электрореактивные двигатели (ЭРД), обладающие значительно более высоким удельным импульсом, чем термохимические РД, а значит, расходующие для решения той же задачи значительно меньше рабочего тела (топлива), но требующие для ускорения рабочего тела электрической энергии, которой на борту КА до сих пор совсем немного.

Ну, а третья идея – это идея электромеханической ориентации, то есть пространственной ориентации КА в системе координат, связанной с его центром инерции, за счёт специальных масс, установленных на борту КА и приводимых во вращение электродвигателями. И можно лишь удивляться прозорливости основоположника теоретической космонавтики, сформулировавшего все три идеи в докосмическую эру, то есть до появления ракет-носителей.

О второй и третьей из электро-космических идей Циолковского в СССР вспомнили в начале 60-х гг. прошлого столетия, когда не менее десятка советских НИИ с благословения Сергея Королёва начали разрабатывать ЭРД малой тяги для КА, а ВНИИЭМ занялся разработкой электромеханических систем ориентации КА.

Практические электро-космические результаты были получены только во ВНИИЭМ и только в части электромеханической ориентации. Разработчики плазменных ЭРД, выполнив значительный объём экспериментальных исследований на макетах электрореактивных двигателей, серьёзного применения своим разработкам пока не нашли. Хотя и доказали возможность создания и импульсных (ИПЭРД), и стационарных плазменных двигателей (СПД) для КА.

Самая же радикальная электро-космическая идея Циолковского получила толчок в своём развитии в 70-80-х гг. прошлого столетия в связи с американской программой подготовки к так называемым «звёздным войнам». Именно тогда в лабораториях США, СССР и некоторых других стран появились импульсные установки с емкостными и индуктивными накопителями электрической энергии, получившие название ЭДУМ – электродинамические ускорители масс [10]. Тогда же были получены и заслуживающие внимания экспериментальные результаты. Снаряды массой до 300 г удалось ускорить до 3 км/с, а граммовый снаряд был ускорен в рельсовой пушке с так называемым «плазменным поршнем» до второй космической скорости [11].

Тем самым принципиальная возможность электрического разгона макроскопических тел до космических скоростей была доказана. Однако в связи с изменением международной обстановки (распадом СССР и возникновением постсоветской России) к 90-м гг. прошлого столетия к «звёздным войнам», а заодно и к ЭДУМ, охладели и в США, и в России. Что само по себе и неплохо.

Тем временем ракеты-носители продолжали совершенствоваться, производиться и уходить в космос.

6.2 С Земли на ГСО

ИСЗ «Электро» в 1994 г. был доставлен на геосинхронную орбиту (ГСО) с помощью предшественницы «Протона – М» ракеты «Протон-К» (с разгонным блоком). Доставка осуществлялась в три этапа. На первом из этих этапов КА вместе с разгонным блоком был выведен на низкую, так называемую опорную, орбиту 170×230 км со скоростью на орбите около 7,8 км/с. На втором этапе разгонный блок вывел КА на высокоэллиптическую орбиту с апогеем $h = 36000$ км ($h + R_3 = 42380$ км). И если бы КА был оставлен на этой орбите, при скорости в перигее 7,8 км/с его скорость в апогее была бы 1,2 км/с, что не позволило бы ему перейти на ГСО.

Но когда КА «Электро» вместе с разгонным блоком достиг апогея своей высокоэллиптической орбиты, разгонный блок был включён снова. И довёл скорость КА до равновесной для ГСО скорости $v = 3,1$ км/с.

Отметим также, что максимальная мощность СБ КА «Электро» составляла лишь 700 Вт, а электрореактивные двигатели на нём отсутствовали. Так что к электро-космическим идеям Циолковского этот запуск не имел никакого отношения. Но в очередной раз продемонстрировал достоинства гидразина, используемого во всех ступенях «Протона».

В 2011 г. уже ракетой «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» на ту же ГСО был выведен коммерческий телекоммуникационный спутник военного и гражданского назначения «Яхсат 1Б», принадлежащий спутниковому оператору «Яхсат» (Al Yah Satellite Communication Company – Объединённые Арабские Эмираты). Его масса составляет 6 т, а мощность солнечных батарей 12 кВт. И что особенно примечательно: для коррекции орби-

ты на спутнике установлены стационарные плазменные двигатели СПД-100 разработки российского ОКБ «Факел».

Впервые двигатели этого типа (разработки ИАЭ им. И.В. Курчатова, где они и родились) прошли испытания в 1972 г. на спутнике «Метеор» Но в последующие годы разработчики КА о существовании плазменных двигателей практически забыли. И вот теперь эти двигатели вышли на, так сказать, международную космическую арену. О физических процессах в плазменных ЭРД продолжают спорить. Но в инженерном плане технология их производства отработана, как технические изделия они существуют, успешно функционируют в лабораториях и продолжают совершенствоваться. И давно нуждаются в адекватных лётно-космических испытаниях.

В этой связи нельзя не заметить, что коррекция орбиты геостационарного коммуникационного ИСЗ – задача, несомненно, важная, но не слишком выигрышная с точки зрения демонстрации возможностей ЭРД. Если коррекция окажется успешной, об ЭРД едва ли кто вспомнит. Как не вспоминают уже об испытаниях импульсных плазменных двигателей в 1964 г. и СПД в 1972 г. Тем более, что с задачей коррекции орбиты в состоянии справиться и термохимические РД малой тяги на том же гидразине.

Могут ли СПД справиться с более трудной задачей, чем коррекция орбиты, а именно продемонстрировать способность существенно изменить энергию КА в космосе безо всякой химии, но за счёт энергии, получаемой от Солнца?

6.3 На ГСО с помощью ЭРД

Полная энергия единицы массы ИСЗ в соответствие с (2.7) равна:

$$W/m = (v^2/2) - (\mu/r) \quad (6.4)$$

И если аппарат находится на круговой равновесной орбите, радиус r в процессе движения КА остаётся неизменным, а зна-

чит, не изменяется и скорость аппарата. А, поскольку по условию равновесия выполняется равенство

$$v^2/r = \mu/r^2, \quad (6.5)$$

формулу (6.4) для такого случая можно упростить:

$$W/m = -\mu/2r \quad (6.6)$$

На Рис.6.1 приведены скорости v и полные энергии единицы массы КА W/m для аппаратов, функционирующих на круговых орбитах в диапазоне радиусов от $r = R_3$ до $r = 6R_3$.

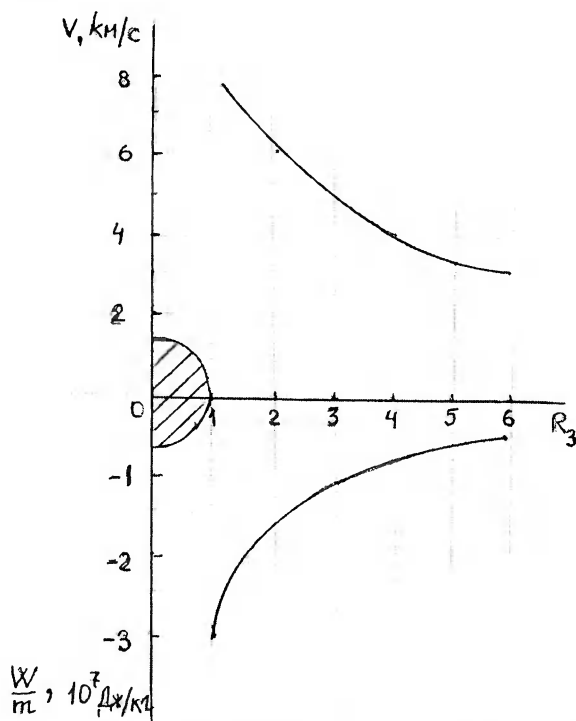


Рис. 6.1. Скорости и энергии (на единицу массы) ИСЗ для круговых орбит в диапазоне радиусов $r = R_3 - 6R_3$

По мере возрастания величины r и полной энергии КА (остающейся отрицательной), то есть по мере подъёма аппарата

над Землёй, равновесная скорость v убывает. А это означает, что действие малой тяги, направленной по вектору скорости КА, не увеличивает v , а переводит аппарат на более высокую орбиту с большей полной энергией, но с меньшей линейной скоростью. Раскручиваясь по спирали вокруг Земли, КА преобразует свою кинетическую энергию в энергию потенциальную, о чём писал и Циолковский.

Величины тут такие. Покоящийся на поверхности Земли аппарат обладает потенциальной (и полной) энергией на единицу массы (минус) $6,3 \cdot 10^7$ Дж/кг, что лишь в полтора раза больше по модулю теплоты сгорания килограмма керосина. Аппарат, выведенный на низкую орбиту ($h = 200$ км), увеличивает W/m примерно вдвое (до $- 3 \cdot 10^7$ Дж/кг). На ГСО энергия на единицу массы равна $- 0,5 \cdot 10^7$ Дж/кг, то есть в шесть раз по модулю меньше, чем на опорной орбите. Тем самым вклад разгонного блока (который «перемещает» КА с опорной орбиты на ГСО) в увеличение энергии на единицу массы КА составляет $2,5 \cdot 10^7$ Дж/кг, что сопоставимо с вкладом предыдущих ступеней РН с многократно большим расходом массы.

И возникает вопрос: нельзя ли заменить разгонный блок электрореактивной двигательной установкой?

О реальности такой возможности говорят следующие оценки. Удельная мощность кремниевых СБ, устанавливаемых на современные КА, составляет около 10 Вт/кг. Следовательно, для выработки $2,5 \cdot 10^7$ Дж «килограмму кремниевых СБ» понадобится два с половиной миллиона секунд, или месяц непрерывной работы. Удельная мощность СБ на более дорогом арсениде галлия (GaAs) около 80 Вт/кг, а значит, эти батареи той же массы выработают ту же энергию в восемь раз быстрее. Вследствие чего проблема энергообеспечения ЭРД посредством СБ может считаться (в принципе) «решаемой».

Но космический аппарат не может состоять только из солнечных батарей.

6.4 «Полигон» для испытания СБ и ЭРД

Таким «полигоном» может стать всё околоземное космическое пространство от низких орбит ($h \ll R_3$) до ГСО и даже более высоких орбит.

Но сколько времени понадобится КА, оснащённом СБ и СПД, чтобы переместиться с низкой (опорной) круговой орбиты на геостационарную?

Изменение полной энергии на единицу массы по мере подъёма с низких круговых орбит на высокие, в соответствии с (6.6), может быть записано как:

$$d(W/m)/dt = (\mu/2r^2)(dr/dt) = m'uv/m, \quad (6.7)$$

где r – изменяющийся радиус орбиты, v – изменяющаяся скорость КА, m' – секундный расход рабочего тела установленного на КА СПД, u – скорость истечения рабочего тела (плазмы) из СПД. Интегрируя (6.7), находим:

$$1/r^{1/2} = (1/r_{\text{оп}}^{1/2}) - m'ut/m\mu^{1/2}, \quad (6.8)$$

где $r_{\text{оп}}$ – радиус опорной орбиты, t – время подъёма на орбиту с радиусом $r > r_{\text{оп}}$.

Основные элементы спутника, предназначенного для совместного испытания СБ и СПД – это солнечная батарея, сам СПД, масса которого невелика (около 10 кг) и необходимый запас рабочего тела, который должен быть существенно меньше полной массы КА в начале подъёма.

Что касается СБ, то, предположим, что она имеет такую же мощность, что и СБ «Яхсата 1Б», то есть 12 кВт.

Полную массу «космической электрореактивной лаборатории», то есть нашего ИСЗ, примем равной $m = 1000$ кг. В качестве ЭРД выберем СПД-290, имеющий (согласно размещённой в Интернете информации ОКБ «Факел») удельный импульс 3300 с, или скорость истечения рабочего тела $u = 33$ км/с, и тяговый КПД 66%. Расход рабочего тела в таком двигателе $m' = 1,5 \cdot 10^{-5}$ кг/с.

Если опорная орбита имеет высоту $h = 600$ км ($r_{\text{оп}} = 6980$ км) – а на такой высоте уже можно пренебречь аэродинамическим сопротивлением, – в соответствии с (6.8) «электрореактивная лаборатория» пролетит круг за кругом весь «полигон», то есть поднимется по спирали с опорной орбиты на геостационарную, за девять миллионов секунд, или за четыре месяца. Электрическая тяга при этом будет составлять $m'u = 0,5$ Н, а рабочего тела будет израсходовано 135 кг.

Для ракетчиков, привыкших достигать ГСО за считанные часы, такой подъём может показаться слишком медленным. Но в космосе немало задач, для решения которых медленное изменение высоты орбиты оказывается не только приемлемым, но и желательным (пример такой задачи изучение магнитосферы Земли).

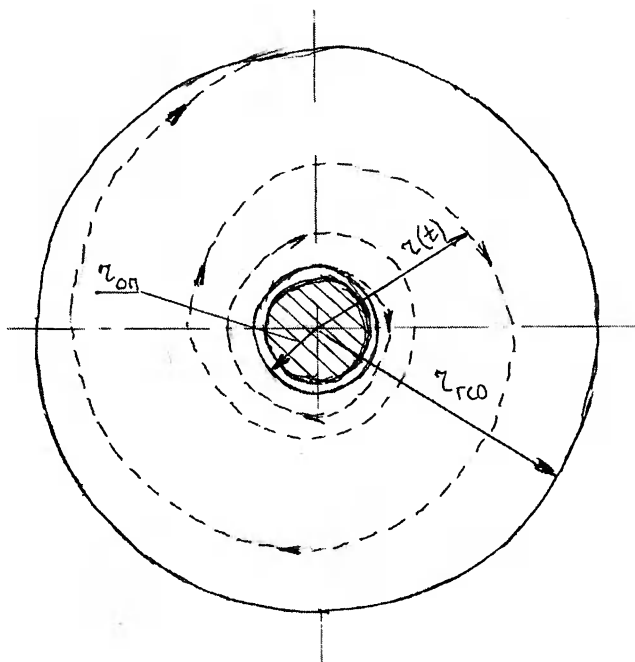


Рис. 6.2. Подъём ИСЗ с помощью ЭРД с опорной орбиты на ГСО

Спираль подъёма на электрической тяге с опорной орбиты на ГСО показана на Рис. 6.2. Число витков вокруг Земли, которые «наматывает» наш ИСЗ за четыре месяца, будет много больше того числа, что показано на рисунке (на самом деле витков будет более двухсот). Такова цена низкой мощности СБ и ЭРД. Но замена химии физикой будет тем самым достигнута.

6.5 Чебаркульское напоминание

Героев своей научно-фантастической повести «Вне Земли» Циолковский называл анахоретами, то есть отшельниками, устремлёнными к неведомым мирам и избегающими скучного (бытового) человеческого общения. В силу жизненных обстоятельств анахоретом был и сам Циолковский. Что не помешало ему сформулировать идею монизма Вселенной, то есть благосклонности космоса к человеческому роду. И верно: ни один человек не пострадал пока от космических катаклизмов (в то время как только на автомобильных дорогах и только в России ежегодно гибнут около 30 тысяч человек). Однако общество в целом к анахоретам не слишком благосклонно, а среди политиков и так называемых публичных людей анахоретов практически нет. И потому всякий раз, когда космос напоминает о себе очередным болидом, с огромной скоростью пронзающим земную атмосферу, люди воспринимают это как роковую случайность, которая от них никоим образом не зависит, а потому ничего от них и не требует.

Так, по всей видимости, было около 80 тысяч лет назад, когда 60-тонная глыба, состоящая по большей части из железа, упала на территорию нынешней Намибии. Так было в 1908 г., когда произошла Тунгусская катастрофа, сравнимая по разрушениям поверхности Земли с термоядерным взрывом мощностью 10-20 Мт. Так было в 1947 г. в Приморском крае России (Сихотэ-Алинский метеорит). То есть так не раз уже бывало в докосмическую эру.

Однако точно так же всё произошло и в марте 2013 г., когда в Челябинской области упал Чебаркульский метеорит. Опубликовали фотографии, показали осколки, написали в газетах и провели теледебаты. Но, поскольку среди участников теледебатов анахоретов не оказалось, они не дали никаких результатов. Если не считать, конечно, достаточно нелепых предложений об использовании для борьбы с болидами ракет с ядерными боеголовками.

Да и то сказать: «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» достигает ГСО за 9,3 часа (с момента старта). А космическое тело, летящее со скоростью 20 км/с (а именно такой считается средняя скорость болидов), пролетает за то же время более 600 тыс. км, то есть более расстояния от Земли до Луны. И что тут может сделать «Протон», даже оснащённый ядерной боеголовкой?

Но если «сбивать» метеориты едва ли получится, идея планетарной системы предупреждения о болидной опасности на нынешнем уровне развития земной космической техники представляется вполне реализуемой.

На Рис. 6.3 показаны четыре ИСЗ с радарными, выведенные на геосинхронную орбиту. Как они туда были выведены (быстро с помощью мощной химической ракеты или медленно с помощью ЭРД), не суть важно. Важно то, что радары обращены в космос и призваны обнаруживать болиды на дальних подступах к Земле. И если предположить, что радары способны «замечать» крупные, а потому опасные для землян «небесные камни» на расстоянии, сравнимом с расстоянием от Земли до Луны (около 400000 км). То у землян будет около пяти часов, во-первых, на то, чтобы понять, столкнётся тот или иной «камень» с Землёй или пролетит мимо, а, во-вторых, на то, чтобы рассчитать точку столкновения. И, в-третьих, на то, чтобы эвакуировать население из этой точки.

И это был бы первый космический проект, направленный не на достижение военного превосходства одной страны над

другой, а на коллективную защиту человечества от внешней космической угрозы, каковая была всегда и останется до тех пор, пока существует Солнечная система.

Немалое значение в данном случае имеет и возможность использовать так называемый «чёрный космос» для повышения чувствительности различных датчиков и понижения шумов приёмников радиоизлучения.

Факторы мощности и времени в системе предупреждения о болидной опасности также важны. Чем больше мощность радиолуча, сканирующего космическое пространство на предмет обнаружения болидов, тем на большем расстоянии от Земли они будут обнаружены. А значит, у землян будет больше времени для принятия правильного решения.

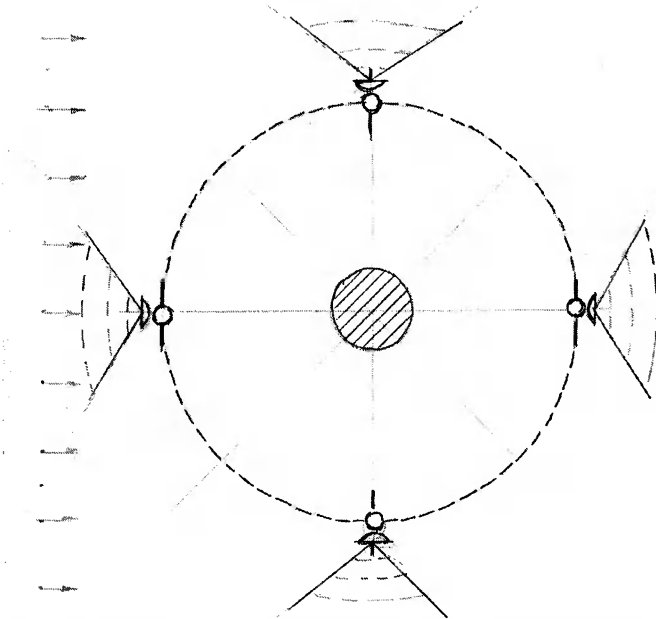


Рис. 6.3. Вариант планетарной системы предупреждения о болидной опасности (пояснения в тексте)

Как говорили древние: предупреждённый вооружён.

7. Радиолиния «Земля – КА – Земля»

Без радиоэлектронного оборудования космический аппарат не более чем НЛО, то есть неопознанный летающий объект.

И трудно сказать: то ли радиотехника более способствовала и способствует развитию космической техники, то ли космическая техника более поработала над тем, чтобы сделать радио, телевидение, телефонную связь и Интернет не только глобальными, но и вышедшими за земные пределы.

7.1 Составляющие радиолинии

На Рис. 7.1 показаны основные составляющие радиолинии «Земля – КА – Земля», кои можно разбить на три группы.

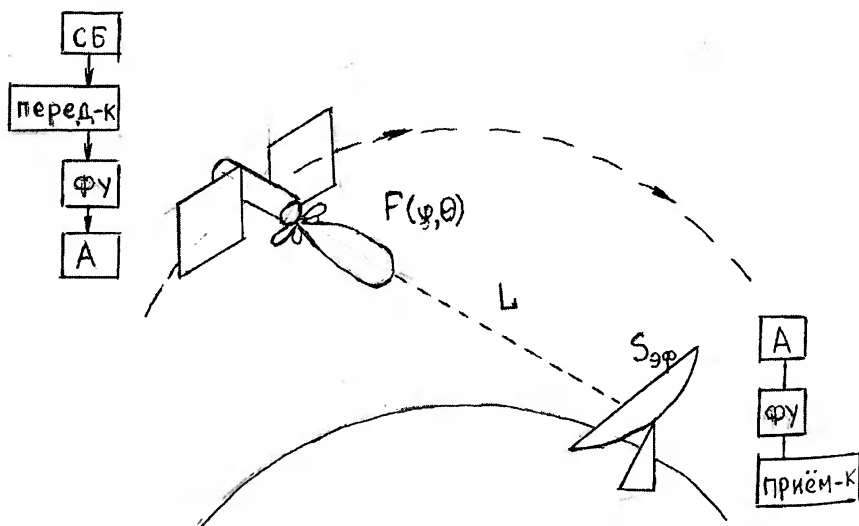


Рис. 7.1. Составляющие радиолинии «Земля – КА – Земля»
(пояснения в тексте)

На борту КА к ним относятся: источник питания (СБ и аккумулятор), радиопередатчик, вырабатывающий непрерывный или импульсный сигнал основной, несущей, частоты, фидерные

устройства (feed по-английски пища, а feeder – кормилец или питатель), а также антенна или антенны, посылающие модулированный радиосигнал в эфир в направлении наземного пункта связи. (Под эфиром здесь понимается пространство свободного распространения радиоволн, а вовсе не особая субстанция, пронизывающая, как некоторые до сих пор считают, весь космос). На Земле к составляющим радиолинии относятся приёмная антенна, наземные фидерные устройства и радиоприёмник.

Информация с космического аппарата может приниматься одновременно многими наземными пунктами связи. Но хотя бы один из них должен работать не только на приём, но и на передачу. Двухпроводность линии космической связи заключается в том, что наземная приёмная антенна может работать и в качестве передающей (для передачи команд на ту или иную систему КА), а передающая антенна КА может функционировать и как приёмная (например, для приёма указанных команд). А поскольку массу КА приходится «экономить», установленные на нём антенны работают обычно как на передачу, так и на приём, то есть являются приёмо-передающими. Переключение бортовой антенны с передачи на приём (с бортового передатчика на бортовой приёмник) осуществляется антенными переключателями.

Пространство между КА и наземным пунктом связи (между передающей и приёмной антеннами), то есть эфир, даёт третью группу составляющих радиолинии. В эфир в космическом понимании входит и земная атмосфера, и ионосфера, и вся плазма земной магнитосферы, а, возможно, что и дальний космос. Вследствие взаимодействия электромагнитных волн с указанными средами эта составляющая радиолинии также играет активную роль, то есть способна не только рассеивать радиоволны и создавать радиосум, но и изменять частотную характеристику радиосигнала.

К основным характеристикам бортовой части двухпроводной космической радиолинии относят: величину радиоча-

стотной мощности, вырабатываемой бортовым передатчиком и подводимой с помощью фидерных устройств к бортовой антенне $P_{\text{подв}}$; характерную частоту f и характерную для линии полосу частот Δf . А также тип бортовой антенны, поляризацию электромагнитной волны, излучаемой антенной, и её диаграмму направленности $N = N_0 F(\varphi, \theta)$, то есть зависимость излучаемой мощности на единицу телесного угла от направления, определяемого углами φ и θ сферической системы координат, связанной с антенной.

К характеристикам эфирной части линии относят длину радиолинии L и коэффициент рассеивания радиосигнала ξ_3 ; а также создаваемый эфиром радиощум,

Характеристики наземной части – это тип наземной антенны; её эффективная площадь $S_{\text{эф}}$, вообще говоря, не совпадающая с площадью геометрической; коэффициент потерь в наземных фидерных устройствах ξ_0 ; температура шумов в наземном радиоприёмнике $T_{\text{шн}}$ и результирующее отношение мощности радиосигнала к мощности шума $p_c/p_{\text{шн}}$. Когда бортовой радиокомплекс работает не на передачу, а на приём, имеют значение характеристики бортового радиоприёмника (порог его чувствительности и отношение сигнала к шуму).

Если бортовые радиопередатчик и приёмник, как и всё наземное радиооборудование к конструкции КА прямого отношения не имеют, проектирование антенно-фидерных устройств (АФУ), в значительной мере определяющих конструкцию и внешний вид аппарата, входит в прямую обязанность разработчиков КА.

К бортовым АФУ космических аппаратов относят передающие и приёмные антенны, а также коаксиальные, волноводные и прочие тракты, обеспечивающие подвод радиочастотной мощности от радиопередатчика к передающим антеннам или передачу радиосигнала от приёмной антенны к радиоприёмнику. Эти тракты включают в себя устройства распределения и преобразования радиочастотной мощности, то есть разъёмы,

разветвители, гибкие переходы, гермовводы, антенные переключатели, фазовращатели, аттенюаторы и другие устройства ВЧ и СВЧ техники. В своей совокупности АФУ КА призваны обеспечивать устойчивую двухпроводную радиосвязь между КА и Землёй.

А проектирование АФУ представляет собой существенную часть проектирования КА.

7.2 Характеристики бортовых антенн

В наши дни едва ли не каждый прохожий вместе с мобильным телефоном носит в кармане сразу две антенны, приёмную и передающую. Тем не менее, практически все антенны, включая и те, что используются в космической технике, до сих пор представляют собой в некотором смысле не до конца осознанный физико-технический феномен.

Свободный электрический заряд (электрон, например) излучает электромагнитные волны лишь тогда, когда движется с ускорением. Но где «отцам радиотехники» было взять свободные электроны, если окружающие их тела были электрически нейтральны, а бывшие известными уже древним грекам статические заряды ничего не излучали? Однако если разорвать электрическую цепь с током, то в силу той же квазинейтральности вещества с одной стороны от разрыва появится нескомпенсированный положительный заряд, а с другой – отрицательный. А если ток в цепи не постоянный, а переменный (колеблющийся), то будет меняться во времени и электрический диполь, образованный разрывом. Мощность электромагнитного излучения электрического диполя пропорциональна квадрату второй производной дипольного момента по времени, или частоте колебаний в четвёртой степени, а значит, радиоизлучение быстро возрастает с увеличением частоты. Что понимали и «отцы радиотехники». В конце XIX в. немецкий физик Герц

разорвал в своих экспериментах высокочастотную электрическую цепь. И из разрыва Герца радиоволны пошли в эфир.

Первый радиоизлучатель и первая антенна были тем самым созданы чисто эмпирическим путём. И лишь в последующие годы были осознаны теоретически на основе уравнений Максвелла, то есть через волновое уравнение, запаздывающие потенциалы и так называемый вектор Пойнтинга $[\mathbf{E}\mathbf{H}]$, дающий плотность потока энергии электромагнитного поля в движущейся со скоростью света электромагнитной волне [12].

Теоретическое осознание физического явления не всегда равнозначно способности учесть все факторы этого явления при его изучении или инженерном использовании. В непосредственной близости от электромагнитного излучателя имеют значение и кулоновское поле зарядов диполя, и магнитное поле, создаваемое электрическими токами в антенных проводниках, и индуцированные поля в окружающем пространстве, электрическое и магнитное. Особый интерес при этом представляют пространственно-временные детали формирования и отрыва от излучателя электромагнитной волны. И если для простейшего излучателя, каковым является вибратор Герца, эти детали хорошо изучены [13], то для более сложных антенн они до сих пор изучены не в полной мере. Что не мешает эти антенны конструировать и применять.

Разработчики АФУ давно поняли, что, сколь бы ни были сложны физические процессы в самой антенне и в её ближней зоне, на достаточно больших расстояниях от неё (много больших длины волны λ) остаются лишь электромагнитные волны и вектор Пойнтинга, который и создаёт диаграмму направленности электромагнитного излучения. А диаграмму любой антенны можно построить опытным путём, проведя соответствующие измерения в так называемой **безэховой камере**, стенки которой полностью поглощают электромагнитное излучение, а значит, не создают переизлучения.

Экспериментальным путём был подтверждён и практически важный принцип взаимности передающих и приёмных антенн, то есть равнозначность диаграмм направленности антенны при передаче и приёме.

Характеристики бортовых антенн КА принято делить на три группы, к первой из которых относят коэффициент направленного действия (КНД), коэффициент полезного действия (КПД) и коэффициент усиления (КУ).

Полную мощность, излучаемую антенной, при известной диаграмме направленности можно найти как двойной интеграл

$$P_{\Sigma} = \iint N_0 F(\varphi, \theta) d\varphi d\theta, \quad (7.1)$$

где интегрирование по φ осуществляется от 0 до 2π , а по θ – от 0 до π .

Одновременно (7.1) можно рассматривать как нормировку диаграммы направленности той или иной конкретной антенны.

Коэффициентом направленного действия антенны в заданном направлении называется отношение мощности на единицу телесного угла, излучаемой в этом направлении, к средней по всем направлениям мощности:

$$\text{КНД} = 4\pi N_0 F(\varphi, \theta) / P_{\Sigma} \quad (7.2)$$

Коэффициент полезного действия антенны – это отношение мощности излучения к подводимой к антенне мощности:

$$\text{КПД} = P_{\Sigma} / P_{\text{под}}, \quad (7.3)$$

а коэффициент усиления есть произведение:

$$\text{КУ}(\varphi, \theta) = \text{КНД}(\varphi, \theta) (\text{КПД}), \quad (7.4)$$

показывающее, во сколько раз антенна увеличивает мощность излучения в данном направлении (по сравнению с изотропным излучением в эфир всей подводимой к ней мощности).

По величине КНД антенны делят на всенаправленные (КНД около единицы), малонаправленные (около 5) и остронаправленные с механическим или электрическим управлением (КНД от 10 до 10^4).

Ко второй группе параметров антенн, указываемых в справочниках (например, в [14]), относят входной импеданс $Z_{\text{вх}}$, сопротивление излучения R_{Σ} и коэффициент стоячей волны (к.с.в.).

С электротехнической точки зрения любая антенна – это совокупность трёх элементов электрической цепи: сопротивления излучения R_{Σ} , сопротивления джоулевых потерь R и реактивности антенны Z (комплексная величина):

$$Z_{\text{вх}} = R_{\Sigma} + R + Z, \quad (7.5)$$

где сопротивление излучения определяется через мощность излучения:

$$R_{\Sigma} = 2 P_{\Sigma} / I_0^2, \quad (7.6)$$

Где I_0 – амплитуда электрического тока через антенну.

Значение выражения (7.5) определяется необходимостью согласования входного импеданса антенны $Z_{\text{вх}}$ с импедансом фидера, соединяющего радиопередатчик с антенной, $Z_{\text{ф}}$. Для того, чтобы высокочастотная мощность не отражалась от антенны, должно выполняться равенство:

$$Z_{\text{вх}} = Z_{\text{ф}} \quad (7.7)$$

Согласованность генератора колебаний с антенной или отсутствие таковой могут быть также выражены с помощью к.с.в., равного $1/\text{к.б.в.}$, где к.б.в. – коэффициент бегущей волны. Если волна в фидере продвигается беспрепятственно, стоячих волн в линии нет, а коэффициент стоячей волны равен коэффициенту бегущей волны, и оба они равны единице. Если же волна отражается от антенны так, как она отражается от металлической поверхности, то к.б.в. = 0, а к.с.в. = ∞ . Хорошо согласованные АФУ имеют к.с.в., близкий к единице.

К третьей группе параметров антенн относят f , Δf и поляризацию излучаемой волны.

Пояснение смысла этих параметров требует обращения к конкретным типам антенн.

7.3 Примеры бортовых антенн

Три примера приведены в Табл. 7.1. Это электрический диполь, или вибратор Герца, нередко называемый также полуволновым вибратором, а также спираль и однозеркальный параболитический отражатель.

Дипольные антенны работают в диапазоне частот f от 10 МГц до 5 ГГц (длина электромагнитной волны λ от 30 м до 6 см), при этом Δf составляет 5-40 % от f . Излучаемые волны имеют линейную (соответствующую направлению диполя) поляризацию. Диаграмма направленности в волновой зоне напоминает бублик, ось которого совпадает с направлением диполя. Вдоль этой оси диполь не излучает. Максимум излучения приходится на плоскость, нормальную к оси диполя и пересекающую разрыв между его составляющими. Через этот разрыв электромагнитное излучение и «выдавливается», как иногда говорят, в эфир. Максимальный КУ дипольной антенны лишь немногим превышает 2 дБ (относительно уровня изотропного излучения), вследствие чего полуволновый вибратор относят к всенаправленным антеннам, что не совсем верно. Как электрическая нагрузка он представляет собой в основном активное сопротивление. Но имеет и индуктивную составляющую.

Спиральные антенны работают в диапазоне частот f от 100 МГц до 3 ГГц (длина волны λ от 3 м до 10 см), При этом в случае приёма Δf в 1,7 раза может перекрывать f . Отличительная особенность спиральной антенны – круговая поляризация излучаемых ею волн (правая или левая в зависимости от намотки спирали). Диаграмма направленности вследствие интерференции волн в ближней зоне антенны многолепестковая (см. таблицу). Ширина главного лепестка (двойной угол половинной мощности) приближённо описывается формулой:

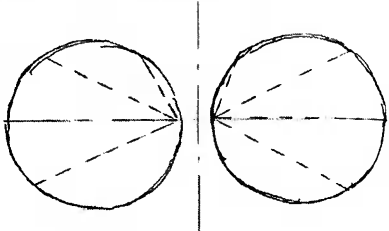
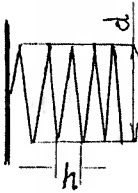
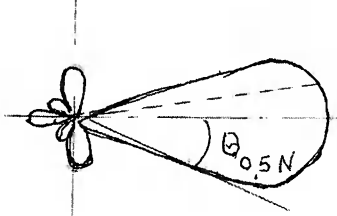
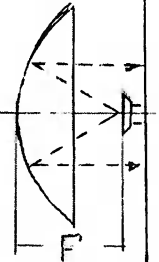
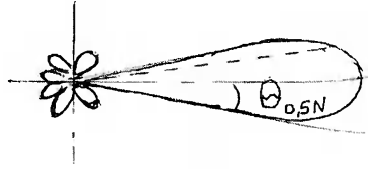
$$2\theta_{0,5N} = 52^\circ (\lambda/\pi d)(\lambda/nh)^{1/2}, \quad (7.8)$$

где d – диаметр спирали, h – шаг спирали, n – число её витков. Коэффициент усиления спиральной антенны может быть, выражен формулой:

$$K_U = 12(\pi d/\lambda)^2(nh/\lambda) \quad (7.9)$$

Табл. 7.1

Примеры бортовых антенн

Тип антенны	f	Δf	Поляризация	Диаграмма направленности
	10 МГц – 5 ГГц	5-40% от f	линейная вертикальная	
	100 МГц – 3 ГГц	до 1,7f	круговая	
	определяется излучателем			

Часто используемый (и не только в космической технике) параболический отражатель – антенна пассивная; f , Δf и поляризация излучаемых ею волн определяются работающим вместе с ней излучателем (обычно это волновод сантиметрового диапазона длин волн). При этом рупор волновода располагается в фокусе антенного зеркала.

В достаточно широком диапазоне длин волн к.с.в. параболического отражателя меньше 1,5. Угол половинной мощности приближённо равен:

$$2\theta_{0,5N} = 70^\circ(\lambda/d), \quad (7.10)$$

где d – диаметр зеркала, а коэффициент усиления

$$KU = 3000/2\theta_{0,5N}^2 \quad (7.11)$$

Сравнивая (7.8) и (7.10), а также (7.9) и (7.11), видим, что диаграмма направленности тем уже, а КУ тем больше, чем меньше длина волны и больше размеры антенны.

Коэффициент усиления параболических отражателей весьма значителен и достигает десятков децибел.

7.4 Фазированные антенные решётки

Спиральные и параболические антенны не требуют электронного управления и используются в конструкциях КА достаточно широко. Теми и другими антеннами, например, был оснащён КА «Электрон» (Рис. 3.2). Однако с увеличением размеров антенн возрастает их масса, а вместе с ней и трудности механического управления антенной или антеннами. А значит, приходится вспоминать, что диаграмма направленности антенны зарождается в ближней антенной зоне в результате интерференции электромагнитных волн. И что процессом интерференции, по крайней мере, в принципе, можно управлять.

Так родилась идея (первоначально не в космической технике, а в радиолокации) вместо одной антенны использовать со-

вокупность антенн с различными, вообще говоря, фазами колебаний в каждой из антенн. Такая совокупность получила название фазированной антенной решётки (ФАР).

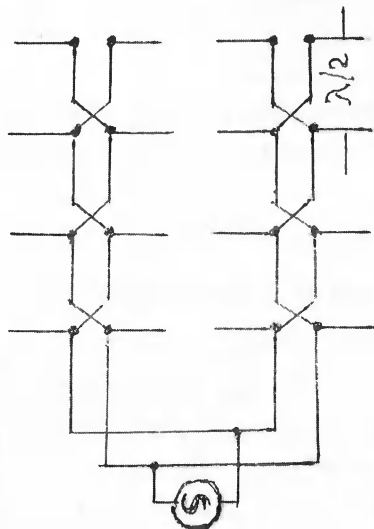


Рис. 7.2. Пример антенной фазированной решётки

На Рис. 7.2 показана решётка из восьми дипольных излучателей, питаемых синфазно от одного высокочастотного генератора. Своё электромагнитное излучение диполи «выдавливают» в эфир главным образом вблизи двух плоскостей, проходящих через разрывы диполей. На достаточно большом расстоянии от синфазной ФАР ($r \gg \lambda$) формируется поверхность с синфазным распределением поля. Эту поверхность называют излучающим раскрывом, или апертурой. При этом удаётся при относительно малой массе антенны получить большой коэффициент усиления.

Если же ввести разность фаз между двумя четвёрками излучателей, то можно управлять направлением максимума излучения ФАР не механически (путём поворота решётки в целом), а электрически, то есть при неподвижной решётке «качать» ра-

диолуч в плоскости, нормальной к плоскости ФАР. И тем самым сканировать предполагаемое поле радиобзора.

Появление ЭВМ с большой памятью и быстродействием повысило интерес специалистов разных стран к исследованию и расчёту будущих космических ФАР [15]. Так, например, базовый вариант солнечной космической электростанции, разработанный DOE/NASA – о нём мы уже упоминали в п.3.2 (Рис. 3.3) – предполагает, во-первых, сборку в космосе гигантской излучающей ФАР (диаметром 1 км), работающей на частоте 2,45 ГГц и посылающей на Землю 5 ГВт преобразованной в микроволны солнечной энергии А во-вторых, согласно выполненным расчётам, такая ФАР, находящаяся на геосинхронной орбите, должна обеспечивать диаметр микроволнового луча на поверхности Земли около 10 км, то есть расхождение луча должно составлять $5/36000$ радиан, или одну угловую минуту.

7.5 Замечание о наземном радиоборудовании

На Земле размеры и масса антенн не имеют таких ограничений, как в космосе, а потому антенны наземных пунктов космической связи могут иметь размеры в десятки метров, а радиотелескопы (работающие только на приём радиоизлучения из космоса) – и того более. Однако беспредельное наращивание размеров антенн бесполезно, поскольку формирование узкой диаграммы направленности и одновременно реализация большой эффективной площади приёма предъявляют жёсткие требования к точности изготовления и сохранения во времени поверхности антенны. Отклонение поверхности от заданной должно быть на порядок меньше длины волны принимаемого радиоизлучения, то есть, например, при $\lambda = 3$ см всего 3 мм, что в условиях ветровых, тепловых и весовых деформаций обеспечить совсем не просто.

Способы преодоления указанной трудности существуют (один из них связан с использованием ФАР). Однако их обсуждение выходит за рамки данного текста.

7.6 Отношение сигнала к шуму

Если бы мощность бортового передатчика, подводимая к бортовой антенне, $P_{\text{подв}}$ излучалась в эфир изотропно, мощность сигнала в наземном приёмнике p_c зависела бы только от $P_{\text{подв}}$, $F_{\text{эф}}$ и длины радиолинии L . С учётом КУ бортовой антенны и коэффициентов потерь в эфире и наземных ФУ, то есть ξ_s и ξ_0 , выражение для p_c можно записать как:

$$p_c = P_{\text{подв}} (KY) \xi_s F_{\text{эф}} \xi_0 / 4\pi L^2 \quad (7.12)$$

Сигнал на Земле приходится принимать вместе с помехами, создаваемыми посторонними излучателями, и на фоне радиоп шума, «накопленного» сигналом в процессе прохождения радиолинии. И если от земных радиопомех, по крайней мере, в принципе, можно «отгородиться» соответствующим экраном, то от «накопленного» в космосе и земной атмосфере шума избавиться невозможно.

Выражение для мощности радиоп шума принято записывать как

$$p_{\text{ш}} = kT_{\text{шз}} \Delta f, \quad (7.13)$$

где k – постоянная Больцмана, Δf – полоса частот радиосигнала, а $T_{\text{шз}}$ – эквивалентная температура шума в градусах Кельвина, складывающаяся из температуры «накопленного» шума и температуры приёмника излучения.

Формула (7.13) предполагает, что шум распределён равномерно по всем гармоникам радиосигнала. И потому для $\Delta f = 1$ ГГц и $T_{\text{шз}} = 300$ К (около комнатной температуры) она даёт $p_{\text{ш}} \approx 4 \cdot 10^{-12}$ Вт, что ниже чувствительности большинства радиоприёмников, используемых в космической технике (10^{-7} – 10^{-10} Вт).

Космический радиосум пока мало изучен. Можно однако предположить, что по мере удаления от Земли его мощность, как и $T_{шз}$, уменьшается, что делает целесообразным развитие космической радиолокации. В частности, с целью предупреждения болидной опасности (см. п. 6.5).

Деление (7.12) на (7.13) даёт искомое отношение мощности сигнала к мощности шума:

$$p_c / p_{ш} = P_{подв} (КУ) \xi_s F_{эф} \xi_0 / 4\pi k T_{шз} \Delta f L^2 \quad (7.14)$$

Полагая $P_{подв} = 50$ Вт, $КУ = 1000$, $F_{эф} = 100$ м², $T_{шз} = 300$ К, $\Delta f = 10^9$ с⁻¹, $\xi_s \approx \xi_0 \approx 1$ и $L = 3,6 \cdot 10^7$ м (геосинхронная орбита), находим $p_c / p_{ш} \approx 100$, что для нормального приёма сигнала вполне удовлетворительно.

Более дальняя космическая связь требует специальных бортовых радиопередатчиков, работающих импульсно: с большой мощностью, но и с большой скважностью. Передача информации на Землю происходит при этом достаточно медленно.

7.7 Оптимизация массы бортового радиокомплекса

Желательность такой оптимизации очевидна, а её возможность обусловлена тем, что мощность принимаемого сигнала и отношение сигнала к шуму зависят как от $P_{подв}$, так и от КУ, из коих первая величина зависит от мощности (а значит и от массы) источника питания, а вторая – от размеров (а значит и от массы) антенны. Большая масса источника питания позволяет обойтись антенной меньшей массы, а меньшая масса источника питания требует более массивной антенны.

Оптимальное соотношение указанных масс, а значит и оптимальная масса бортового радиокомплекса в каждом конкретном случае находится разработчиками КА.

8. Траекторные измерения

Для земного наблюдателя КА не более чем материальная точка, траектория которой в каждый момент времени определяется тремя координатами и тремя компонентами вектора скорости. Но в какой системе координат?

В принципе в классической механике для этого годится любая инерциальная или близкая к инерциальной система отсчёта. Но исторически получилось так, что при траекторных измерениях предпочитают пользоваться координатами «дальность–азимут–угол места» и соответственно радиальной скоростью, азимутальной скоростью и скоростью по углу места. И если отождествить себя с началом отсчёта, то понятия дальности и радиальной скорости в пояснениях не будут нуждаться, а азимут и угол места будут определять положение КА в горизонтальной плоскости, включающей начало отсчёта, и в вертикальной плоскости, проходящей через КА.

Однако, если траекторные измерения осуществляются посредством радиолинии, то, прежде всего, надо связать траекторные характеристики КА с характеристиками используемой в измерениях электромагнитной волны.

8.1 Эффект Доплера

Этот эффект заключается в зависимости наблюдаемой частоты излучателя от скорости его движения. Первоначально (в середине XIX в.) он был обоснован теоретически австрийским физиком Доплером для акустических волн. С появлением специальной теории относительности стало ясно, что эффект Доплера должен иметь место и в электромагнетизме, поскольку он не зависит от физики волны, а является следствием свойств четырёхмерного пространства-времени.

Фронт электромагнитной волны на достаточном удалении от излучателя (и на ограниченном участке волны) можно счи-

тять плоским. А любая плоская волна, распространяющаяся в положительном направлении оси x , описывается функцией:

$$s = f(t - x/v), \quad (8.1)$$

где v – скорость распространения волны. За время Δt профиль волны, каким бы он ни был, перемещается на расстояние $\Delta x = v\Delta t$.

Удовлетворяет волновому уравнению и расходящаяся сферическая волна

$$s = (1/r) f(t - r/v) \quad (8.2)$$

Однако физики предпочитают записывать электромагнитную волну как

$$s = A \exp [i(\omega t - \mathbf{k} \cdot \mathbf{r} + \varphi)] \quad (8.3)$$

где A – амплитуда волны (например, волны электрического поля электромагнитной волны), i – мнимая единица, $\mathbf{k} = (\omega/c) \mathbf{n}$ – волновой вектор, ω – круговая частота, c – скорость волны (скорость света), $\mathbf{n}$ – единичный вектор нормали к фронту волны, $\mathbf{r}$ – радиус-вектор точки наблюдения, φ – начальная фаза колебаний в начале координат, то есть в точке $\mathbf{r} = 0$.

Разложение (8.3) по известной из математики формуле Эйлера даёт:

$$s = A [\cos(\omega t - \mathbf{k} \cdot \mathbf{r} + \varphi) + i \sin(\omega t - \mathbf{k} \cdot \mathbf{r} + \varphi)] \quad (8.4)$$

и показывает, во-первых, что действительная часть (8.3) при действительном A есть обычная монохроматическая (косинусоидальная, она же синусоидальная) волна, а во-вторых, что, проводя вычисления с использованием (8.3), приходится «носить с собой» вроде бы лишнюю мнимую волну, что на первый взгляд усложняет вычисления. Однако экспоненту проще дифференцировать и интегрировать, чем тригонометрические функции, а от мнимой части решения можно освободиться на завершающем этапе вычислений. Чем и оправдывается исполь-

зование (8.3). Не менее важным является то, что волна любого вида, то есть любого частотного спектра, может быть представлена суммой гармоник, или монохроматических волн вида (8.3).

Самое же важное в нашем случае то, что фаза электромагнитной волны есть четырёхмерное скалярное произведение, или инвариант четырёхмерного пространства-времени:

$$\mathbf{k}\mathbf{r} - \omega t = k_1 x_1 = \text{inv}, \quad (8.5)$$

$$k_1 = k_x = (\omega/c)\text{Cosa}, k_2 = k_y = (\omega/c)\text{Cos}\beta, k_3 = k_z = (\omega/c)\text{Cos}\gamma, k_4 = i(\omega/c)$$

$$x_1 = x, x_2 = y, x_3 = z, x_4 = ict,$$

где α , β и γ – углы между вектором $\mathbf{k}$ ($\mathbf{n}$) и осями x , y и z прямоугольной инерциальной системы отсчёта.

При переходе от одной системы отсчёта к другой координаты вектора x_i ($i = 1, 2, 3, 4$) преобразуются по известным формулам Лоренца (см., например, [12]). По аналогичным формулам преобразуются компоненты и четырёхмерного вектора k_i ($i = 1, 2, 3, 4$).

На Рис.8.1 показаны две системы отсчёта, одна из которых ($x_0 y_0 z_0$) связана с КА, движущимся со скоростью V вдоль оси x_0 (и x), а другая (xyz) условно покоится и связана с радиоантенной, принимающей излучение передатчика КА. Четвёртая компонента вектора k_i в нулевой системе выражается через первую и четвёртую компоненты того же вектора в неподвижной системе следующей формулой Лоренца:

$$k_4^{(0)} = (k_4 - ik_1 V/c)/(1 - V^2/c^2)^{1/2} \quad (8.6)$$

Подставляя сюда $k_4^{(0)} = i\omega_0/c$, $k_4 = i\omega/c$ и $k_1 = (\omega/c)\text{Cosa}$, найдём формулу эффекта Доплера для электромагнитной волны:

$$\omega = \omega_0(1 - V^2/c^2)^{1/2}/(1 - V\text{Cosa}/c), \quad (8.7)$$

где $V\text{Cosa}$ есть, очевидно, радиальная скорость КА (V_r) относительно неподвижной антенны, принимающей излучение

КА. Введя в (8.7) эту скорость и перейдя к обычной частоте, получаем

$$f/f_0 = (1 - V^2/c^2)^{1/2} / (1 - V_r/c) \quad (8.8)$$

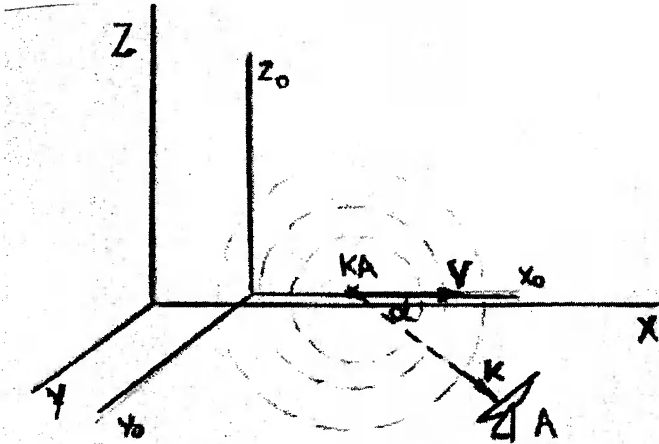


Рис. 8.1. Если излучатель, установленный на КА, работает на частоте f_0 , наземная антенна (А) принимает сигнал со сдвигом частоты $f_0 V \cos \alpha / c$ (V – абсолютное значение скорости КА, α – угол между направлением скорости и волновым вектором k , c – скорость света)

Поскольку скорость КА $V \ll c$, для углов α , далёких от $\alpha = \pi/2$, имеем:

$$f = f_0 + f_D \approx f_0 (1 + V_r/c) \quad (8.9)$$

Эту, приближённую, формулу можно получить и из более простых, нерелятивистских, соображений. Но точную формулу (8.8) даёт только теория относительности.

Тем самым, измеряя разность частот f и f_0 , можно измерять радиальную скорость КА V_r . При приближении КА к антенне ($\alpha < \pi/2$, $V_r > 0$) доплеровская добавка $V_r/c > 0$, при удалении ($\alpha > \pi/2$, $V_r < 0$) величина $V_r/c < 0$. Если же $\alpha = \pi/2$, доплеровская добавка исчезает ($f = f_0$).

В тот момент, когда спутник пролетает над головой наблюдателя, последний может узнать «истинную» частоту его передатчика f_0 .

Величина V_r/c для космических аппаратов не велика ($\sim 10^{-5}$). В то же время доплеровское смещение частоты при, например, $f_0 = 1$ ГГц составляет десятки кГц. Что и обеспечивает высокую точность измерений V_r (~ 1 м/с)

8.2 Фазовая радиодальнометрия

Она основана на измерении набега фазы «отпущенной» волны относительно волны, генерируемой излучателем.

За период колебаний T электромагнитная волна продвигается на расстояние длины волны $\lambda = cT$, а её фаза изменяется на 2π . В общем случае разность фаз двух интерферирующих волн одной частоты может быть записана как:

$$\Delta\varphi = 2\pi c\Delta t/\lambda = 2\pi d/\lambda, \quad (8.10)$$

где $d = c\Delta t$ – расстояние, пройденное «отпущенной» волной относительно излучателя за время Δt . Откуда

$$d = (\Delta\varphi/2\pi)\lambda, \quad (8.11)$$

что в принципе позволяет по разности фаз двух волн измерять двойную дальность до КА. Однако однозначный отчёт $\Delta\varphi$ возможен лишь в пределах 2π , а величина λ для частот космической связи находится в пределах 3 м – 3 см, что ничтожно мало по сравнению с измеряемыми дальностями до КА.

Указанное препятствие в фазовой радиодальнометрии преодолевается или посредством модуляции высокой несущей частоты низкими поднесущими (так называемыми масштабными) частотами ω_M или с помощью так называемого маневра частоты.

Масштабных частот ω_M должно быть несколько, при этом ω_{Mmin} выбирается из соображений обеспечения необходимой

дальности измерений, а ω_{Mmax} – из соображений точности измерений. Пример фазового радиодальномера с маневром частоты будет рассмотрен ниже.

8.3 Частотная радиодальнометрия

Простейший радиолокатор с частотной модуляцией работает с двумя антеннами. Через первую из них частотно-модулированный сигнал передатчика отправляется к КА, через вторую принимается отражённый (или переизлучённый) сигнал, который смешивается в смесителе с сигналом передатчика, после чего усиливается и поступает на счётчик частот. Отражённый сигнал имеет, очевидно, точно такую же зависимость частоты от времени, что и сигнал передатчика, но со смещением по времени, равным $2d/c$, где d – дальность до КА:

$$f_c(t) = f_{\text{пер}}(t - 2d/c) + f_D(t), \quad (8.12)$$

$f_D(t)$ – смещение частоты, вызванное эффектом Доплера. И поскольку $f_D(t)$ обычно мало по сравнению с глубиной частотной модуляции, на выходе смесителя получаем сигнал дальномерной частоты

$$f_d(t) = f_{\text{пер}}(t - 2d/c) - f_{\text{пер}}(t) \quad (8.13)$$

Для идеализированного случая неограниченно долгого линейного возрастания частоты

$$f_d = \gamma(2d/c) = \text{Const}, \quad (8.14)$$

где γ – скорость возрастания частоты передатчика. А значит, дальность до КА в указанном случае оказывается равной:

$$d = cf_d/2\gamma \quad (8.15)$$

На практике (а иначе и быть не может) в частотных радиодальномерах применяется периодическая частотная модуляция (см. далее).

8.4 Пример измерителя радиальной скорости

На Рис. 8.2 показана функциональная схема запросно-ответного измерителя радиальной скорости КА с дробно-рациональным преобразованием частоты.

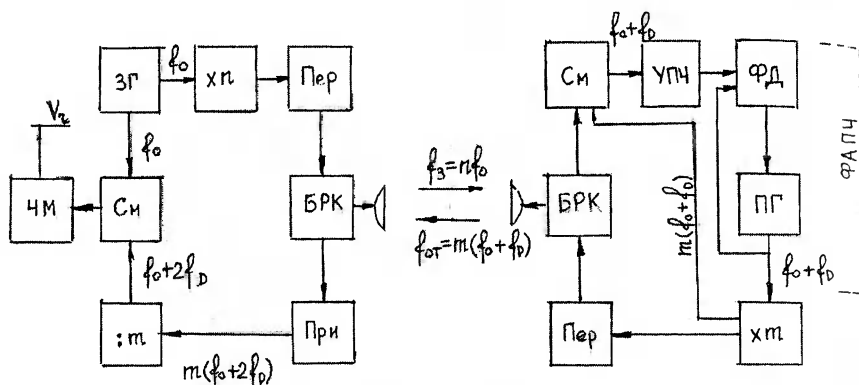


Рис. 8.2. Функциональная схема запросно-ответного измерителя радиальной скорости КА (пояснения в тексте)

Частота гармонического сигнала задающего генератора (ЗГ) запросчика f_0 умножается в n раз и после усиления в передатчике (Пер) через блок разделения каналов (БРК) поступает на антенну запросчика и отправляется в эфир в сторону ответчика, то есть КА. Будучи принятым антенной ответчика и уже с доплеровской добавкой f_D , через блок разделения каналов ответчика (БРК) и усилитель сигнал поступает на смеситель ответчика (См), где смешивается с сигналом частоты $m(f_0 + f_D)$, где m отличается от n на единицу (одну гармонику). Отличие это необходимо для того, чтобы приём и передача, осуществляющиеся на КА с помощью одной и той же антенны, происходили на разных частотах (а значит, сильный сигнал передатчика «не забивал» бы слабый сигнал приёмника).

Ключевым элементом ответчика служит устройство фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ), состоящее из фазового

детектора (ФД) и подстраиваемого генератора (ПГ), благодаря обратной связи вырабатывающего колебания частотой $f_0 + f_D$. После умножения в m раз этот сигнал поступает на смеситель ответчика, что и позволяет последнему вырабатывать сигнал частоты $f_0 + f_D$, усиливаемый усилителем промежуточной частоты (УПЧ). Сигнал частотой $m(f_0 + f_D)$ усиливается в передатчике ответчика и отправляется к запросчику. Где он, уже с двойной доплеровской добавкой $2f_D$, сначала усиливается в приёмнике (При), затем освобождается от множителя m . После чего поступает на смеситель запросчика (См), где смешивается с сигналом частоты $3f_0$, то есть f_0 .

Результат смешения, то есть сигнал с частотой $2f_D$, отправляется на частотомер (ЧМ), который проградуирован в радиальных скоростях КА V_r .

Если, например, $m > n$, все частоты в данном измерителе радиальной скорости оказываются дробями $f_{\max} = mf_0$ (а $f_D \ll f_0$), откуда и проистекает термин «дробно-рациональное преобразование частоты».

8.5 Пример измерителя дальности с маневром частоты

Этот метод измерения дальности основан на плавном периодическом изменении масштабной частоты от одного фиксированного значения (ω_{m1}) до другого (ω_{m2}) с подсчётом полных поворотов фазы на 2π и измерением разностей фаз в крайних точках кривой $\omega_M(t)$.

Верхняя кривая на Рис. 8.3 – это масштабная частота передатчика запросчика $\omega_{\text{МПер}}(t)$, наложенная на несущую частоту. Маневр масштабной частоты на входе приёмника запросчика $\omega_{\text{МПри}}(t)$ идентичен этому маневру, но смещён относительно маневра передатчика на время распространения радиоволны от запросчика к ответчику и обратно, то есть на $2d/c$.

Площадь под кривой $\omega_{\text{МПер}}(t)$ на интервале маневра T_M (ко-
сая штриховка на Рис. 8.3) равна полному набегу фазы переда-
ваемого сигнала на этом интервале:

$$\varphi_{\Sigma\text{Пер}} = \int \omega_{\text{МПер}}(t) dt, \quad (8.16)$$

интегрирование в (8.16) осуществляется от $t = 0$ до $t = T_M$.
А площадь под кривой $\omega_{\text{МПри}}(t)$ (вертикальная штриховка)
равна полному набегу фазы принимаемого сигнала на том же
интервале:

$$\varphi_{\Sigma\text{При}} = \int \omega_{\text{МПри}}(t) dt \quad (8.17)$$

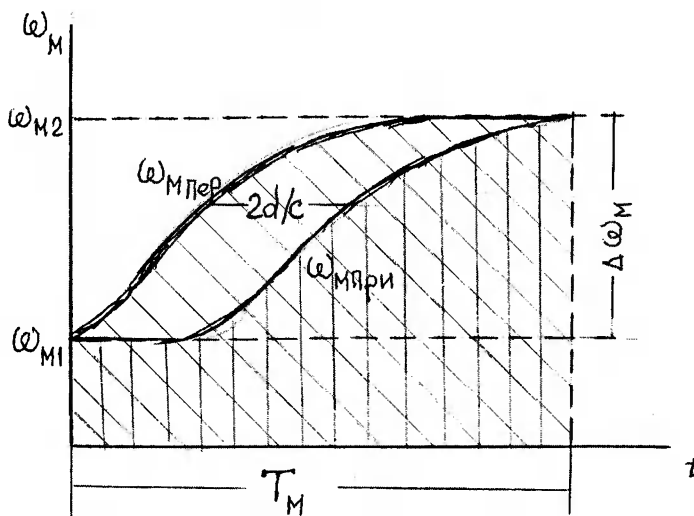


Рис. 8.3. Частотная диаграмма радиодальномера с маневром
масштабной частоты

Разность этих площадей есть разность полных фаз передан-
ного и принятого сигналов (площадь криволинейного четырёх-
угольника на Рис. 8.3):

$$\Delta\varphi_{\Sigma} = \varphi_{\Sigma\text{Пер}} - \varphi_{\Sigma\text{При}} = \int (2d/c) d\omega = (\omega_{\text{м2}} - \omega_{\text{м1}})(2d/c) = \quad (8.18)$$

$$(2d/c) \Delta\omega_M$$

Ту же величину можно записать и таким образом:

$$\Delta\varphi_{\Sigma} = 2\pi n + (\Delta\varphi_2 - \Delta\varphi_1), \quad (8.19)$$

где n – число полных поворотов фазы на 2π , а $\Delta\varphi_1$ и $\Delta\varphi_2$ – измеренные фазометром разности фаз на частотах ω_{m1} и ω_{m2} .

Для дальности до КА отсюда получаем:

$$d = c (2\pi n + \Delta\varphi_2 - \Delta\varphi_1) / 2\Delta\omega_M \quad (8.20)$$

Важно отметить, что при фиксированном интервале маневра масштабной частоты $\Delta\omega_M$ результат не зависит от абсолютных значений ω_{m1} и ω_{m2} и закона изменения ω_M .

Не менее важно и то, что маневр масштабной частоты работает при больших дальностях.

Но можно ли этот метод отнести к фазовой радиодальнометрии? По существу он занимает промежуточное положение между фазовыми радиодальномерами и частотными.

8.6 Пример частотного радиодальномера

При синусоидальной частотной модуляции (Рис.8.4) дальномерная частота f_d , представляющая собой разность частот переданного и принятого сигналов, равна:

$$\begin{aligned} f_d(t) &= f_{\text{пер}}(t) - f_c(t) = (F/2)[\cos\Omega t - \cos\Omega(t - 2d/c)] = \\ &= F\sin(\Omega d/c)\sin\Omega(t - d/c), \end{aligned} \quad (8.21)$$

где $\Omega = 2\pi/T_M$, T_M – период модуляции, указанный на рисунке, F – размах модуляции.

Если $\Omega d/c = 2\pi d/cT_M \ll 1$,

$$f_d(t) \approx (F\Omega d/c) \sin\Omega t = (F_d/2) \sin\Omega t, \quad (8.22)$$

где

$$F_d = 2F\Omega d/c = 4\pi Fd/cT_M \quad (8.23)$$

есть девиация сигнала биений, которая, при оговорённом выше условии, много меньше F .

Измерив девиацию F_d , находим:

$$d = cT_M F_d / 4\pi F \quad (8.21)$$

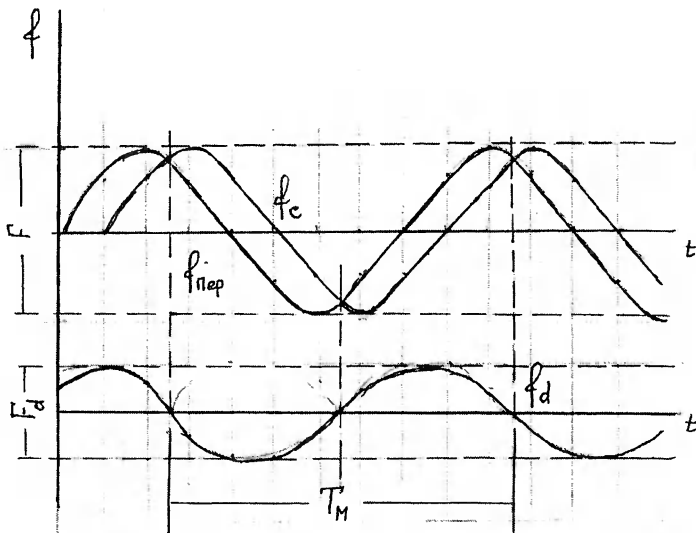


Рис. 8.4. Частотная диаграмма радиодальномера с синусоидальной частотной модуляцией

Практически все виды частотной модуляции пригодны для измерения дальности до одиночной цели и обеспечивают точность измерения дальности до КА в пределах 10 м.

8.7 Измерение полного набора траекторных параметров

Если наземный пункт связи установил связь с КА, азимут и угол места последнего устанавливаются уже по максимуму сигнала КА, то есть по направлению наземной антенны, обеспечивающему этот максимум. Слежение за КА с одновременным измерением дальности позволяет по изменению направления наземной антенны определять также его азимутальную скорость и скорость по углу места.

Для более точных измерений используется несколько наземных пунктов связи с известными географическими координатами, то есть разнесённых на известные расстояния, называемые базами. При наличии трёх таких пунктов, каждый из которых измеряет d и V_r , получается шесть уравнений, позволяющих найти полный набор траекторных параметров в любой системе координат, связанной с Землёй

9. Радиотелеметрия

История создания космической радиотелеметрии пока не написана. Можно, однако, предположить, что началась она вместе с запусками в космос биологических объектов, среди них знаменитых собачек Белки и Стрелки. Запуски эти предшествовали полёту Гагарина и в известной мере проложили человеку дорогу в космос.

Первый ИСЗ в телеметрии не нуждался, ибо выполнял лишь одну задачу: провозгласить начало космической эры. Что и было сделано с помощью звуковых сигналов, регулярно отправлявшихся в эфир. Но для получения объективного представления о самочувствии той же Белки надо было, находясь на Земле, следить за собачьим пульсом, частотой дыхания и другими физиологическими параметрами животного, находившегося на борту КА. А такое слежение без радиотелеметрической системы (РТС) было невозможно. Одновременно разработчики КА поняли, что к РТС можно «привязать» и технические параметры функциональных систем КА, и результаты измерений, осуществляемых целевой аппаратурой КА. Так вполне естественно, а для непосвящённых и незаметно (чему в немалой степени способствовала секретность космических исследований) родилась целая отрасль радиотехники.

В настоящее время эта отрасль охватывает все вопросы разработки методов и средств передачи по радио результатов измерений самых разных величин: механических, электрических, физических, химических, физиологических и других. А совокупность приборов и устройств, с помощью которых обеспечивается передача измеряемых величин по радио из пункта измерений в пункт регистрации результатов измерений, называют сокращённо РТС.

9.1 Обобщённая функциональная схема

Входные данные РТС – это n величин различной природы $S_1 \dots S_n$ плюс контрольный параметр S_k , служащий для настройки всей системы (Рис. 9.1). С помощью датчиков ($D_k, D_1 \dots D_n$), различных для различных величин, все измеряемые величины преобразуются в электрические сигналы, например, напряжения $U_k, U_1 \dots U_n$. Посредством так называемых измерительных устройств, в качестве которых чаще всего используются мостовые схемы постоянного или переменного тока, напряжения $U_k, U_1 \dots U_n$ приводятся к стандартному диапазону значений и поступают на шифратор РТС (Ш).

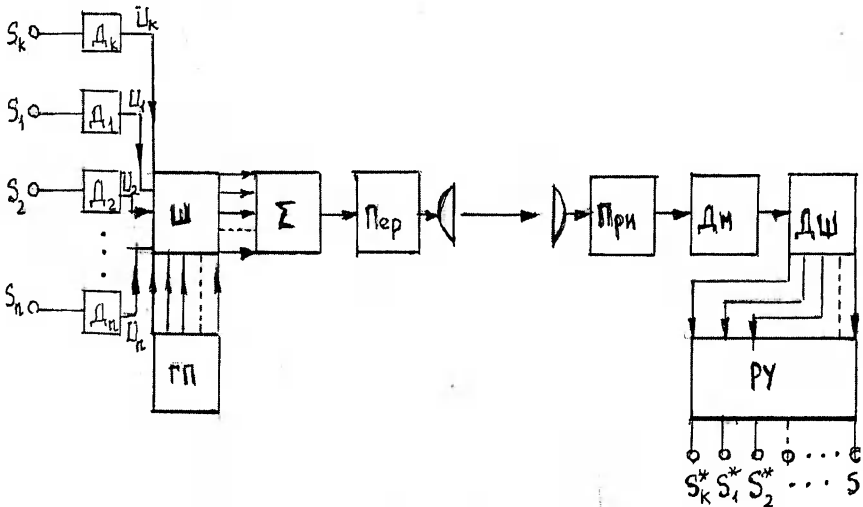


Рис. 9.1. Обобщённая функциональная схема РТС
(пояснения в тексте)

Величина $n + 1$ даёт число каналов РТС. Сами же РТС делятся на РТС с частотным разделением каналов (ЧРК), РТС с временным разделением каналов (ВРК) и РТС с кодовым разделением каналов (КРК). Соответственно различаются и шифраторы РТС, использующие те или иные генераторы поднесущих (ГП).

Назначение всех шифраторов одно и то же. Они модулируют поднесущие напряжениями $U_k, U_1 \dots U_n$, снимаемыми с датчиков.

Модулированные поднесущие складываются в сложный сигнал в так называемом сумматоре (Σ), после чего этот сигнал поступает в радиопередатчик (Пер), где накладывается на сигнал несущей частоты. Эту модуляцию называют вторичной.

Сигнал с вторичной модуляцией через антенну передатчика КА отправляется в эфир в направлении наземного пункта связи, где он принимается и усиливается.

А далее с ним происходят преобразования, обратные тем, что происходили на борту КА. После усиления сигнала в приёмнике наземного пункта связи (При) в демодуляторе (Дм) осуществляется первая демодуляция сигнала – он освобождается от несущей частоты и становится аналогичным тому сигналу, какой с сумматора бортовой части РТС поступал на её передатчик. В дешифраторе (ДШ) он разделяется по каналам, каждый из которых передаёт лишь одну из измеренных величин. Принципы разделения каналов для РТС с ЧРК, ВРК и КРК различны. Но результат разделения один и тот же: в каждом из каналов остаётся лишь одна поднесущая, модулированная лишь одним из напряжений $U_k, U_1 \dots U_n$. После второй демодуляции в том же дешифраторе поднесущие исчезают, а остаются лишь указанные напряжения, в том или ином масштабе отображающие исходные измеряемые величины $S_k, S_1 \dots S_n$, кои и записываются регистрирующим устройством (РУ) в виде величин $S_k^*, S_1^* \dots S_n^*$.

Существенно то, что в своём большинстве телеметрируемые величины медленно изменяются во времени. Вследствие чего спектр частот электрических сигналов, отображающих их изменения, может быть достаточно узким.

Погрешность РТС оценивается среднеквадратичной ошибкой. При этом данные, полученные с ошибкой 10-30%, относят к качественным данным, с ошибкой 1-3% - к стандартным техническим измерениям, с ошибкой 0,1-0,3% – к высокоточным измерениям.

Различают РТС и по видам используемой модуляции. В РТС с ЧРК используются все виды непрерывной модуляции, то есть амплитудная (АМ), частотная (ЧМ) и фазовая (ФМ). В РТС с ВРК находят применение такие виды модуляции, как АИМ (амплитудно-импульсная модуляция), ШИМ (широтно-импульсная модуляция) и ФИМ (фазово-импульсная модуляция). В РТС с КРК наиболее целесообразной оказалась фазово-импульсная модуляция (ФИМ).

В настоящее время данные РТС чаще всего хранят в оцифрованном виде и при необходимости отображают на экранах дисплеев.

9.2 Датчики

Важнейшая характеристика всех видов датчиков – это коэффициент передачи, определяемый как отношение приращения выходной величины ΔU к соответствующему приращению измеряемой величины ΔS :

$$K_d = \Delta U / \Delta S \quad (9.1)$$

У датчиков с линейной зависимостью $U = U(S)$ K_d постоянен. У датчиков с нелинейной зависимостью выходного напряжения от измеряемой величины K_d меняется с изменением S , что не мешает использовать в РТС и такие датчики.

Датчик должен обеспечивать возможность получения непрерывной зависимости выходного сигнала от измеряемой величины во всём заданном диапазоне изменения последней, а также достаточную чувствительность и удобство согласования с шифратором передающей телеметрической аппаратуры. Датчик не должен оказывать существенного обратного влияния на измеряемую величину.

Различают датчики омические, индуктивные, емкостные, магнитные, генераторные, ламповые, фотоэлектрические, радиационные. И прочие.

Механическое перемещение, например, может быть измерено с помощью омического (реостатного) датчика со скользящим контактом, выходное напряжение которого равно:

$$U = (U_0/L_0)L = K_d L, \quad (9.2)$$

где U_0 – напряжение, приложенное к реостату, L_0 – его полная длина, величина L отображает положение скользящего контакта, а значит, и измеряемое перемещение.

Термосопротивление как датчик температуры имеет коэффициент передачи

$$K_d \text{ (Ом/град)} = \alpha \Delta R, \quad (9.3)$$

где α – температурный коэффициент (с размерностью $1/\text{градус C}$), ΔR – приращение сопротивления (при увеличении температуры на 1 град C).

Широко используемые контактные (релейные) датчики могут быть отнесены к омическим лишь условно. Они применяются для регистрации определённых положений объектов при их механических перемещениях. Сопротивление, которое показывает контактный датчик, равно либо нулю (есть контакт), либо бесконечности (нет контакта).

Индуктивные датчики используют эффект зависимости магнитного сопротивления цепи от величины воздушного зазора в цепи, емкостные датчики – эффект изменения величины ёмкости при перемещении или повороте одной из обкладок конденсатора.

В генераторных датчиках измеряемая физическая величина преобразуется в электродвижущую силу. К таким датчикам относят датчики индукционные, термоэлектрические (термопары) и пьезодатчики. В последних используется эффект появления электрических зарядов на гранях некоторых кристаллов при их механической деформации.

Фотоэлектрические датчики преобразуют световые сигналы в сигналы электрические, а радиационные – интенсивность проникающей радиации сначала в электрический ток, а затем в электрическое напряжение на некоем резисторе.

В ламповых датчиках (ионизационных манометрах) остаточное давление газа преобразуется в ионный ток, который на определённом резисторе создаёт разность потенциалов, характеризующую давление газа.

Если та или иная величина может быть измерена, для неё можно создать и её «персональный» датчик.

9.3 ЧРК, ВРК, КРК

Любой радиоприёмник в определённом смысле есть не более чем полосовой фильтр, резонансная частота которого меняется с изменением положения ручки настройки.

Аналогичная идея была положена и в основу РТС с ЧРК. Каждому каналу в этом типе РТС отводится своя полоса поднесущих частот (от нескольких сотен герц до нескольких десятков килогерц), вырабатываемых генераторами поднесущих. Полосы частот соседних каналов не должны перекрываться.

Полосовые фильтры на приёмной стороне также работают в определённых диапазонах звуковых и ультразвуковых частот, различных для разных каналов.

В качестве первичной и вторичной модуляций в РТС с ЧРК чаще всего используется ЧМ. Современные частотные модуляторы достаточно легко позволяют получать изменения поднесущей частоты в диапазоне 5-20% от номинала в зависимости от напряжения датчика. Предпочтение, отдаваемое частотной модуляции, объясняется также следующими её преимуществами: передатчики с ЧМ, обеспечивающие линейную зависимость частоты от телеметрируемой величины, конструктивно значительно проще, чем, например, передатчики с АМ, обеспечивающие ту же степень линейности; в системах с ЧМ проще

достигнуть малого взаимовлияния каналов; к тому же системы с ЧМ более помехоустойчивы.

В РТС с ВРК информация о каждой телеметрируемой величине передаётся периодически в определённые временные интервалы. Возможность построения таких РТС определяется относительной медленностью изменения телеметрируемых величин и наличием значительных промежутков времени между импульсами каждого датчика. В приёмной установке импульсные серии, соответствующие различным каналам, расходятся по отдельным цепям. Разделение основано на том, что заранее известны промежутки времени, в течение которых могут появляться импульсы отдельных каналов. Для определения этих промежутков в процессе проведения радиотелеизмерений передающей установкой излучаются синхронизирующие импульсы (СИ), вырабатываемые специальным генератором. Они и задают начало очередного цикла опроса датчиков.

Центральным элементом передающей части РТС с ВРК является коммутационно-модулирующее устройство (КМУ). Такие устройства могут быть электромеханическими (в этом случае датчики опрашиваются последовательно в течение одного оборота электродвигателя) и электронными (очерёдность опроса датчиков задаётся синхроимпульсами). Похожее (но уже коммутационно-демодулирующее) устройство должно быть установлено и на приёмной стороне РТС. Оба коммутационных устройства должны работать синхронно.

Самыми помехозащищёнными считаются РТС с КРК. Сущность КРК в многоканальных РТС сводится к тому, что в каждом из каналов в качестве поднесущих колебаний используется периодическая последовательность групп импульсов, называемых кодовыми группами, или кодами. Они образуются из нескольких видеоимпульсов или импульсов с заполнением синусоидальными колебаниями. Далее мы будем иметь в виду только видеоимпульсы как наиболее распространённые. Из

видеоимпульсов могут формироваться различные виды кодов, из коих для селекции каналов наиболее удобны сочетательные (или временные) коды. При этом каждый код состоит из n одинаковых импульсов, но имеет свой набор временных интервалов между импульсами $\Delta t_1, \Delta t_2 \dots \Delta t_{n-1}$.

В простейшем случае код состоит из трёх импульсов, разделённых интервалами Δt_1 и Δt_2 .

На Рис. 9.2 показана временная диаграмма одного цикла работы РТС с КРК. Цикл длительностью $T_{\text{ц}}$ делится синхроимпульсами (СИ) на $n + 1$ равных интервалов ($T_0 = T_1 = \dots = T_n$), каждый из которых начинается синхронизирующим импульсом, отличающимся от рабочих импульсов, образующих коды. СИ могут иметь иную длительность и амплитуду, что позволяет выделять их при необходимости в отдельную цепь (то есть отделять от кодов и снова соединять с кодами).

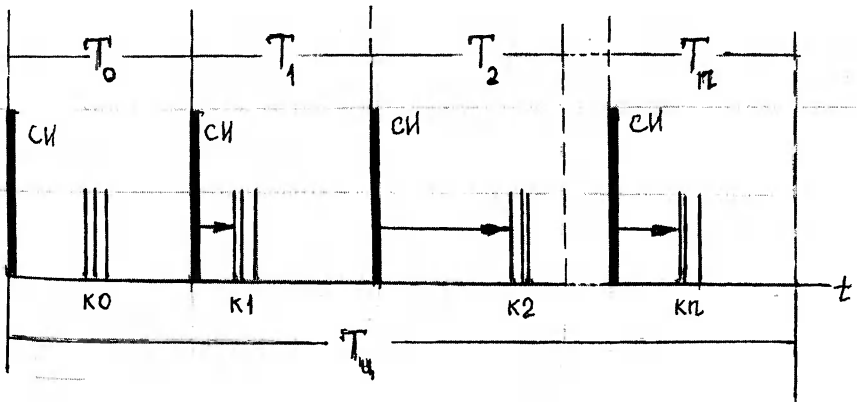


Рис. 9.2. Временная диаграмма цикла работы РТС с КРК

Код опорный (КО), предназначенный для настройки системы, расположен посередине отведённого ему временного интервала. Остальные коды, отождествляющие измеряемые величины, по-разному сдвинуты относительно своих СИ. На Рис. 9.2 эти сдвиги отмечены стрелками, которые и означают (первич-

ную) фазово-импульсную модуляцию поднесущих. Такая ФИМ аппаратно может быть выполнена с помощью мультивибратора, конденсатор которого заряжается напряжением того или иного датчика [16].

Модулированные импульсы поступают в кодирующее устройство, представляющее собой линию задержки (длинную линию) из емкостей и индуктивностей, роль которой может играть и отрезок высокочастотного кабеля (Рис. 9.3). Чтобы избежать отражений от конца линии, она нагружается резистором R , равным по величине волновому сопротивлению линии $(L/C)^{1/2}$. От трёх точек линии 1,2,3 (в случае трёхимпульсного кода) выполняются отводы к выходной шине, чем и задаются параметры кода Δt_1 и Δt_2 .

Число сочетаний по 3 из 15-ти ячеек линии, показанных на Рис.9.3, как нетрудно подсчитать, равно $15!/3!12! = 455$, что означает, что такая линия (одна) позволяет при необходимости сформировать 455 трёхимпульсных кодов.

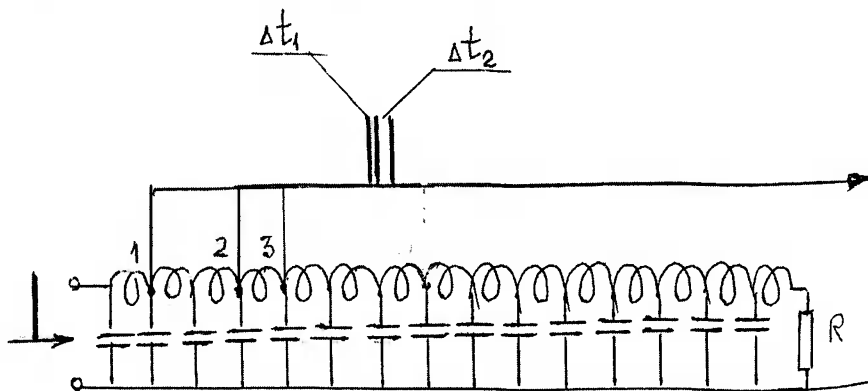


Рис. 9.3. Формирование трёхимпульсного кода

Распознавание кодов в дешифраторе осуществляется с помощью схемы совпадений, показанной на Рис. 9.4. Она представляет собой линию, аналогичную показанной на предыдущем рисунке, но отводы теперь выполнены с учётом того, что

импульс, ушедший из первой линии последним, во вторую линию попадает первым. Отводы подсоединены к выходной шине через диоды с сопротивлением R_d в прямом (открытом) направлении, а шина к источнику питания ($+U$) – через резистор R_0 . При этом имеют место неравенства:

$$R_0 \gg R \gg R_d \quad (9.4)$$

Если условия (9.4) выполняются, достаточно одного открытого диода из трёх, чтобы напряжение на выходе схемы совпадения было много меньше напряжения источника питания:

$$U_{\text{вых}} = [(R_d + R)/(R_0 + R_d + R)]U \ll U \quad (9.5)$$

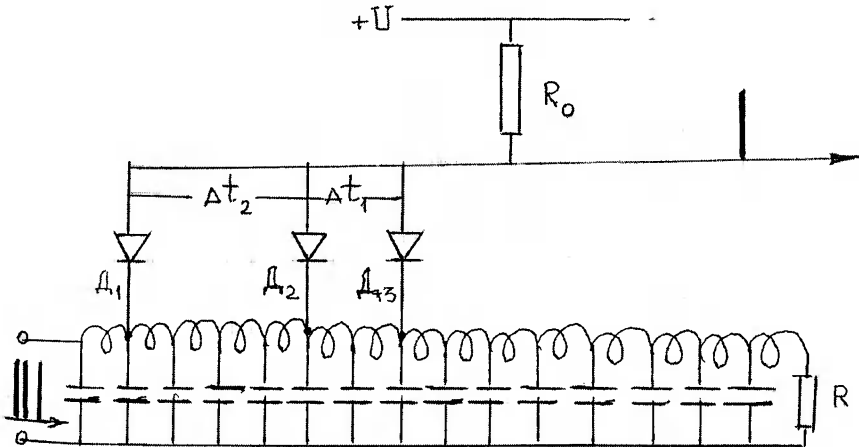


Рис. 9.4. Распознавание трёхимпульсного кода

При распознавании трёхимпульсного кода напряжение на выходе схемы совпадения в момент одновременного запирания диодов D_1 - D_3 возрастает скачком на величину, равную амплитуде входных импульсов. Так что на выходе остаётся единственный импульс, сохраняющий свою фазово-импульсную модуляцию, которая при вторичной демодуляции может быть преобразована в иную, например, амплитудно-импульсную модуляцию (АИМ), более удобную для регистрации.

При декодировании кодовых групп с большим числом импульсов увеличивается число диодов, которые должны записываться одновременно (импульсами, поступающими на линию задержки схемы совпадений).

9.4 Погрешности телеизмерений

Абсолютно точных измерений не бывает. А при телеизмерениях сигнал датчика на пути к регистрирующему устройству претерпевает столько преобразований, что без анализа возможных погрешностей на каждом этапе этих преобразований не обойтись.

По месту возникновения погрешности РТС любого типа можно разбить на три части: 1) погрешности передатчика, включающие в себя погрешность первичного измерительного прибора, погрешность датчика-преобразователя и погрешность собственно передатчика как радиоустройства; 2) погрешность радиолинии, то есть погрешность, связанную с распространением сигнала от передатчика к приёмнику; 3) погрешности приёмника, включая погрешность собственно приёмника, погрешность преобразования сигнала в демодуляторе и дешифраторе, и погрешность регистратора. Принято считать, что наибольшее значение имеют погрешности измерительного прибора и датчика на передающей стороне и погрешности второго демодулятора и регистрирующего устройства на приёмной.

Среди причин возникновения погрешностей чаще всего указывают на следующие: а) внешние факторы (изменения температуры, атмосферные явления вблизи поверхности Земли, изменение параметров магнитосферы и ионосферы); б) изменение параметров бортового или наземного источников питания; в) старение комплектующих (износ механических трущихся пар, старение электро- и радиоэлементов); г) свойствен-

ные всем радиoliniям радиошумы; д) внутренние погрешности аппаратуры, обусловленные принципом действия того или иного устройства (шифратора, дешифратора), такие погрешности носят, как правило, систематический характер.

Анализ погрешностей начинается с установления (математических выражений) зависимостей выходного сигнала от входного на всех этапах преобразования сигнала в каждом из каналов от исходной величины S до регистрируемой величины S^* (Рис.9.1). Второй этап – это установление ошибок определения всех констант, входящих в указанные зависимости. Третий этап – это нахождение относительной погрешности $\Delta S^*/S^*$ посредством дифференцирования соответствующих выражений, в которых константы считаются переменными.

Ошибки в определении указанных выше зависимостей и создают суммарную погрешность телеизмерения.

9.5 Возрастание погрешности как потеря информации

Говоря о телеизмерениях, невозможно не коснуться понятия энтропии (от греч. *entropia* – поворот, превращение), которому многие придают не только физический, но и философский смысл.

Как особая функция состояния термодинамически равновесной системы энтропия была введена в физику в XIX в. немецким физиком Клаузиусом. А приобрела широкую известность главным образом потому, что согласно второму началу термодинамики в термодинамических процессах она либо остаётся неизменной (обратимые процессы), либо возрастает (необратимые процессы) – то есть практически всегда увеличивается. А значит, служит мерой хаотизации термодинамической системы и предсказывает «тепловую смерть» Вселенной.

Статистическое толкование энтропии было дано формулой австрийского физика Больцмана:

$$S = k \ln W(E, N), \quad (9.6)$$

где k – постоянная Больцмана, а W – число микросостояний макросистемы с числом частиц N и энергией E . Почитателям научного таланта Больцмана формула эта казалась настолько важной, что после его смерти была выбита на надгробной плите его могилы (на Центральном кладбище Вены).

Тем временем основатель информатики американский инженер и математик Шеннон ввёл не имевшее никакого отношения к термодинамике понятие информационной энтропии как информационной ёмкости источника информации:

$$H = \log_2 N, \quad (9.7)$$

где N – число возможных исходов при проведении испытаний. Если, например, в некотором тексте на русском языке искать различные буквы алфавита, то N будет ничем иным, как числом букв в русском алфавите.

А если ввести класс точности измерительного прибора ϵ так, чтобы $\epsilon = 1$ соответствовало точности измерений 1%, то энтропию (как информационную ёмкость измерительного прибора) можно записать следующим образом:

$$H = \log_2 (100/\epsilon) \quad (9.8)$$

Шенноновская энтропия выглядит так, будто с её уменьшением число различных состояний, в которых может находиться прибор, также уменьшается. А следовательно, уменьшается и точность измерений. Например, для прибора класса 0,2: $N = 500$ и $H = 8,96$, а для прибора класса 2,5: $N = 40$ и $H = 5,32$.

Если через $\epsilon_{\text{Пер}}$ обозначить класс точности всех приборов передатчика в совокупности, то информационная энтропия передатчика будет равна

$$H_{\text{Пер}} = \log_2 (100/\epsilon_{\text{Пер}}) \quad (9.9)$$

Аналогично для приёмника:

$$H_{\text{При}} = \log_2(100/\epsilon_{\text{При}}) \quad (9.10)$$

Однако ввиду эфирных погрешностей:

$$\epsilon_{\text{При}} = \epsilon_{\text{Пер}} + \Delta\epsilon, \quad (9.11)$$

а значит, разность информационных энтропий передатчика и приёмника РТС всегда положительна:

$$\Delta H = H_{\text{Пер}} - H_{\text{При}} > 0 \quad (9.12)$$

По мере продвижения измерительного сигнала через РТС погрешность накапливается, а информация теряется. И это такой же закон природы, как и возрастание термодинамической энтропии в тепловых машинах.

И информационная, и термодинамическая энтропии аддитивны. И если последовательно рассмотреть цепочку преобразований сигнала, увеличивающих погрешность при каждом преобразовании, полная потеря информации будет представлять собой сумму потерь по всем преобразованиям:

$$\Delta H = \Sigma(\Delta H)_i, \quad (9.13)$$

что и позволяет рассчитывать информационную ёмкость и погрешность РТС.

10. Часы для спутника

Категория времени столь же привычна для человека, сколь и трудноопределима. «Время – это длительность существования всего происходящего, всех явлений и предметов». Такое определение можно найти в одном из академических словарей. Но что такое длительность существования? Можно ли понять философский или обыденный смысл времени, заменив слово «время» словом «длительность»? И как быть с длительностью существования в «пустом космосе», где нет ни явлений, ни предметов? Разговор о времени становится предметным лишь тогда, когда вводится хотя бы одна единица измерения времени. А для её введения необходим хотя бы один периодический процесс, рождающий эту единицу.

Эталонном времени, которым впервые научились пользоваться люди, стали солнечные сутки («солнце восходит и заходит»). Для измерения долей солнечных суток использовались солнечные часы, в простейшем виде представлявшие собой вертикальный шест в окружении нарисованных на земле делений. Перемещаясь от деления к делению, тень от шеста показывала время в часах. И не следует думать, что такие часы навсегда ушли в прошлое. Их и сейчас можно видеть, например, возле здания, в котором располагается Французское космическое агентство (CNES) в Париже. Конечно, в наши дни солнечные часы более декоративны, чем функциональны – тем не менее, они продолжают существовать.

Конкурентом солнечных часов (в Древнем Египте, Китае, Греции, Месопотамии) были водяные часы (клепсидра), в которых уровень воды, капля за каплей перетекавшей из одного сосуда в другой, показывал, сколько часов прошло после «включения» клепсидры.

Идея маятника как регулятора хода часов была предложена и реализована в середине XVII в. голландским физиком Гюйгенсом. Благодаря чему у механических часов появилась сначала минутная стрелка, а за ней и секундная.

Создание астрономических маятниковых часов привело к тому, что солнечные сутки уже не могли больше использоваться для контроля за ходом часов. Оказалось, что Солнце движется по эклиптике неравномерно. Да и Земля вращается неравномерно.

Из этих фактов надо было сделать практические выводы. Первыми нашлись англичане. И местное среднее солнечное время на меридиане Гринвича (Великобритания) было объявлено Всемирным временем (Universal Time).

Но Гринвич явился лишь началом уточнения хода земных часов.

10.1 Уточнение секунды

Подлинным переворотом в измерении малых промежутков времени стало появление кварцевых часов, ход которых определяется колебаниями пластин из высококачественного кристаллического кварца. Суточная относительная погрешность хороших кварцевых часов не превышает 10^{-11} , а ошибка таких часов, накапливающаяся в течение года, составляет 10^{-9} с. Именно кварцевые часы позволили не только подтвердить и детально исследовать неравномерность суточного вращения Земли, но и поставили вопрос о необходимости введения идеального, или равномерно текущего, или эфемеридного времени. (Эфемерный по-гречески мимолётный).

Если до открытия неравномерности вращения Земли секунда определялась как $1/86400$ доля средних солнечных суток, то с введением равномерно текущего времени в качестве его единицы Международным бюро мер и весов в 1956 г. была принята секунда, определённая как « $1/31556925,9747$ доля тропического года эфемеридного времени».

Однако такой, достаточно волюнтаристский, акт Международного бюро «вопроса о времени» окончательно не решил.

Из-за неоднозначности понятия «год» бюро пришлось выбрать конкретный год и конкретную географическую широту на поверхности Земли (экватор), к тому же связать избранный год и избранную широту с конкретным часом (канун 1900 г.) Что лишало нововведение не только универсальности, но и логики.

Это стало особенно очевидным тогда, когда международное метрологическое сообщество осознало, что макроскопические тела – будь то Земля, солнечные часы, клепсидра, маятник или даже кварцевые часы – по причине тепловых флуктуаций в принципе не могут служить абсолютными хранителями времени.

Развитие радиоспектроскопии и квантовой электроники привело к созданию двух типов эталонов частоты и времени (цезиевого эталона и водородного генератора), позволяющих измерять и воспроизводить секунду с относительной погрешностью 10^{-13} . И что не менее важно, независимо от каких-либо макроскопических тел.

В результате чего Генеральная конференция по мерам и весам приняла в 1967 г. новую единицу времени – атомную секунду, определив её как 9192631770,0 периодов электромагнитных колебаний, соответствующих переходу между двумя сверхтонкими уровнями основного состояния атома цезия ^{133}Cs . Нуль после запятой означает, что эта величина, полученная из сравнения с эфемеридной секундой, принята за окончательное определение секунды (на существующем уровне знаний) и не подлежит дальнейшему уточнению. В то время как эфемеридная секунда в будущем может быть уточнена.

Однако современные атомные эталоны времени, кои в России можно видеть во ВНИИФТРИ (Всероссийский НИИ физико-технических и радиоизмерений), сложны и громоздки (главным образом из-за использования целого ряда вспомогательных устройств). И в космос их не возмёшь.

Отметим также, что в 1884 г. во многих странах мира было введено поясное время. Вся поверхность Земли была разделе-

на на 24 часовых пояса с границами по меридианам, отстоящими друг от друга по долготе на 15° . Во всех пунктах пояса часы показывают одно и то же время – местное время среднего меридиана пояса. При переходе в соседний пояс часовые стрелки переводятся на час вперёд или назад в зависимости от направления движения.

В России (СССР) поясное время было введено в 1919 г.

10.2 Параметры бортовых часов

Чтобы не потеряться во времени, бортовые часы нужны всем автономным объектам. Работа же функциональных систем КА без согласования во времени просто невозможна. (Причём как без согласования между отдельными системами на борту КА, так и без согласования с внешними системами, не входящими в состав КА, например, с наземными пунктами связи). Не имея возможности достаточно точно «привязать» то или иное событие (измерение, например) ко времени, при скоростях КА нельзя локализовать его с необходимой точностью и в пространстве. А это обесценивает если не все, то многие космические измерения.

Бортовые стандарты времени и частоты (БСВЧ), а именно так принято называть часы для спутника, предназначены для обеспечения бортовых систем КА стабильными сигналами высокой частоты, синхроимпульсами и временными метками, привязанными к системе единого времени страны. При этом часы для спутника должны удовлетворять всем требованиям, кои предъявляются к другим блокам и системам КА. Диапазон температур, в котором часы должны нормально функционировать, составляет $0 - 40^\circ \text{C}$, напряжение источника питания 24-34 В, влажность внутри гермоотсека, при которой часы должны исправно работать, такая-то (см. далее), механические воздействия при выведении на орбиту такие-то (Табл.4.1) и т.д. И всё это при условии значительного срока хранения часов в составе КА в полевых условиях.

Приведём характеристики изделие 17Р93, игравшего роль БСВЧ на целом ряде отечественных КА:

а) изделие обеспечивает формирование синусоидальных сигналов и импульсов на следующих частотах: синусоидальный сигнал 5 МГц – 4 выхода, импульсы 1 МГц, 20 кГц, 1 кГц... 1 Гц...1/60 Гц (всего 11 частот) – от 1 до 9 выходов;

б) сигналы номинальной частоты 5 МГц должны удовлетворять следующим требованиям: максимальное относительное изменение действительного значения частоты (ДЗЧ) после включения изделия и в течение 30 суток не более $5 \cdot 10^{-8}$. Отклонение от ДЗЧ после проведения подстройки частоты (ПЧ) не более $2 \cdot 10^{-9}$, максимальное относительное изменение частоты за сутки не более 10^{-8} , разностный ход бортовых и наземных часов после проведения ПЧ не более 5 мс в сутки;

в) изделие выдаёт последовательный импульсный семнадцатиразрядный код оцифровки времени или двенадцатиразрядный код ПЧ;

г) изделие выдаёт сигналы оцифровки временных интервалов или кода ПЧ в виде параллельного двоичного потенциального семнадцатиразрядного кода;

д) в изделии осуществляются четыре режима фазирования: командой (ФК), импульсом (ФИ), кодом грубо (ФКГ) и кодом точно (ФКТ);

е) в изделии осуществляются два режима коррекции кода бортового времени в течение суток: коррекция пачкой (КП) и коррекция кодом (КК);

ж) диапазон перестройки частоты не менее плюс-минус 2 Гц, скорость перестройки частоты $(1 - 2,8) \cdot 10^{-10}$ 1/с;

з) в изделии осуществляется ПЧ кварцевого генератора по программе один раз в сутки или по внешней команде ПЧ.

Время непрерывной работы изделия не менее 10000 часов, мощность в установившемся режиме не более 20 Вт, масса не более 20 кг, вероятность безотказной работы за 10000 ч не менее 0,9.

10.3 Функциональная схема

БСВЧ (Рис. 10.1) состоит из высокостабилизированного задающего кварцевого генератора (КГ), устройств формирования непрерывных и импульсных (сигналов), кои поступают в блоки и системы КА, и устройств, обеспечивающих коррекцию бортовых часов, то есть их регулярное согласование с наземными часами.

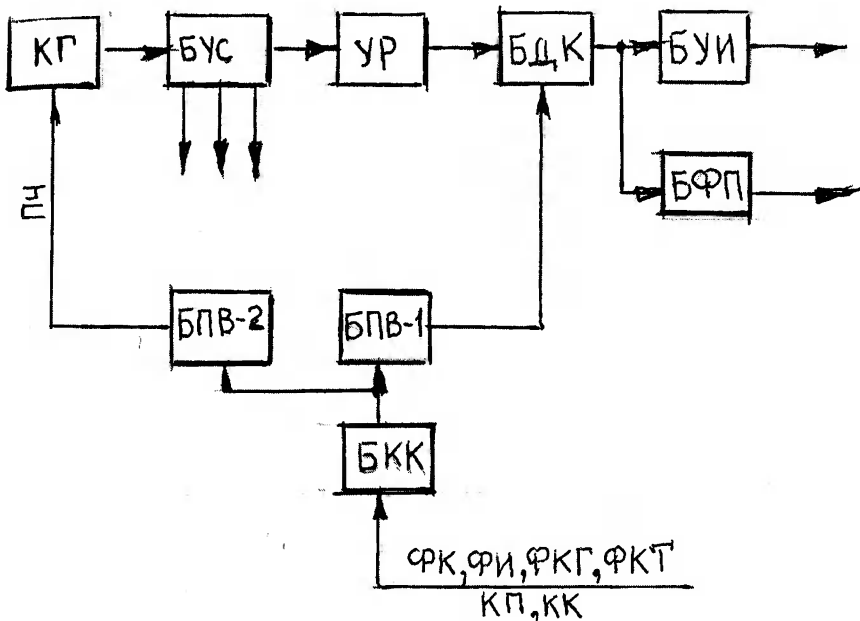


Рис. 10.1. Функциональная схема БСВЧ

Выходное синусоидальное напряжение из КГ (0,3 В, 5 МГц) поступает для усиления и размножения на блок усилителей синусоидальных (БУС). Из четырёх (из шести) усилителей выходные сигналы поступают к внешним потребителям, то есть к системам и блокам КА, с пятого – на КИА (контрольно-измерительную аппаратуру), с шестого – на усилитель резонансный (УР). А после него на блок деления и кодирования (БДК), про-

должающий формирование временных сигналов, но уже в импульсном варианте. Блок усиления импульсных (БУИ) вырабатывает не только сетку частот, о которой говорилось выше, но и последовательный код времени, а блок формирования потенциальных (БФП) – параллельный код.

Управление бортовыми часами происходит с помощью блока коммутации и контроля (БКК), непосредственно связанного с Землёй, и двух блоков преобразователей входных (БПВ-1 и БПВ-2). Через БПВ-1 осуществляются все четыре режима фазирования (ФК, ФИ, ФКГ и ФКТ), а также оба режима коррекции кода: КП и КК. А через БПВ-2 – подстройка частоты КГ.

Тот же БКК осуществляет формирование телеметрических и контрольных сигналов, а также выдачу суточных меток.

10.4 Сверка бортового времени

Установка бортового времени, соответствующего земному времени, производится с помощью операций фазирования и коррекции кода.

Фазированием в данном случае называют установку делителей частоты в состояние нуля отсчёта, соответствующего прохождению наземной минутной метки, а коррекцией кода – запись в счётчик и кодирующее устройство текущего значения наземного времени.

При коррекции бортового времени в режиме ФИ, например, осуществляется сброс делителей и счётчика секунд БДК одиноким импульсом фазирования в момент прохождения наземной минутной метки. Последняя передаётся с Земли с упреждением на время распространения радиоволн и с учётом всех инструментальных задержек в радиолинии.

Инструментальная погрешность режима ФИ изделия 17Р93 находится на уровне 10 мкс. Этой величиной определяется и разность показаний БСВЧ и наземного эталона времени сразу после очередной операции фазирования и коррекции кода.

11. Две атмосферы

Первые ИСЗ представляли собой герметические отсеки (гермоотсеки, ГО), наполненные азотом с давлением около атмосферного. Снаружи к ГО крепились солнечные батареи, а внутри ГО располагалась аппаратура КА.

Причина пристрастия первопроходцев космоса к гермоотсекам была проста: все материалы и элементы, из коих изготавливалась и собиралась аппаратура КА, предназначались для работы в земных атмосферных условиях. Никто не знал, как поведут себя эти материалы и элементы в открытом космосе, а потому на борту КА для них стремились сохранить привычные условия эксплуатации. В случае же присутствия на борту биологических объектов, включая человека, без ГО не обойтись в принципе. Да и его наполнение в этом случае должно вполне соответствовать земной атмосфере (в частности, должно включать в себя кислород). А потому создание адекватных ГО изначально считалось одной из наиболее ответственных задач разработчиков КА.

Однако в последующие годы, набравшись определённого опыта, разработчики КА поняли, что в некоторых случаях автоматические КА лучше строить без ГО. И наличие в составе КА гермоотсека перестало быть обязательным, а стало целесообразным или нецелесообразным.

В настоящее время к достоинствам КА с гермоотсеками относят: обеспечение стандартных условий эксплуатации электро- и радиоэлементов; более простое решение вопросов терморегулирования (за счёт использования конвекции газа, заполняющего ГО); уменьшение трения и износа механических пар; облегчение защиты от проникающей радиации. А также возможность контролировать атмосферу внутри ГО и, следовательно, обеспечивать нормальные условия работы оптических приборов КА.

В то же время ГО имеют и очевидные недостатки. Гермоотсеки увеличивают массу конструкции КА и массу бортовой кабельной сети. Они создают угрозу деформации корпуса ГО за счёт давления газа внутри ГО. Требуют контроля атмосферы внутри ГО (прежде всего, в части содержания водяных паров). Требуют обеспечения герметичности ГО на весь срок эксплуатации КА. И снижают надёжность КА в целом (в частности, из-за микрометеоритной опасности).

Тем самым перед разработчиками КА всякий раз возникает не всегда простой вопрос: какой КА проектировать для решения поставленной в ТЗ задачи – с ГО или без ГО?

11.1 Характеристика герметичности

Атмосфера внутри гермоотсека может иметь различный состав газа и различное давление. ГО автоматических КА обычно наполняются техническим азотом (N_2) с давлением около 1000 мм рт.ст., имеющим в качестве примесей кислород (O_2), гелий (He) и водяные пары (H_2O).

Пренебрегая массой примесей, уравнение состояния газобразного азота внутри ГО можно записать в виде:

$$pV_r = (M_r/\mu)RT, \quad (11.1)$$

где p – давление, V_r – объём ГО, занятый газом, M_r – масса газа, μ – молярная масса газа (азота), R – универсальная газовая постоянная, T – абсолютная температура.

Мера герметичности ГО определяется как скорость истечения газа из ГО:

$$Q = -V_r(dp/dt) = -(RT/\mu)(dM_r/dt) \quad (11.2)$$

По традиции, сложившейся в вакуумной технике, Q измеряется обычно в мм рт.ст.литр/с или в мкм рт.ст.литр/с, то есть во внесистемных единицах. В то время как в системе СИ, что не трудно показать, её следует измерять в ваттах. Для ГО космиче-

ских аппаратов величина Q должна находиться на уровне 1 мкм рт.ст. литр/с, или около 10^{-4} Вт. Тот, кто занимался вакуумной техникой на Земле, знает, что добиться такой герметичности непросто. А достигается она с помощью резиновых или фторопластовых уплотнений, конструктивных особенностей разъёмных сочленений КА и точности изготовления деталей.

При постоянных T и Q и штатной скорости падения давления газа внутри ГО (в процессе эксплуатации КА) зависимость давления от времени можно находить по формуле:

$$p(t) \approx p(0) - (Q/V_r)t, \quad (11.3)$$

где $p(0)$ – начальное давление (сразу после отделения КА от ракеты-носителя).

Из (11.3) следует, что при $Q = 1$ мкм рт.ст. литр/с и $V_r = 1$ м³ давление азота в ГО уменьшится от 1000 мм рт.ст. до 800 мм рт.ст. примерно за 6, 5 лет. Что соответствует массовой скорости истечения газа

$$dM_r/dt = Q/(RT/\mu) \approx 1,5 \cdot 10^{-6} \text{ кг/с} \quad (11.4)$$

Умножение этой величины на среднеарифметическую скорость молекул азота, при максвелловском распределении скоростей и $T = 300$ К, даёт силу около 10^{-3} Н, что сопоставимо с другими так называемыми малыми возмущениями, воздействующими на КА на околоземной орбите (см. пп. 4.2-4.5).

А это означает, что помимо тех недостатков, которые уже отмечались, ГО способны неконтролируемым образом воздействовать на ориентацию КА. Чего нельзя не учитывать при проектировании КА. И что объясняет нежелание конструкторов малых КА использовать ГО в своих разработках.

11.2 Водяные пары в атмосфере ГО

Вода главная жидкость на Земле. Без неё, как и без Солнца, жизнь на нашей планете была бы невозможна. И воды на Земле

столько, что в земной атмосфере в том или ином количестве она присутствует повсеместно. Однако люди гораздо более чувствительны к температуре воздуха, нежели к его влажности. Чего не скажешь о некоторых технических устройствах, применяемых в космической технике.

Слишком низкая влажность атмосферы ГО приводит к недопустимому высыханию некоторых материалов, электро- и радиоэлементов (и приборов в целом) внутри гермоотсека, а также увеличивает трение и износ трущихся механических пар. Слишком высокая влажность снижает сопротивление изоляции электрических цепей и приводит к недопустимому запотеванию оптических приборов. А потому повышенное внимание создателей космической техники к термодинамическим свойствам воды вполне объяснимо.

Вода имеет три фазовых состояния: газообразное (пар), жидкое и твёрдое (лёд) и одну, так называемую тройную, точку, в которой могут сосуществовать все три фазы. На фазовой диаграмме, или p - T диаграмме, воды, показанной на Рис.11. 1, эта точка (ТТ) имеет координаты: $p = 4,58$ мм рт.ст., $T \approx 0^\circ \text{C} = 273 \text{ K}$. Любая другая точка фазовой диаграммы изображает возможное состояние воды при данных значениях p и T , но уже в виде двух или одной фазы. Из тройной точки исходят три кривые: ОА (кривая возгонки, или сублимации), каждая точка которой соответствует равновесию льда и пара, ОК (кривая испарения), соответствующая равновесию жидкой и газообразной фаз, и ОВ (кривая плавления), соответствующая равновесию жидкой и твёрдой фаз. Кривые эти делят p - T плоскость на области существования трёх фаз по отдельности: твёрдой (Тв), жидкой (Ж) и газообразной (Г). В точке К, называемой критической, различие между свойствами жидкости и пара исчезает.

Тройную точку иногда называют безвариантным равновесием, а точки на кривых ОА, ОВ и ОК – моновариантным равновесием.

Особое значение для гермоотсеков КА имеет кривая ОК и лежащая под ней область (чистого) пара. Произвольная точка O , находящаяся на кривой ОК с координатой на оси абсцисс T_0 , говорит о том, что в некоем замкнутом объёме, находящемся при температуре T_0 , в равновесии находятся жидкость (вода) и её насыщенный пар. Насыщение означает, что число испаряющихся молекул в единицу времени равно числу конденсирующихся молекул в ту же единицу времени (моновариантное равновесие).

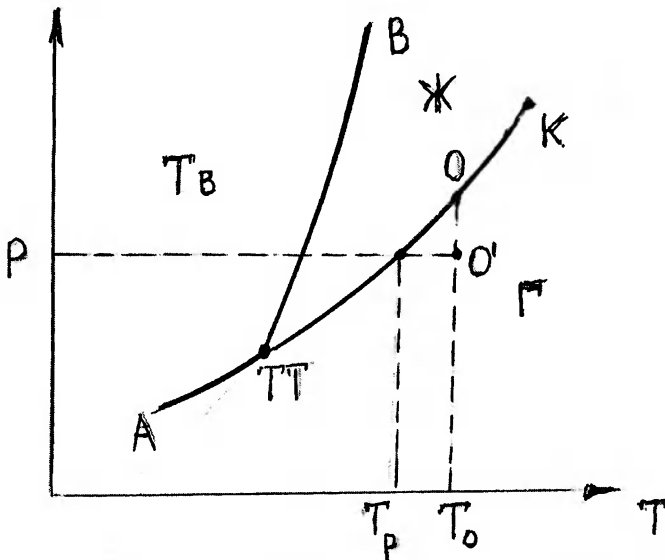


Рис. 11.1. Фазовая диаграмма воды: $ТТ$ - тройная точка, $Тв$, $Ж$ и $Г$ - твёрдая, жидкая и газообразная фазы

Однако давление пара при той же температуре T_0 может быть и меньше насыщенного (точка O' на Рис.11.1: пар есть, жидкой фазы нет). Один вариант изменения состояния термодинамической системы в этом случае заключается в том, что давление пара в ней меняется без образования жидкой фазы. Вторым вариантом заключается в том, что при $p = \text{Const}$ температура пони-

жается до точки росы T_p , находящейся на кривой ОК, что на практике и приводит к появлению росы, то есть жидкости (а это в ГО КА недопустимо).

Отношение отрезков OT_0 и OT_0 на Рис.11.1, то есть отношение фактического давления пара при данной температуре к давлению насыщенного пара при той же температуре, называется относительной влажностью:

$$\varphi = OT_0/OT_0 = p(T)/p_{\text{нас}}(T) < 1 \quad (11.5)$$

В то время как абсолютная влажность D есть масса водяных паров в единице объёма (в данном случае в единице объёма атмосферы ГО КА).

Температура точки росы, критически важная для оптики КА, может быть выражена как через фактическое давление водяного пара p , так и через абсолютную влажность D :

$$T_p = T_p(p) = T_p(D) \quad (11.6)$$

В Табл. 11.1 приведены давления водяного пара, абсолютные влажности и соответствующие им температуры точек росы в диапазоне T_p от -60 до $+60^\circ\text{C}$, перекрывающем типичный для КА диапазон $0-40^\circ\text{C}$.

Табл.11.1

p	мм рт.ст.	10^{-2}	10^{-1}	1	4,6	17	55	150
D	г/м ³	10^{-2}	0,12	1	4,85	17	51	130
T_p	$^\circ\text{C}$	- 60	- 40	- 20	0	20	40	60

Для понижения влажности в ГО КА используются следующие методы: вымораживание влаги на элементах конструкции (агрегатов системы терморегулирования КА), обладающих низкой температурой; адсорбция водяных паров такими известными адсорбентами как силикагель, глинозём и цеолит; химическая адсорбция с использованием хлористого кальция, едкого натра, едкого кали и других адсорбентов.

Указанными методами в гермоотсеках автоматических КА удаётся понизить T_p до -50°C , то есть сдвинуть T_p в область сублимации (Рис. 11.1). Чем и решается проблема водяных паров в этих КА.

Проблема поддержания влажности гермоотсеков обитаемых и посещаемых КА сложнее и нуждается в самостоятельном рассмотрении.

11.3 СВА

Космический вакуум (до 10^{-9} — 10^{-10} мм рт.ст.) в ограниченном объёме можно создать и на Земле. Для этого из вакуумной камеры необходимо удалить все легко испаряющиеся вещества, что достигается длительным прогревом камеры и вакуумных коммуникаций.

Космические аппараты целиком (по крайней мере, пока) перед запуском в космос не подвергались вакуумно-термической обработке. Хотя изначально следовало ожидать, что в своём ближайшем окружении, по крайней мере, какое-то время, КА будут «портить» космический вакуум. Практическое осознание этого факта к разработчикам КА пришло не сразу.

Существование газового облака вокруг находящегося в полёте КА было впервые обнаружено в середине 60-х гг. прошлого столетия посредством фотографирования в солнечных лучах одного из советских ИСЗ серии «Космос» с борта другого ИСЗ той же серии. Облако это поглощало и рассеивало солнечный свет и очевидным образом создавалось самим космическим аппаратом. Отчего его и стали называть собственной внешней атмосферой, или СВА КА (в отличие от внутренней атмосферы ГО КА).

Нетрудно указать потенциальные источники собственной внешней атмосферы. К ним могут быть отнесены продукты испарения наружных поверхностей КА, продукты дегазации кон-

струкционных материалов КА; продукты испарения остатков топлива в камерах сгорания и соплах мощных ракетных двигателей (после выключения последних); продукты испарения компонент топлива реактивных двигателей малой тяги (если таковые входят в состав КА); продукты испарения хладагентов испарительных систем терморегулирования; утечки газа из ГО; продукты, образующиеся при срабатывании пиросредств, используемых для отделения КА от последней ступени ракеты-носителя. И даже частицы пыли, образуемой матами экрано-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) при механических воздействиях на корпус КА.

Выступая на Научных чтениях Циолковского, проходивших в Калуге, космонавт Серебров рассказал однажды о том, как, постучав изнутри космической станции «Мир» по её корпусу гаечным ключом, обнаружил через иллюминатор обильное облако пыли, выходявшей из ЭВТИ. Пылинки ярко вспыхивали в солнечных лучах.

Возможных причин образования СВА тем самым достаточно много. Что же касается характеристик СВА, то они исследованы пока явно недостаточно.

По данным измерений (проводившихся на американских аппаратах Gemini 3 и 11, Apollo и Nimbus и советском аппарате «Молния-2») характеристики эти различны для различных КА. А в целом находятся в следующих пределах: концентрация частиц $10^6 - 5 \cdot 10^{10} \text{ см}^{-3}$, давление $10^{-10} - 4 \cdot 10^{-6} \text{ мм рт. ст.}$, скорость газовыделения наружных поверхностей КА $10^{-2} - 30 \text{ мм рт.ст. литр/с}$, или $10^{-5} - 0,04 \text{ г/с}$.

Числа эти, а ещё более конкретные проявления эффектов СВА (см. далее) не могли не обеспокоить разработчиков КА и заставили их более внимательно относиться к используемым в конструкциях КА материалам.

11.4 Проблема испарения в вакуум

Эта проблема, с которой космическая техника столкнулась после обнаружения СВА, физической химией изучается уже достаточно давно. В 30-х гг. XX в., например, ею был увлечён американский физик Ленгмюр. Значительный вклад в её решение несколько позже внёс советский химик Несмеянов, бывший президент АН СССР [17]. Теоретический подход к проблеме и Ленгмюром, и Несмеяновым использовался такой.

Представим себе (помещённый в термостат) замкнутый объём, в котором находятся испаряющееся вещество (жидкий или твёрдый конденсат) и созданный им насыщенный пар. Частицы пара, скорости которых близки к v , создают на испаряющуюся поверхность поток частиц с плотностью:

$$v_x dn = v_x f(v) dv_x dv_y dv_z, \quad (11.7)$$

где $f(v)$ – функция распределения частиц по скоростям, v_x – компонента скорости, нормальная к поверхности конденсата, $dv_x dv_y dv_z$ – элемент объёма в пространстве скоростей, dn – плотность частиц, со скоростями, близкими к v , в единице объёма обычного пространства.

Отсюда, при максвелловском распределении скоростей, получаем скорость поступления частиц из паровой фазы на единицу площади поверхности конденсированной фазы:

$$dn/dt = \iiint n(m/2\pi kT)^{3/2} \exp[-m(v_x^2 + v_y^2 + v_z^2)/2kT] v_x dv_x dv_y dv_z, \quad (11.8)$$

где интегрирование по v_y и v_z осуществляется от $-\infty$ до ∞ , а по v_x – от 0 до ∞ .

Вычисляя тройной интеграл, находим:

$$dn/dt = n_{\text{нас}} kT/(2\pi m kT)^{1/2} = p_{\text{нас}}/(2\pi m kT)^{1/2}, \quad (11.9)$$

где $n_{\text{нас}}$ – плотность насыщенного пара, $p_{\text{нас}}$ – давление насыщенного пара, m – масса атома (или молекулы) пара, k – постоянная Больцмана.

При термодинамическом равновесии число частиц, поступающих из паровой фазы на поверхность конденсированной фазы, равно числу испаряющихся частиц, то есть переходящих из конденсата в пар. И, следовательно, в этом случае формула (11.9) даёт как скорость конденсации, так и скорость испарения.

Однако, если речь идёт об испарении в вакуум, поток становится односторонним: испарение есть, конденсации нет. Но тут исследователи использовали предположение, что и при испарении в вакуум скорость испарения определяется лишь температурой поверхности T и остаётся той же самой, что и при испарении в насыщенный пар (что, по всей видимости, верно для достаточно разреженного пара). А в таком случае формулу (11.9) можно использовать для расчёта скорости испарения и в отсутствие конденсации.

Используя её для конкретных расчётов, надо знать зависимость давления насыщения пара от температуры $p_{\text{нас}} = p_{\text{нас}}(T)$.

А вот тут возникают принципиальные трудности. Суть их в том, что термодинамика, будучи наукой феноменологической, с задачей вычисления $p_{\text{нас}} = p_{\text{нас}}(T)$ справиться не в состоянии.

В принципе с такой задачей могла бы справиться статистическая механика. Однако инженерных методов расчёта испарения сложных химических соединений (ни в части скорости испарения, ни в части состава пара) пока не предлагает и эта научная дисциплина. Так что остаётся эмпирика.

Ленгмюр, например, для вычисления давления насыщенных паров металлов пользовался им же установленной эмпирической формулой:

$$\lg p_{\text{нас}} = B - (A/T), \quad (11.10)$$

где A и B – эмпирические константы (для каждого металла свои).

Большинство же экспериментаторов, занимавшихся насыщенными парами, никаких формул не выводили, а просто табулировали результаты своих измерений. Таких таблиц для хи-

мических элементов, неорганических и даже органических соединений различной сложности накоплено немало [17, 18]. Но немало остаётся и таких веществ, для которых данных по давлению насыщенных паров нет. Как нет и состава пара, и состава возможного конденсата, который вовсе не обязан совпадать в вакууме с составом испаряющейся поверхности.

Специалисты ВНИИЭМ столкнулись с этой проблемой в процессе разработки геостационарного КА «Электро». Уникальные свойства нового (для того времени) материала под названием слокарбон (или углепласт) – такие как низкая массовая плотность, высокая прочность и низкие коэффициенты температурных деформаций – были уже хорошо известны. Однако о физико-химии углепласта в вакууме не было известно ничего.

И электромеханикам пришлось на время стать физико-химиками. Так, эмпирическим путём, родилась формула для скорости испарения слокарбона в вакууме:

$$dm/dt \approx 15 \exp(-t/35) \text{ г/м}^2\text{сутки}, \quad (11.11)$$

которая предвещала, что внешняя приборная платформа КА, изготовленная из этого материала, за два первых месяца эксплуатации на ГСО может потерять около 2% своей начальной (земной) массы.

Тем не менее, платформа из слокарбона была изготовлена, вместе с КА в 1994 г. запущена на ГСО и в составе КА «Электро» исправно отработала на этой орбите два предусмотренных ТЗ срока.

Однако в каком физико-химическом состоянии эта платформа находится сейчас (а КА «Электро» по-прежнему пребывает в космосе), не знает никто.

11.5 Эффекты СВА

Открытие СВА показало, что космические аппараты летают не в космическом вакууме, а в собственной внешней атмосфере. На динамику аппарата его СВА заметного влияния оказать не может. А вот на некоторые системы КА не может не оказывать (Рис. 11.2).

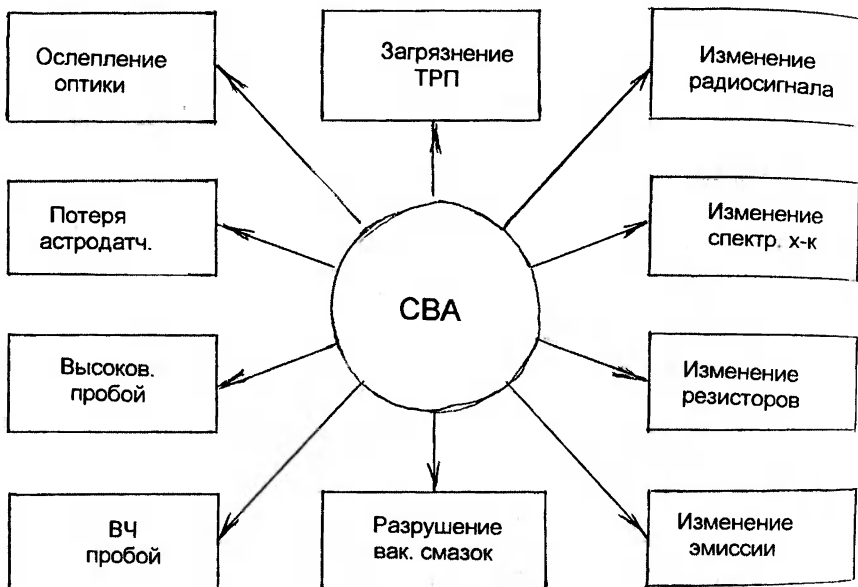


Рис. 11.2. Воздействие СВА на КА

Воздействие СВА на КА чревато, прежде всего, ослеплением оптических приборов (что делает их бесполезными). Не менее важно загрязнение терморегулирующих покрытий, способное вывести КА из расчётного диапазона температур. Ионизация СВА (вследствие взаимодействия с космической плазмой и солнечным излучением) делает её в принципе способной изменять и принимаемые КА радиосигналы, и спектральные характеристики установленных на КА оптических приборов. Осаждение (конденсация) частиц СВА на устройствах, находящихся вне

ГО, может изменять номиналы резисторов и эмиссию термокатодов, а также разрушать вакуумную смазку в трущихся механических парах. Если в состав КА входят высоковольтные или высокочастотные приборы, возникает опасность высоковольтных или ВЧ пробоев.

Нельзя не отметить и возможную потерю астродатчиков системы ориентации (например, датчика Полярной звезды). По той причине, что близкие к КА пылинки, образуемые, например, из матов ЭВТИ, могут иметь в солнечных лучах большую светимость, чем далёкие звёзды.

11.6 Меры предупреждения

От атмосферы, создаваемой самим КА, избавиться КА невозможно. Но это не значит, что последствия воздействия СВА на КА нельзя минимизировать.

Главная мера предупреждения нежелательных эффектов СВА – это тщательный выбор материалов внешних поверхностей КА.

Новые материалы до их практического применения должны подвергаться наземным исследованиям в вакуумных камерах (с составлением таблиц $p_{\text{нас}} = p_{\text{нас}}(T)$ и изучением конденсата).

Не лишён смысла и технологический прогрев некоторых материалов (поверхностей) в процессе эксплуатации КА.

Доказала свою эффективность и использованная на ИСЗ «Молния» идея технологической паузы – это когда высоковольтный или иной прибор включается на борту КА лишь тогда, когда плотность СВА понижается до безопасного уровня.

Нет сомнений в том, что изучение СВА КА и связанных с ней эффектов будет продолжено.

12. Терморегулирование

Это понятие в космической технике означает управление тепловыми потоками, а значит и температурами составляющих КА. Но есть ли температура у космического пространства, в котором функционируют космические аппараты? И если есть, то какова она?

Астрономические наблюдения приводят к значениям усреднённой плотности вещества, входящего в видимые галактики, около $3 \cdot 10^{-31}$ г на кубический сантиметр, что на семь порядков величины меньше массы протона ($1,67 \cdot 10^{-24}$ г) [1]. Вещества в космосе, по большому счёту, совсем немного. Вследствие чего может показаться, что Вселенная по большей части пуста. Однако в 1965 г. американскими астрономами Пензиасом и Вильсоном было открыто микроволновое фоновое излучение Вселенной. От излучения звёзд, галактик и других астрономических источников это излучение отличается двумя важнейшими свойствами: угловой изотропностью и равновесной (планковской) формой спектра. Температура этого излучения оценивается в 3 градуса Кельвина. Она-то и есть температура нынешнего космоса.

А поскольку существование фонового излучения (вместе с ранее установленным фактом расширения Вселенной) подтверждает космологическую гипотезу «горячей Вселенной» (или «Большого взрыва»), сформулированную в 1946 г. американским физиком Гамовым, его называют также реликтовым излучением. Космос совсем не пуст. На каждый атом во Вселенной приходится более 10^8 фотонов реликтового излучения. До названного выше открытия, ввиду их малой энергии, люди эти фотоны просто не замечали.

С технической точки зрения реликтовое излучение представляет собой «чёрный космос», или Вселенский «холодильник», куда сбрасывается излучение тёплых тел, в том числе космических аппаратов.

На ранних стадиях расширения Вселенной, в эпоху высоких температур, нейтральных атомов и молекул не существовало вовсе, так как энергия фотонов и теплового движения частиц превышала энергии связи атомов и молекул. По этой причине вещество в целом находилось в состоянии плазмы, так что и равновесный спектр излучения формировался как результат взаимодействия излучения с плазмой. Когда же температура плазмы и излучения в процессе расширения Вселенной упала до примерно 4000 К, фотоны реликтового излучения уже не могли осуществлять ионизацию атомов. Вещество стало нейтральным, а фотоны отделились от вещества и стали распространяться практически свободно. И заполнили всю Вселенную.

В нашу эпоху этот факт имеет фундаментальное значение не только для понимания эволюции Вселенной, но и для терморегулирования космических аппаратов.

12.1 Разновидности теплообмена

В настоящее время (на Земле и в космосе) их различают четыре: теплопроводность, конвекция, теплообмен с фазовым превращением и излучение. Охарактеризуем виды теплообмена последовательно.

а) Теплопроводность

Количество тепла, передаваемое в установившемся режиме за промежуток времени dt от горячего конца однородного твёрдого стержня с площадью поперечного сечения dS к холодному концу стержня, равно:

$$dQ = -\lambda(dT/dx)dSdt, \quad (12.1)$$

где dT/dx – градиент температуры вдоль стержня, λ – коэффициент теплопроводности, зависящий от материала стержня, знак «минус» означает, что тепло передаётся против температурного градиента.

Эту формулу нередко называют законом Фурье (по имени французского учёного), и её можно рассматривать как математическое выражение установленного экспериментально факта теплопроводности материальных тел.

Закон Фурье нетрудно обобщить на трёхмерный случай. Выделим элементарный параллелепипед со сторонами dx , dy и dz в объёме некого однородного теплопроводящего тела. Тогда элементарное количество тепла, входящее в параллелепипед через грань $dydz$ с координатой x , в соответствие с законом Фурье, будет равно $dQ_x = -\lambda(dT/dx)_x dydzdt$, а элементарное количество тепла, входящее (или выходящее) через грань $dydz$ с координатой $x + dx$ будет равно $dQ_{x+dx} = -\lambda(dT/dx)_{x+dx} dydzdt$. Разность этих величин, остающаяся в параллелепипеде (второй дифференциал), равна:

$$dQ_x - dQ_{x+dx} = d^2Q_x = \lambda(\partial^2 T / \partial x^2) dx dy dz dt \quad (12.2)$$

Находя аналогичным образом d^2Q_y и d^2Q_z и складывая три вторых дифференциала, находим элементарное количество тепла, «попавшее» в параллелепипед за время dt за счёт теплопроводности:

$$dQ_\tau = \lambda(\partial^2 T / \partial x^2 + \partial^2 T / \partial y^2 + \partial^2 T / \partial z^2) dx dy dz dt \quad (12.3)$$

Если внутри параллелепипеда действует объёмный источник тепла с плотностью q (Вт/м³), его вклад в увеличение теплосодержания материала параллелепипеда будет равен:

$$dQ_q = q dx dy dz dt, \quad (12.4)$$

в то время как сумма dQ_τ и dQ_q должна быть равна полному увеличению теплосодержания параллелепипеда. То есть

$$dQ_\tau + dQ_q = c\rho(\partial T / \partial t) dx dy dz dt, \quad (12.5)$$

где c – удельная теплоёмкость теплопроводящего материала, ρ – его массовая плотность.

Подставляя (12.3) и (12.4) в (12.5), получаем трёхмерное дифференциальное уравнение теплопроводности:

$$\partial T / \partial t = (\lambda / c\rho)(\partial^2 T / \partial x^2 + \partial^2 T / \partial y^2 + \partial^2 T / \partial z^2) + (q / c\rho), \quad (12.6)$$

позволяющее находить переменное температурное поле $T = T(x, y, z, t)$ в теплопроводящей среде при заданных ρ , c , λ и q , а также начальном и граничных условиях (для температурного поля).

б) Конвекция

Так называют теплообмен с использованием потока жидкости или газа.

Уносимая посредством конвекции мощность в установившемся режиме пропорциональна разности температур обтекаемой (охлаждаемой) поверхности T_{π} и (например) охлаждающего её газа T_r , а также площади охлаждаемой поверхности S (при условии, что вся она обтекается газом):

$$W_k = \alpha(T_{\pi} - T_r)S, \quad (12.7)$$

где α – коэффициент теплопередачи.

Простота этой формулы обманчива. Конвекция – достаточно сложное физическое явление. Помимо разности температур и площади, включённых в формулу (12.7), она зависит от разновидности охлаждающего газа, характера и скорости его течения, а также формы обтекаемого тела, его материала и рельефа обтекаемой поверхности. А потому при расчёте конвекции знание коэффициента теплопередачи α с размерностью в системе СИ Вт/м²К оказывается не менее необходимым, чем знание разности температур или площади охлаждаемой поверхности.

в) Теплообмен с фазовым превращением

Фазовые переходы первого рода, к коим относятся и плавление, и парообразование, сопровождаются поглощением так называемой скрытой теплоты (плавления или парообразования). А, следовательно, также обладают охлаждающим эффектом.

Если плавление или парообразование осуществляются на площади S с равномерной по площади массовой скоростью фазового превращения dm/dt (кг/м²с), охлаждающий эффект может быть записан как:

$$W_{\text{фп}} = \eta(dm/dt)S, \quad (12.8)$$

где η – теплота плавления или парообразования (Дж/кг).

И поскольку теплота парообразования, как правило, значительно превосходит теплоту плавления, охлаждающий эффект парообразования оказывается значительно больше эффекта плавления.

г) Излучение

Тепловое излучение оказалось на переднем крае развития физики в конце XIX в. Именно тогда появилось понятие абсолютно чёрного тела как тела, не только излучающего, но и полностью поглощающего падающее на него излучение независимо от направления, спектрального состава и поляризации этого излучения, то есть ничего не отражая и не пропуская. Тогда же австрийским физиком Стефаном было установлено экспериментально, что энергетическая светимость абсолютно чёрного тела пропорциональна четвёртой степени абсолютной температуры с коэффициентом пропорциональности $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/м}^2\text{K}^4$. Коэффициент этот теоретически, на основе термодинамических представлений, несколько позже был вычислен Больцманом и называется теперь постоянной Стефана-Больцмана. Однако все попытки объяснить спектральный состав теплового излучения на основе тех же термодинамических представлений потерпели неудачу, вошедшую в историю физики под названием «ультрафиолетовой катастрофы». Термодинамика предсказывала увеличение теплового излучения с уменьшением длины волны, тогда как в действительности, достигнув максимума при определённой длине волны, излучение далее уменьшается. Тогда на историческую сцену и вышел основоположник квантовой физики Планк со своим квантовым осциллятором.

Классическая физика предполагает, что энергия любой системы изменяется непрерывно, то есть может принимать лю-

бые сколь угодно близкие значения. Согласно же квантовой гипотезе Планка энергия осциллятора может принимать лишь определённые дискретные значения. С уменьшением длины волны энергия квантов, в том числе квантов теплового излучения, очевидно, возрастает, но уменьшается (в соответствии с распределением Больцмана, поправленного Планком) число осцилляторов, способных излучать такие кванты. Вследствие чего, достигнув максимальной интенсивности, тепловое излучение с уменьшением длины волны начинает быстро уменьшаться. Планком было получено и правильное теоретическое выражение для постоянной Стефана-Больцмана:

$$\sigma = 2\pi^5 k^4 / 15c^2 h^3, \quad (12.9)$$

где k – постоянная Больцмана, c – скорость света, h – постоянная Планка. Он же показал, что абсолютно чёрное тело не более чем термодинамическая модель. Реальные тела не бывают абсолютно чёрными, но им можно приписать ту или иную степень черноты (излучательную способность), которая всегда меньше единицы.

Сложность расчёта теплового излучения реальных тел связана не только с часто неизвестными степенями их черноты, но также и с тем, что любое тёплое тело не только излучает, но и поглощает энергию излучения других тёплых тел. Вследствие чего мощность излучения, получаемую телом i от тела k , записывают в виде:

$$W_{\text{изл,ik}} = \varepsilon_k a_i S_i A_{ki} \sigma (T_k^4 - T_i^4), \quad (12.10)$$

где ε_k – излучательная способность тела k , a_i – поглощательная способность тела i , S_i – площадь поверхности тела i , получающая излучение тела k , A_{ki} – угловой коэффициент, показывающий, какую часть полного излучения тела k «перехватывает» тело i , σ – постоянная Стефана-Больцмана, T_k и T_i – абсолютные температуры тел k и i .

Угловой коэффициент A_{ki} в (12.10) всего лишь геометрическая величина и принципиального значения не имеет. Однако при сложной геометрии и большом числе тепловых излучателей именно вычисление взаимных угловых коэффициентов оказывается наиболее трудоёмким.

12.2 Значение различных видов теплообмена для КА

Каждый элемент площади dS наружной поверхности КА, обращённой к Солнцу, получает от Солнца элементарную тепловую мощность

$$dW_s = a_s(S)S_0 \cos \gamma(S) dS, \quad (12.11)$$

и каждый элемент площади наружной поверхности, независимо от его ориентации, сбрасывает в наполненный реликтовым излучением «чёрный космос» элементарную мощность теплового излучения

$$dW_{\text{кос}} = \epsilon(S)\sigma T(S)^4 dS, \quad (12.12)$$

где S_0 –солнечная постоянная для Земли (около 1400 Вт/м^2), σ – постоянная Стефана-Больцмана, $T(S)$ – абсолютная температура данного элемента поверхности, $a_s(S)$, $\gamma(S)$ и $\epsilon(S)$ – коэффициент поглощения солнечного излучения, угол падения солнечных лучей на элемент поверхности и излучательная способность элемента поверхности, вообще говоря, различные для различных участков поверхности, что и отмечено буквой S , взятой в скобки. Реликтовым излучением по причине его малости мы пренебрегли.

Солнце не только оказывает непосредственное тепловое воздействие на КА, но и выступает в роли первичного энергетического источника системы энергоснабжения КА (посредством солнечных батарей). А потому радиационный теплообмен для космических аппаратов по праву считается самым

главным. Что вовсе не означает, что другие виды теплообмена не имеют для КА значения.

Теплопроводность «отвечает» за температурное поле внутри КА и за перенос тепла от блоков и систем КА к его радиатору. Конвекция внутренней атмосферы ГО КА облегчает терморегулирование внутри гермоотсека КА. Теплообмен с фазовым превращением используется в таких элементах системы терморегулирования КА как тепловые аккумуляторы, тепловые трубы и испарительные системы охлаждения.

Но, прежде чем рассматривать эти элементы, приведём два достаточно общих примера, касающихся терморегулирования КА в целом.

12.3 Плоскость и шар в космосе

Квадратный метр однородной плоской поверхности, нормальной к солнечным лучам, с установившейся температурой T_{π} получает от Солнца мощность $a_s S_0$ и сбрасывает в космос мощность $2\epsilon\sigma T_{\pi}^4$. Откуда находим стационарную температуру:

$$T_{\pi} \approx 332(a_s/\epsilon)^{1/4} \quad (12.13)$$

Если $a_s \approx \epsilon$, а такое равенство может выполняться не только для абсолютно чёрного тела, но и, например, для солнечных батарей, то $T_{\pi} \approx 332 \text{ K} = 59^{\circ} \text{C}$. Что показывает, во-первых, что тепловое равновесие в космосе достигается при достаточно умеренных (для земных материалов) температурах. В частности, солнечные батареи, без которых трудно представить нынешние КА, особого терморегулирования не требуют. И, если бы это было не так, космическая техника в её современном виде не смогла бы на Земле появиться. Ну, а во-вторых, управлять температурой поверхности в определённых пределах можно путём изменения отношения a_s/ϵ , то есть путём подбора материалов поверхности. На чём и основано пассивное терморегулирование в космосе.

Интегрируя в сферических координатах мощность солнечного излучения, поглощаемую однородной поверхностью шара с радиусом R , находим $W_s = a_s S_0 \pi R^2$. В то время как мощность теплового излучения того же шара с температурой $T_{ш}$ равна $W_{\text{кос}} = \epsilon \sigma T_{ш}^4 \pi R^2$. Приравнивая эти величины, для шара без внутреннего тепловыделения получаем:

$$T_{ш} = 277(a_s/\epsilon)^{1/4} \quad (12.14)$$

Откуда, в случае $a_s = \epsilon$, находим стационарную температуру $T_{ш} \approx 277 \text{ K} = 4^\circ \text{C}$, что существенно (по земным понятиям) меньше $T_{п}$.

Форма поверхности имеет в космосе значение. А с технико-исторической точки зрения (12.14) объясняет выбранный Королёвым внешний вид первого ИСЗ.

12.4 Простейшая тепловая модель КА

Любой КА при проектировании можно представить состоящим из трёх составляющих (Рис. 12.1): 1) совокупности «горячих» элементов поверхности КА ($a_s/\epsilon > 1$) с некой средней температурой $T_{\text{ср}}$, 2) устройств КА с максимальной температурой T_{max} , достигаемой за счёт внутреннего тепловыделения, 3) совокупности «холодных» элементов поверхности КА ($a_s/\epsilon < 1$) с температурой T_p , сбрасывающей в установившемся режиме в космос тепловую мощность, получаемую КА от Солнца и внутренних источников тепла, а потому играющей роль радиатора. Очевидно, что при этом должны выполняться неравенства:

$$T_p < T_{\text{ср}} < T_{\text{max}} \quad (12.15)$$

Если «горячие» элементы поверхности закрыть от Солнца матами экрано-вакуумной теплоизоляции, необходимую площадь радиатора можно оценить по формуле:

$$S_p \approx \Sigma W_i / (\epsilon \sigma T_p^4 - a_s S_0 \cos \gamma), \quad (12.16)$$

где ΣW_i – сумма мощностей тепловыделения всех блоков и агрегатов КА, ϵ , a_s и γ – излучательная способность радиатора, коэффициент поглощения солнечного излучения освещённой стороной радиатора и угол падения этого излучения на поверхность (плоского) радиатора, T_p – установившаяся температура радиатора.

Площадь радиатора – первая характеристика системы терморегулирования любого КА. Второй характеристикой СТР называют обычно температурный напор, то есть разность температур $\Delta T = T_{\max} - T_p$, с которой в состоянии «справиться» СТР.

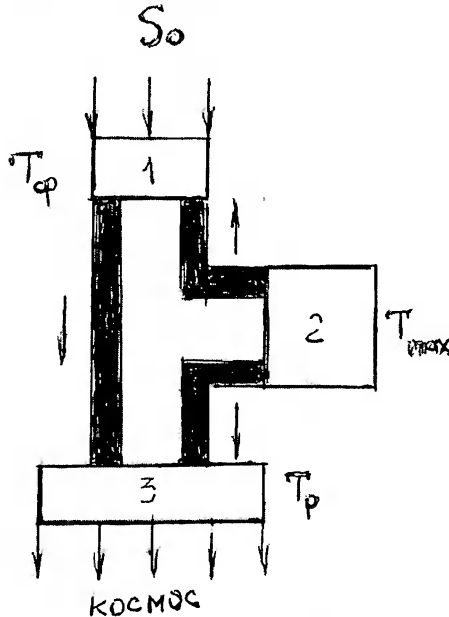


Рис. 12.1. Простейшая тепловая модель КА (пояснения в тексте)

Как следует из (12.16), площадь радиатора сильнее всего зависит от температуры радиатора. И чем меньше эта температура, тем больше должна быть площадь радиатора.

Этот факт и ограничивает использование в космосе мощных, в том числе мощных ядерных, энергетических установок.

При допустимых температурах аппарата они требуют слишком больших радиаторов.

12.5 Метод узлов

При необходимости детального расчёта температурного поля КА применяют инженерный метод расчёта, называемый методом узлов. Под узлами в данном случае понимаются конструктивные составляющие КА, обладающие достаточно большой теплоёмкостью и достаточно малыми температурными градиентами для того, чтобы при установившемся тепловом режиме температуры узлов можно было считать определёнными и неизменными.

Второй шаг при расчёте температур методом узлов – это определение теплообменных связей (радиационных, теплопроводных и конвекционных) каждого из узлов с другими узлами и космическим пространством. На основе чего составляются поузловые уравнения теплового баланса КА.

Совместное решение этих уравнений (без ЭВМ при этом не обойтись) позволяет рассчитать температуры узлов и тепловые потоки между ними.

При необходимости уточнения температурного поля в пределах одного узла обычно используется дифференциальное уравнение теплопроводности (12.6). Это уравнение изучается математической физикой достаточно давно [19], и его решения для многих граничных условий можно найти в соответствующей литературе.

12.6 Радиационные элементы СТР

Из этих элементов наиболее заметны в конструкции КА маты экрано-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ).

Заметны они потому, что покрывают, как правило, значительную часть наружной поверхности КА – ту его часть или части, которые нуждаются в защите от солнечного излучения.

Конструктивно мат ЭВТИ представляет собой «многослойный пирог» из тонких металлических плёнок и проложенных между ними тонких теплоизолирующих прокладок. Материал металлических плёнок, наносимых обычно методом вакуумного напыления – это алюминий или золото, толщина 5-12 мкм. В качестве материала теплоизолирующих плёнок и прокладок используются полиэтиленфтолат (ПЭТФ), полиимид, стекловата, дакрановая сетка (на американских КА) и другие теплоизолирующие материалы, толщина прокладок 6-25 мкм. Снаружи маты ЭВТИ нередко имеют слой стеклоткани с напылённым фторопластовым покрытием (для диффузного отражения света) и металлическую сетку (для металлизации мата, то есть его электрического соединения с корпусом КА).

Эффективность матов ЭВТИ основана на сочетании двух противодействий: противодействия прохождению солнечного излучения «вглубь мата» посредством его многократного отражения металлическими слоями и противодействия металлической теплопроводности слоёв посредством теплоизолирующих прокладок между ними. Поверхность КА, защищённая матом ЭВТИ (почти) ничего не поглощает и (почти) ничего не излучает. «Почти» характеризуется коэффициентом поглощения солнечного излучения $a_s = 0,08 - 0,15$ и излучательной способностью $\epsilon = 0,02 - 0,06$. Эффективная теплопроводность мата ЭВТИ поперёк мата составляет $\lambda = (30-140) \cdot 10^{-5}$ Вт/мК, что на пять порядков величины (!) меньше теплопроводности металлов.

К недостаткам матов ЭВТИ следует отнести их старение (потерю теплоизолирующих свойств в условиях космического пространства). К тому же стекловата, как уже отмечалось, со временем превращаются в пыль, пополняющую СВА КА.

ЭВТИ – не единственный элемент пассивного терморегулирования. В СТР КА используется целый набор терморегулирующих покрытий (ТРП): оптические солнечные отражатели (сочетающие хорошо отражающие металлические покрытия с хо-

рошо излучающим стеклом), краски, эмали и керамики (с органическим и неорганическим связующим), позволяющие в совокупности получать отношения a_s/ϵ от 0,09 до 2,8.

Применяются и ТРП с фазовым превращением. Например, галлий в твёрдом состоянии является хорошим излучателем, в то время как после расплавления становится неплохим отражателем.

В некоторых случаях эффективными регуляторами температуры оказываются специальные жалюзи. Будучи закрытыми, они отражают солнечное излучение. А в открытом состоянии обнажают поверхность с высокой степенью черноты, чем изменяют излучательную способность участка поверхности КА от (примерно) 0,1 до 0,7—0,85. А значит, охлаждают такой участок.

Показательным примером радиационного терморегулирования может служить радиационный холодильник (РХ) КА «Электро» (на Рис. 3.2 его можно видеть над чёрной телевизионной блендой между двумя параболическими антеннами).

Суть в том, что ИК-приёмник излучения, использованный в телевизионной системе «Электро», для своего нормального функционирования требовал охлаждения до температуры ниже 100 К (– 173° С). Для получения такой температуры было решено воспользоваться «бесплатным» холодом «чёрного космоса». Но при этом оказалось необходимым, во-первых, теплоизолировать радиаторы РХ от «тёплого» аппарата и, во-вторых, оградить один из радиаторов вместе с установленным на нём ИК-приёмником излучения от косых солнечных лучей. Обе проблемы были решены с помощью конструкции РХ, основные элементы которой показаны на Рис. 12.2.

Такой РХ позволил получить температуру приёмника излучения около 90 К, что и обеспечило успешную работу ИК-канала телевизионной системы КА.

Но пока остаётся без ответа вопрос о предельно низкой температуре, которая может быть достигнута с помощью подобного типа устройств.

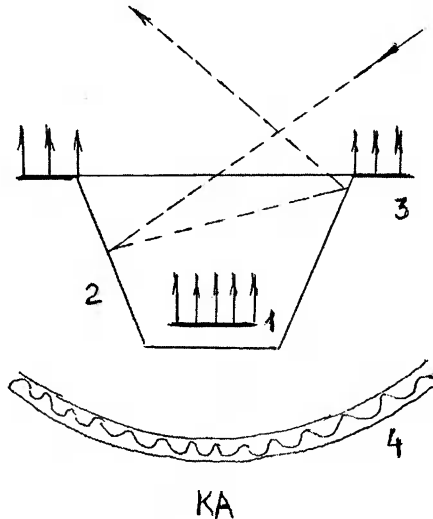


Рис. 12.2. Основные элементы радиационного холодильника
(пояснения в тексте)

12.7 Конвекционно-теплопроводные элементы СТР

К ним относятся вентиляторы и гидроблоки.

Вентиляторы устанавливаются в гермоотсеках КА для конвекционного охлаждения наиболее «горячих» блоков или агрегатов внутри ГО. Типичные характеристики таких вентиляторов таковы: масса 0,5 – 3 кг, потребляемая электрическая мощность 2-20 Вт, газовый напор 3-300 Па, скорость прокачки газа $(3,5 - 170) \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$.

Гидроблок представляет собой насос, работающий в замкнутом жидкостном контуре, выравнивающим температуры объе-

динённых контуром блоков и устройств КА. Типичные характеристики космических гидроблоков таковы: масса 2 – 20 кг, мощность 10 – 300 Вт, напор $(10 - 300) \cdot 10^3$ Па, скорость прокачки жидкости $(50 - 400) \cdot 10^{-6}$ м³/с, ресурс от 500 до 10000 часов.

Гидроблоки могут включать в себя жидко-жидкостные или газо-жидкостные теплообменники.

12.8 Элементы СТР, использующие фазовые превращения

Американские разработчики КА нередко используют в своих разработках тепловые аккумуляторы, представляющие собой алюминиевые матрицы, залитые парафином. Матрица необходима для равномерного распределения тепла по объёму парафина. И пока прибор, оснащённый таким тепловым аккумулятором, не выработает соответствующее число тепловых киловатт-часов, его температура не поднимется выше температуры плавления парафина (около 50°С).

Те же американцы используют испарительные теплообменники, один из которых (импульсный струйно-распределительный) был встроен в СТР КА «Space Shuttle». Считается, что его КПД составлял 97%, то есть практически вся теплота испарения разбрызгиваемой и испаряемой в космос жидкости «изымалась» из теплосодержания охлаждаемого элемента конструкции.

Уникальным элементом космических СТР, использующим фазовое превращение (а именно испарение), по праву считается тепловая труба.[13], представляющая собой запаянную трубку, например, из цельнотянутого алюминия, с продольными капиллярами по окружности внутренней стенки трубки, наполненной рабочим телом, например, аммиаком (Рис. 12.3).

Уникальность тепловых труб заключается в том, что они объединяют в едином процессе: испарение рабочего тела на

горячем конце трубы, перенос насыщенного пара вдоль трубы, конденсацию пара с выделением теплоты парообразования на холодном конце трубы и возвращение жидкой фазы по капиллярам к горячему концу. Эффективная теплопроводность тепловых труб, то есть отношение плотности теплового потока через трубу к падению температуры (на единицу длины трубы), в десятки тысяч раз превышает теплопроводность таких металлов как алюминий, медь или серебро и достигает 10^7 Вт/мК (!).

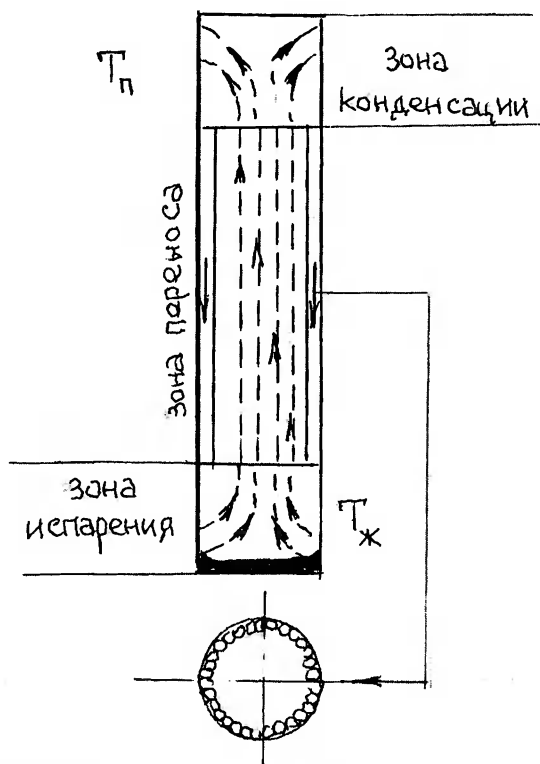


Рис. 12.3. Схема тепловой трубы (пояснения в тексте)

Аммиачные тепловые трубы работают в диапазоне температур 213 – 323 К, имеют тепловой напор ($T_{\text{ж}} - T_{\text{п}}$) на единицу

длины 2-20 К/м, длину зоны конденсации 100-300 мм и удельную массу 0,3 – 2 кг/м.

Установленная на (углепластовой) внешней платформе КА «Электро», такая тепловая труба успешно выравнивала в космосе температуры приборов, смонтированных на этой платформе.

Следует однако заметить, что, ставшее привычным для разработчиков космической техники, в земных областях инженерной деятельности остаётся пока непривычным, а то и просто неизвестным.

Только этим можно объяснить тот факт, что успешно используемые на космических аппаратах тепловые трубы не нашли пока применения ни в земной энергетике, ни в жилищно-коммунальном хозяйстве России.

13. Факторы необъятного

Герои фантастической повести Циолковского «Вне Земли» мало того, что совершали космические путешествия, ещё и слушали астрономические лекции, кои читал им сам Ньютон.

«В предыдущей лекции, – сказал Ньютон, – мы видели, что видимый мир звёзд или солнц вмещает в себя не менее 80 миллиардов планет. В одной нашей солнечной системе мы воочию насчитываем более 600 планет. Ввиду предстоящих путешествий необходимо обратить внимание на расстояния планет от Солнца и от Земли. Овладеем ли мы этими расстояниями? Даже хватит ли человеческой жизни, чтобы их одолеть!»

Человеческая жизнь действительно коротка. Но дело не только в этом.

Разработчики космических аппаратов – не астрономы и не астрофизики и, как правило, не считают себя великими учёными, а называют самих себя всего лишь технарями. Но коль скоро речь заходит о факторах космического пространства (ФКП), воздействующих на КА, им приходится обращаться к трудам и великих учёных прошлого, и современных астрономов и астрофизиков. И никто не знакомится с этими трудами столь придирчиво, как «технари», озабоченные защитой своих творений от нежелательных воздействий ФКП.

А такие воздействия реальны, и, к тому же, создаются они теперь не только необъятным космосом, но и самим человеком.

13.1 Невидимое людям Солнце

Человек – дитя Солнца. Но и планета Земля, и вся человеческая цивилизация – тоже дети Солнца. А значит, и космонавтика – дитя Солнца. Будучи не в состоянии существовать без Солнца, много ли мы о нём знаем?

Благодаря трудам астрономов и астрофизиков нам известно, что радиус Солнца почти в 11 раз больше радиуса Земли, а объём

почти в 1300 раз больше объёма Земли. Мы знаем, что Солнце – это звезда. Или гигантский плазменный шар. Или действующий термоядерный реактор с наиболее вероятными значениями температуры, плотности и давления в центре Солнца $13,6 \cdot 10^6$ К, 98 г/см^3 и $2 \cdot 10^{11}$ атм. Однако внутренность Солнца закрыта от земного наблюдателя плотной коркой – сравнительно тонким и относительно холодным слоем плазмы, называемым фотосферой. Эффективная (излучательная) температура фотосферы составляет примерно 5800 К.

Эту величину и называют обычно температурой Солнца, хотя это не так. И только солнечные пятна и солнечные вспышки говорят людям о том, что под солнечной коркой уже миллиарды лет кипит миллионноградусный термоядерный котёл.

Из всех солнечных характеристик более всего людей интересует Солнечная постоянная S_0 , обеспечивающая существование человеческого рода на Земле.

Слой солнечной атмосферы, лежащий над фотосферой, называется хромосферой. Она состоит из трёх слоёв с общей толщиной около 10 тыс.км. На протяжении хромосферы при малой по сравнению с фотосферой плотности, если двигаться от центра Солнца к его периферии (атмосфере), происходит постепенный переход от фотосферных температур к более высоким хромосферным температурам, после чего осуществляется резкий скачок к температуре солнечной короны (её температура, как считают нынешние астрофизики, около 10^6 К, хотя астрофизики не объясняют, какую именно температуру они имеют в виду).

Плотность короны, а значит и её светимость, невелики, а потому корону на фоне солнечного излучения нелегко разглядеть или сфотографировать (Рис. 13.1). Но именно солнечная корона продуцирует солнечный ветер, вместе с солнечным излучением пронизывающий всю Солнечную систему.

С середины 60-х гг прошлого века измерения Солнечной постоянной проводятся с помощью ИСЗ. Согласно внеатмосфер-

ным измерениям она составляет 1367 (плюс-минус 6) Вт/м². Независимое изучение распределения энергии в солнечном спектре даёт величину S_0 , равную 1373 (плюс-минус 14) Вт/м². Земля получает лишь ничтожную долю ($5 \cdot 10^{-10}$) излучаемой Солнцем энергии.

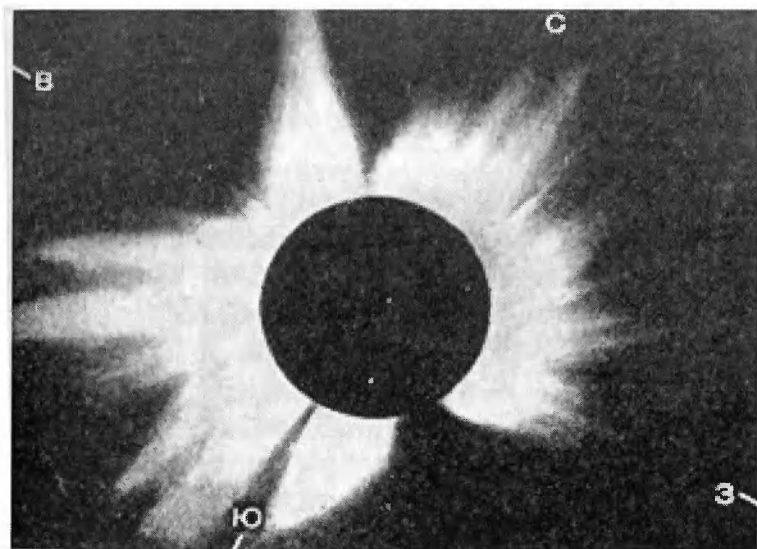


Рис. 13.1. Фотография солнечной короны, полученная с фильтром, сглаживающим большие различия яркости внутренней и внешней частей короны (1970 г.)

Строго говоря, Солнечная постоянная вовсе не является константой. Однако её наблюдаемые изменения весьма незначительны. Вариации, обусловленные солнечными пятнами, составляют не более сотых долей процента S_0 . Более всего при таких вариациях поток излучения меняется в рентгеновском и радиодиапазоне – неперенных составляющих солнечного спектра. В пределах 11-летнего цикла солнечной активности Солнечная постоянная меняется на нескольких десятых долей процента. Многие специалисты по глобальному климату полагают, что изменения климата Земли с характерными времена-

ми около 2500 лет и 80-100 лет объясняются именно колебаниями Солнечной постоянной с указанными периодами.

Не могут обойтись без этой постоянной и разработчики КА, ибо без неё никакие расчёты систем терморегулирования космических аппаратов невозможны.

Если же Солнечная (непостоянная) постоянная изменится в будущем хотя бы на процент, Землю ожидают глобальные климатические потрясения.

13.2 Магнит – препятствие для ветра

Солнечный ветер (СВ) представляет собой плазму, состоящую главным образом из протонов и такого же числа электронов – плазма в целом субстанция электрически нейтральная. Средние характеристики СВ на орбите Земли (1 а.е. от Солнца) таковы: скорость $u = 400$ км/с, плотность протонов $n = 6$ см³, температура протонов $T_i = 5 \cdot 10^4$ К, температура электронов $T_e = 1,5 \cdot 10^5$ К, напряжённость межпланетного магнитного поля, в котором движется солнечный ветер, $5 \cdot 10^{-5}$ Э (или 5γ , $\gamma = 10^{-5}$ Э = 10^{-5} Гс = 10^{-9} Тл – единица измерения магнитного поля в космосе). Эти числа можно найти во многих энциклопедических изданиях и справочниках, в том числе в [1].

Однако уважаемые издания не обращают внимания своих читателей на то обстоятельство, что при температуре протонов и электронов около 5 эВ и около 15 эВ соответственно ($1 \text{ эВ} \approx 11600 \text{ К}$) средняя энергия направленного движения протонов солнечного ветра составляет около 1000 эВ, а значит СВ представляет собой низкотемпературную плазму с «высокотемпературной» скоростью направленного движения (соответствующей температуре около 10^7 К).

Каким образом образуется такая плазма? Вопрос этот и с точки зрения физики плазмы, и для понимания процессов в солнечной атмосфере отнюдь не безынтересен, но не находит пока ответа в теоретических работах и энциклопедиях.

Строение Земли, за исключением её поверхности, скрыто от людей едва ли не более, чем строение Солнца. А потому геофизики не слишком-то определённо говорят обычно о Земле как о некоем геомагнитном динамо, или сложной автоколебательной системе, колебания которой связаны с крупномасштабной конвекцией внутри земного ядра и генерацией магнитного поля.

Магнитное поле Земли вблизи Земли дипольное, то есть достаточно простое и легко поддающееся измерению и расчёту. При этом ось магнитного диполя наклонена к оси вращения планеты на 11° , а центр магнитного диполя смещён относительно геометрического центра Земли к южному полушарию на несколько процентов радиуса Земли. Величина магнитного поля Земли вблизи экватора около 0,3 Э, или 30000 γ, а вблизи полюсов около 0,6 Э, или 60000 γ. Поле это не совсем постоянно. Хотя и не слишком значительно, но заметно оно варьируется с периодами 60 и 600 лет.

Что происходит с магнитным полем Земли в результате его взаимодействия с солнечным ветром? Оно изменяется до такой степени, что узнать в нём магнитный диполь становится невозможно. И едва ли можно понять причины этих изменений, если не обратиться к некоторым свойствам космической плазмы.

Градиент магнитного давления $B^2/2\mu_0$ (B – магнитная индукция, μ_0 – магнитная проницаемость вакуума) играет в динамике разреженной плазмы такую же роль, что и градиент газокINETического давления в обычной газодинамике [20]. А газокINETическое давление плазмы складывается из двух частей: $p = p_i + p_e$, где $p_i = nkT_i$ – давление ионов (протонов), $p_e = nkT_e$ – давление электронов, n – плотность плазмы, k – постоянная Больцмана, T_i и T_e – абсолютные температуры ионов и электронов.

Для указанных выше средних параметров солнечного ветра газокINETическое давление $p = 4 \cdot 10^{-12}$ Па + $1,2 \cdot 10^{-11}$ Па = $1,6 \cdot 10^{-11}$ Па, а давление межпланетного магнитного поля на пути СВ к

Земле $(B^2/2\mu_0)_{\text{мп}} = 10^{-11}$ Па, то есть представляет собой величину того же порядка, что и p .

Но плотность потока импульса солнечного ветра $m_i n_i u^2 = 1,6 \cdot 10^{-9}$ Па на два порядка величины больше и p , и $(B^2/2\mu_0)_{\text{мп}}$. А давление магнитного поля Земли имеет ещё большую величину $(B^2/2\mu_0)_3 = 3,6 \cdot 10^{-4}$ Па $\gg m_i n_i u^2$. А это значит, что преодолеть магнитное поле Земли что называется «в лоб» солнечный ветер не в состоянии. Но и повернуть назад он не может. А значит, теряя скорость направленного движения, проникает в околоземное пространство и «запутывается» в геомагнитном поле.

Следующий существенный для понимания структуры магнитосферы Земли эффект получил в физике плазмы название «вмороженности» магнитного поля в плазму. Его можно понять на основе (третьего) уравнения Максвелла, представляющего собой математическую запись закона электромагнитной индукции Фарадея:

$$\text{rot } \mathbf{E} = - \partial \mathbf{B} / \partial t, \quad (13.1)$$

где $\mathbf{E}$ – вектор вихревого электрического поля, $\mathbf{B}$ – вектор магнитной индукции.

Интегрируя это уравнение по замкнутому контуру, окружающему пучок магнитных силовых линий $\mathbf{B}$ с площадью поперечного сечения величиной S , получаем электрическое напряжение на контуре (как на витке обмотки обычного электрического трансформатора):

$$U = - \partial(BS) / \partial t \quad (13.2)$$

Если теперь представить себе плазменный столб с сечением S и продольным магнитным потоком BS , то попытка любой части столба выйти из магнитного поля поперёк столба будет приводить к появлению напряжения U , создающего электрический ток в плазме, восстанавливающий магнитное поле (в полном соответствии с известным из электротехники правилом Ленца).

Плазменный столб и пучок линий магнитной индукции, его пронизывающий, оказываются тем самым неразрывным целым.

Следует, однако, отметить, что абсолютная «вмороженность» магнитного поля в плазму может иметь место лишь при бесконечно большой электропроводности плазмы. А поскольку реальная плазма такой электропроводностью не обладает, движущаяся плазма будет одновременно и уносить с собой магнитные силовые линии, и проскальзывать сквозь них, что должно приводить к появлению вихревых электрических полей и индукционных токов в плазме – непременных составляющих магнитосферы Земли.

Нельзя тут не сказать и об эффекте магнитной ловушки, представляющей собой тот или иной объём с продольным магнитным полем, увеличивающимся к краям ловушки (так, например, как увеличивается геомагнитное поле вблизи магнитных полюсов Земли). Области сильного поля называют в физике плазмы магнитными пробками, а магнитную ловушку – пробкотроном.

Траектории движения заряженных частиц в пробкотроне представляют собой спирали, навитые на силовые линии магнитного поля с (ларморовским) радиусом кривизны:

$$r_L = (m_{i,e}/q_{i,e})(v_{\perp i,e}/B), \quad (13.3)$$

где $m_{i,e}$ – масса иона (протона) или электрона, $q_{i,e}$ – электрический заряд иона или электрона, $v_{\perp i,e}$ – компонента скорости иона или электрона, нормальная к вектору магнитной индукции B .

Закручивая заряженные частицы, магнитное поле (в полном соответствии с силой Лоренца) не в состоянии изменить ни их продольных скоростей, ни их полных энергий. И потому, двигаясь в сторону более сильного поля, частицы сначала уменьшают радиусы вращения, а затем отражаются от этой области и возвращаются в объём ловушки.

Необходимо, однако, отметить, что такая ловушка в состоянии удерживать лишь те частицы плазмы, продольные компоненты скоростей которых не слишком велики. Ионы и электроны, чьи продольные компоненты скоростей достаточно велики, беспрепятственно преодолевают магнитные пробки и покидают ловушку.

Вооружившись знанием перечисленных свойств плазмы, можно попытаться обрисовать реальную магнитосферу Земли.

13.3 Две детали сложной картины

Структуру земной магнитосферы можно найти и в энциклопедических [1,13], и во многих иных изданиях. Основные элементы этой структуры показаны и на Рис. 13.2. Картинка эта есть результат коллективного творчества физиков-теоретиков и космических экспериментаторов, и её можно считать определённым научным достижением. Но наивно полагать, что она есть истина в последней инстанции.

Солнечный свет достигает Земли за десяток минут, тогда как солнечному ветру (3 на Рис. 13.2) для этого необходимо четверо суток. Этого времени достаточно для того, чтобы плазма стала квазинейтральной не только в целом, но и локально, то есть чтобы в плазме не осталось внутренних электрических полей.

Однако при приближении к Земле ларморовские радиусы электронов и ионов в соответствии с (13.3) начинают быстро и несогласованно уменьшаться, плазма затормаживается и уплотняется, а значит, локального разделения зарядов в плазме уже не избежать.

На фронте бесстолкновительной ударной волны, возникающей ввиду быстрого торможения плазмы, (4 на рис. 13.2) происходит изменение внутреннего состояния плазмы. Из (предположительно) спокойного и локально квазинейтрального состояния это превращается в турбулентное, а значит плазма на-

ссыщается внутренними электрическими полями и электростатическими (ленгмюровскими) колебаниями.

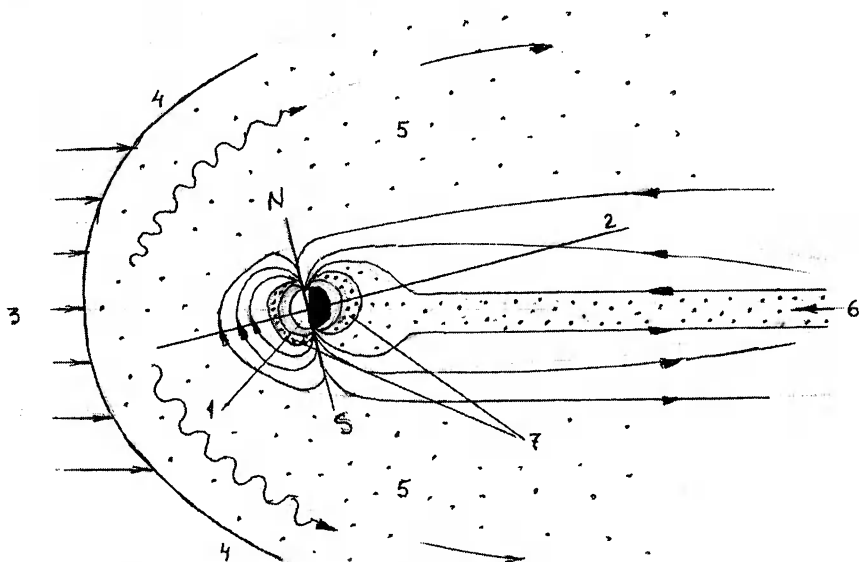


Рис. 13.2. Так обычно изображают структуру земной магнитосферы (пояснения в тексте)

Какая именно плазма окружает Землю? Этот вопрос, имеющий принципиальное значение для понимания структуры земной магнитосферы, остаётся пока без точного ответа. Но можно предположить, что электропроводность заторможенного солнечного ветра (5 на Рис. 13.2), а значит и его способность «вмораживать» в себя магнитное поле оказываются достаточно высокими. Иначе чем объяснить (экспериментально доказанный факт), что при диаметре хвоста магнитосферы около $40 R_z$ (радиусов Земли) хвост этот имеет длину в сторону от Солнца более $100 R_z$? И, по правде говоря, никто пока не знает, где и чем он заканчивается.

Хвост магнитосферы Земли для разработчиков КА тем более интересен, что через его внутренний плазменный слой (6

на Рис. 13.2) заторможенная плазма СВ «прорывается» с тыла к Земле.

В целом же магнитосферу Земли можно воспринимать как квазистационарное магнитоплазменное образование, все характерные области которого определяются примерным равенством полного давления, то есть суммы магнитного и газодинамического давлений. Там, где велико магнитное поле, плазмы почти нет, а там, где она есть, почти нет магнитного поля.

Радиационный пояс (пояса) вблизи Земли не является исключением из этого правила. Энергии захваченных в магнитную ловушку протонов и электронов высоки, но их плотности малы.

Если же меняется сила солнечного ветра, а она меняется постоянно, «трясёт» всю магнитосферу Земли, магнитоплазменные неустойчивости которой исследованы пока недостаточно.

Но кому нужны не слишком точные картинки типа Рис.13.2 вместе с изложенной выше магнитоплазменной философией?

Радиационные пояса Земли (7 на Рис.13.2) были открыты практически одновременно (в 1958 г.) группой американских учёных под руководством Ван Аллена и группой советских учёных во главе с Верновым и Чудаковым. Установленные на низкоорбитальных ИСЗ счётчики Гейгера в естественных геомагнитных ловушках регистрировали протоны с энергиями до 800 МэВ и электроны с энергиями до 1МэВ. Более энергичные частицы регистрировались ближе к земной поверхности, то есть там, где магнитное поле больше. Нижняя граница радиационного пояса была зафиксирована на высоте 200-300 км от поверхности Земли.

А это имело уже очевидное практическое значение. Запускать обитаемые КА в радиационные пояса (а их, как стало ясно позже, Земля имеет несколько) никому не хотелось.

Заторможенный солнечный ветер (деталь 5 на Рис.13.2) привлёк к себе внимание позже. В 1968 г. на одном из американских геостационарных ИСЗ с помощью электронного спектрометра

было зафиксировано электростатическое зарядение космического аппарата окружающей аппарат плазмой. В последующие годы аналогичный эффект, получивший название электризации, был обнаружен и на советских высокоорбитальных ИСЗ.

Вследствие чего оказались востребованными и философия взаимодействия КА с космической плазмой, и картинки, изображающие структуру земной магнитосферы. Хотя многие детали этой философии и этих картинок, вне всякого сомнения, подлежат в будущем уточнению.

13.4 Ещё немного астрономии

Догадка о том, что между орбитами Марса и Юпитера должна существовать планета, была высказана ещё Кеплером (в 1596 г.). Через 200 лет на конгрессе астрономов было решено невидимую планету обнаружить с помощью телескопов. Во исполнение этого решения через 4 года был открыт астероид Церера, а затем и астероид Паллада. К началу 1984 г. число открытых астероидов (А.), то есть планет с диаметрами от 1 км до 1000 км, приблизилось к 3-м тысячам. Общая масса таких планет относительно не так уж и велика (около тысячной доли массы Земли), но все они совершают сложные и не до конца упорядоченные движения в гравитационном поле Солнца, Юпитера, Марса и Земли. А потому их поведение (будущее движение) непредсказуемо.

В настоящее время известно около полусотни А. с большими эксцентриситетами орбит и малыми перигельными расстояниями. Перигелии одной из групп А. расположены внутри орбиты Земли, ещё одной – между орбитами Земли и Марса, причём часть последних А. в результате гравитационных возмущений также может попасть внутрь орбиты Земли.

Согласно современным астрономическим оценкам число всех А. таких групп с диаметром более километра и с орбитами,

скрешивающимися с орбитой Земли, должно превышать 1300. Эти А. могут падать на Землю (образуя кратеры с диаметром около 10 км) в среднем один раз в 100 тысяч лет.

Только самые крупные А. вращаются в ту же сторону, что и Земля. Остальные имеют обратное вращение, а потому столкновения А. между собой неизбежны. Дробления А. при столкновениях определили существование групп А. с близкими значениями больших полуосей орбит и различными собственными эксцентриситетами. Массовая плотность А. и состав их обломков, выпавших на Землю в виде метеоритов, указывают на преимущественно каменную природу А.

Данные о строении пояса А. и вращении А. говорят о том, что А. представляют собой группу тел, эволюционирующую благодаря взаимным столкновениям. Пояс А. – основной источник падающих на Землю метеоритов. Однако полная перемешанность тел в этом поясе является одним из серьёзных аргументов против гипотез образования А. в результате распада одной планеты или двух столкнувшихся планет. Скорее всего, посредством столкновений А Солнечная система продолжает своё давно начатое, но ещё не законченное формирование.

Падение на Землю крупного метеорита представляет собой явление, которое невозможно не заметить. Но дробление А. рождает и огромное число метеоритов мелких, иногда называемых космической пылью. Людей от этой пыли защищает земная атмосфера. Но ничто не защищает от них запускаемые людьми космические аппараты.

Возможность поражения КА микрометеоритами осознавалась разработчиками КА изначально и, в частности, была одним из аргументов в споре между противниками и сторонниками ГО КА. Проводились и экспериментальные исследования микрометеоритной опасности.

При этом частицы с массой более 10^{-5} г регистрировались наземными оптическими и радиолокационными методами по

их свечению в атмосфере, а более мелкие – с массой до 10^{-17} г (около 10^5 атомов) – изучались с помощью приборов, установленных на ИСЗ. Полученные данные и использовались для оценок метеорной опасности.

В истории советской космической техники известно несколько случаев, когда, уже начав работать на орбите, КА выходили из строя по причине быстрого истечения из ГО внутренней атмосферы. Такие случаи списывали на «проделки» микрометеоритов, пробивавших корпус ГО.

Есть опасения, что со временем число подобных «проделок» может сильно возрасти.

13,5 Человеческий фактор

Земляне уже привыкли к тому, что запуски обитаемых КА (вместе с их обитателями) показывают по телевизионным каналам, а о запусках автоматических КА (если, конечно, это не спутники-шпионы) сообщают новостные телепрограммы и газеты. О том же, какова дальнейшая «судьба» отработавших свой ресурс КА, широкой публике не сообщает никто.

Между тем, время полезного существования КА, как правило, значительно меньше времени их фактического нахождения на своих орбитах. А значит, после выработки ресурса они превращаются в космический мусор, представляющий собой немалую опасность для действующих КА. И если возможность попадания метеорных частиц в КА оценивают и учитывают, начиная с 60-х гг. прошлого столетия [21], то осознание опасности космического мусора пришло к космическим «технарям» лишь в начале 80-х гг. прошлого века [22].

По данным Российской академии наук в 2009 г. в околоземном пространстве находилось более 5000 тонн техногенных объектов, или от 70 тыс. до 150 тыс. фрагментов с поперечником более 1 см [23]. Из них только десятая часть отслежи-

валась наземными средствами контроля, из которой только 6% представляли собой действующие объекты. Космический мусор расположен поясами. Первый слой находится на высотах 850 – 1200 км над Землёй. Именно здесь летает огромное число военных, научных, метеорологических и прочих ИСЗ. Второй пояс мусора (около 800 объектов разных стран) находится в районе ГСО – свыше 30 тыс. км над Землёй, и каждый год к ним присоединяется 20-30 новых КА. Около 85% космического мусора приходится на долю крупных частей ракет и разгонных блоков, а также самих ИСЗ, выработавших свой ресурс. Ещё 12% – элементы конструкций, отделившиеся в процессе запуска КА или их эксплуатации. Остальное – мелкие фракции и осколки, возникшие в результате соударений.

Когда опасность космического мусора была осознана, проблему начали изучать расчётно-теоретическим путём и с учётом предполагаемой «скорости увеличения количества частиц космического мусора». И нашли, вроде бы, способ защиты ИСЗ от этого мусора в виде специальных экранов, которыми должны оснащаться соответствующие ИСЗ. После чего начали изучать уже экраны. Но к каким выводам исследователи пришли?

Автор [24] (между прочим, член Американского института аэронавтики и астронавтики), выписав в своей статье 63 математических формулы и нарисовав 16 графиков, заключил: «Увеличение скорости приращения частиц мусора на 3% (с 5 до 8%) приводит к увеличению минимальной массы экрана на 50%... при уменьшении степени риска до 2% масса экрана увеличивается на 30%». И так далее. Но ни слова о том, что мусора в космосе не должно быть вообще.

Время меняет не только людей, но и их взгляды. В начале космической эры каждый запуск в космос был событием. Но теперь это уже никакое не событие, а просто чья-то работа. И хорошо бы не потерять смысла этой работы. Между тем, разра-

ботчики космической техники (все вместе взятые) своей космической активностью всё более загоняют себя в тупик, выход из которого может быть найден лишь в рамках международного космического права и контроля.

Рано или поздно землянам придётся понять, что запускать в ближний космос следует лишь те космические аппараты, без которых не обойтись. И что та страна, которая создаёт и отправляет КА в полёт, должна позаботиться и об окончании этого полёта. Или посредством контролируемого спуска аппарата с орбиты с захоронением аппарата в мировом океане (как это было сделано с советской орбитальной станцией «Мир»). Или посредством удаления аппарата из околоземного пространства путём его перевода на гиперболическую траекторию (как это предусматривается для КА с ЯЭУ). В противном случае вместо исследования космоса людям придётся исследовать созданный ими космический мусор.

В декабре 2007 г. Генеральная Ассамблея ООН одобрила резолюцию «Руководящие принципы предупреждения образования космического мусора».

Но будут ли этими принципами руководствоваться все космические страны?

14. Проникающие лучи

В 2012 г. мало кто вспомнил о том, что ровно столетие назад было открыто высокоэнергичное (ионизирующее) излучение, приходящее на Землю из космоса и получившее название космических лучей. Позже их стали делить на солнечные космические лучи (СКЛ), или лучи солнечных вспышек, и галактические космические лучи (ГКЛ), приходящие на Землю извне Солнечной системы. А забыли об указанном открытии потому, что впечатляющее развитие в XX в. ядерной физики и ядерных технологий отодвинуло это открытие на задний план.

Понятие проникающей радиации родилось до открытия космических лучей. В 1895 г. немецкий физик Рентген открыл излучение с длинами волн короче 10^{-5} см (10^3 ангстрем), называемое с тех пор рентгеновским и широко используемое в медицине и различных областях техники. А в 1896 г. французский физик Беккерель обнаружил испускание ураном дотоле неизвестного ядерного излучения, что и послужило началом бурного развития ядерной физики.

Атомное ядро и нуклид (от английского nucleus) – это одно и то же. Нуклиды различаются числом протонов и нейтронов. Нуклиды с одним и тем же числом протонов, но с разными числами нейтронов, называют изотопами. Изотопы делят на стабильные и радиоактивные. При каждом акте радиоактивного распада атомное ядро превращается в другое ядро. Различают α -распад (это когда из ядра вылетает α -частица, или ядро атома гелия) и β -распад (когда вылетает электрон или позитрон, обычно вместе с γ -квантом)

Все три вида ядерного излучения (α , β и γ), как и открытое ранее рентгеновское излучение, и открытые позже космические лучи относятся к проникающей радиации, то есть радиации, отличающейся от видимого света и способной глубоко проникать в прозрачные и непрозрачные среды, включая конденсированные тела.

Продолжительность жизни радиоактивных ядер характеризуют периодом полураспада $T_{1/2}$, то есть промежутком времени, за который число радиоактивных нуклидов уменьшается в среднем вдвое. В соответствии с гипотезой «Большого взрыва» ранее на Земле радиоактивных ядер было значительно больше. Что и позволило французам Кюри и англичанину Резерфорду предложить способ определения абсолютного возраста горных пород, минералов, следов древних человеческих культур и Земли в целом по накоплению в них продуктов распада радионуклидов. Способ оказался продуктивным и вошёл в практику.

Что же касается воздействия проникающей радиации на КА, то этой проблемой заинтересовались лишь в 1958 г., то есть на второй год от начала космической эры, когда были открыты естественные радиационные пояса Земли (ЕРПЗ) и когда США впервые взорвали в космосе ядерный заряд.

14.1 Беккерели, кюри, рентгены, рады и бэры, грэи и зиверты

Один **беккерель** (1 Бк) равен активности нуклидов, при которой за одну секунду происходит один акт ядерного распада любого вида. Когда началась разработка ядерного оружия, этой единицей измерения радиоактивности по причине её малости перестали пользоваться. В ход пошли кюри (1 Ки = $3,7 \cdot 10^{10}$ Бк) и даже миллионы кюри. Когда же появились первые пострадавшие от проникающей радиации, пришлось ввести понятие поглощённой дозы радиации и единицу измерения этой дозы.

Исторически первой была введена в обращение экспозиционная доза, измеряемая в рентгенах. Один **рентген** определялся как доза рентгеновского или гамма-излучения, способного при прохождении через воздух создавать в одном килограмме воздуха $2,58 \cdot 10^{-4}$ кулонов электрического заряда всех ионов одного знака (1 Р = $2,58 \cdot 10^{-4}$ Кл/кг).

Рождённой неядерным экспериментом экспозиционной дозе ядерщики предпочли рад – более простую по смыслу энергетическую дозу. Один рад энергетической дозы – это 100 эргов энергии проникающей радиации любого вида, поглощённые одним граммом любого вещества (1 рад = 100 эрг/г).

Очевидно, что в системе СИ энергетическая доза должна измеряться в джоулях на килограмм. Такая единица также появилась и получила своё название от фамилии английского учёного Грэя (1 Гр = 1 Дж/кг = 10^2 рад), в то время как рентген после введения грэя был признан устаревшей единицей. Однако рентгенами пользуются до сих пор. И причина такой живучести рентгена как единицы измерения дозы, по всей видимости, заключается в том, что, если перевести рентген в эрги на грамм, получится: 1 Р $\approx$ 1 рад. Словом, сколько поглощено рад, столько же примерно и рентгенов.

Но и понятия энергетической дозы оказалось недостаточно. Практика показала, что биологические организмы, в том числе люди, по-разному реагируют не только на энергию поглощённой проникающей радиации, но и на её разновидность, и даже на энергетический спектр этой разновидности. Отсюда появились коэффициенты качества излучения k_i и соответствующие биологические эквиваленты, определяемые как энергетические дозы, умноженные на коэффициенты качества. Например, 1 биологический эквивалент рада (1 бэр) = $k \times 1$ рад при $k = 1$. Биологический эквивалент грэя – это 1 Зиверт (Зв) = $k \times 1$ Гр при $k = 1$. В том же случае, когда биологический объект подвергается облучению одновременно несколькими видами проникающей радиации, эквивалентная поглощённая доза находится как:

$$H = \sum k_i D_i, \quad (14.1)$$

где D_i – энергетические дозы различных видов излучения, k_i – соответствующие им коэффициенты качества.

Дозы облучения, как и радиоактивность, неистребимы. Вопрос в их величинах. На территории России естественный фон радиоактивности составляет от 40 до 200 мбэр в год, или от 5 до 25 мкбэр (микрорентген) в час. В течение своей жизни человек, не имеющий отношения к ядерным технологиям, может, не ведая о том, получить до 0,2 Зв проникающей радиации. Аварии на АЭС, в том числе в Чернобыле и Фукусиме, показали, что смертельная доза для человека – это 4-5 Зв, полученные за короткое время при тотальном облучении организма. Такая же доза, полученная на протяжении человеческой жизни, может и не привести к заметным изменениям в организме человека.

Откуда следует, что **фактор времени при облучении имеет не меньшее значение, чем интегральная величина дозы.**

Космическая проникающая радиация ни к каким катастрофам пока не приводила. Что не значит, что она не существенна. Например, члены экипажа Международной космической станции, с ноября 1998 г. функционирующей на околоземной орбите, ежедневно получают дозу радиации около 1 мЗв, или около 4 мР/час, или более 0,3 Зв в год. Обитатели МКС за сутки набирают примерно столько же бэров, сколько обычные земляне, далёкие и от ядерных технологий, и от космических аппаратов, набирают за год. Чем и объясняется достаточно частая смена экипажа МКС.

14.2 Источники радиации в космосе

Один из идеологов первого ядерного взрыва в космосе американский физик Кристофилос объяснял в своё время, что хотел всего-навсего «высыпать» в околоземное пространство некое число заряженных частиц, чтобы по их дальнейшему распространению проследить структуру магнитосферы Земли. И с чисто физической точки зрения резон в его намерении был. Однако

в годы холодной войны в подобные намерения мало кто верил. В ответ на американский взрыв 1958-го года в октябре-ноябре 1962 г. Советский Союз произвёл три ядерных взрыва в космосе. Что лишь усилило радиофобию.

Космические ядерные взрывы отличаются от взрывов в атмосфере тем, что не создают ударных волн, обладающих в земной атмосфере наибольшим разрушающим эффектом. Однако радиационный эффект всех ядерных взрывов один и тот же. Они создают осколки делящихся ядер, электроны β -распада этих осколков, электроны и протоны, возникающие при распаде нейтронов, а также ионизованные атомы конструктивных материалов взрывного устройства. В каждом акте деления ядра ^{235}U выделяется около 200 МэВ энергии, из коих примерно 180 МэВ уносят осколки деления, из коих 10 МэВ уходит с γ - и β -излучением осколков. Половина электронов ядерного взрыва имеет энергию до 10 МэВ, ещё 20% – до 2 МэВ, остальные – меньше 2-х МэВ. При этом γ -кванты тут же покидают и место взрыва, и магнитосферу Земли, а электроны и другие заряженные частицы задерживаются геомагнитным полем, и вследствие большой скорости электронов их потоки в околоземном пространстве значительно превышают потоки тяжёлых частиц. А потому именно электроны нередко считаются наиболее опасной составляющей рождаемого ядерным взрывом в космосе проникающего излучения. Но это не всегда так.

Всенаправленные электронные потоки в искусственном радиационном поясе Земли (ИРПЗ), возникающем вследствие ядерного взрыва, значительно превышают потоки в естественных радиационных поясах Земли (ЕРПЗ) и могут достигать непосредственно после взрыва $10^{14} \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$. Однако необъятные космические пространства при всей их бедности материей оказались способными к самовосстановлению космической среды. Измерения в космосе показали, что все искусственные РПЗ естественным путём «рассасывались» за при-

мерно год-полтора. Так что в настоящее время в околоземном пространстве ИРПЗ нет. Но именно ядерные взрывы в околоземном пространстве породили нормативные технические документы, на которые разработчики космической техники ориентируются до сих пор.

В соответствии с этими документами космические аппараты в процессе эксплуатации могут подвергаться воздействию проникающей радиации с характеристиками, указанными в Табл. 14.1.

Табл. 14.1

Вид радиации	Энергия частиц	Величина потока
Электроны ЕРПЗ	0,05 – 5 МэВ	$10^8 - 10^2 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$
Протоны ЕРПЗ	1 – 100 МэВ	$10^4 - 10 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$
Электроны ИРПЗ	0,1 – 7 МэВ	$10^{14} - 10^{11} \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$
Протоны солнечных вспышек	10-1000 МэВ	до 20 имп/с [1]

В таблице указаны ширины энергетических спектров и соответствующие им потоки частиц проникающей радиации. Для протонов солнечных вспышек указано число импульсов в секунду, регистрируемых в часы вспышек наземными станциями. Меньшая энергия частиц в таблице соответствует большей величине потока частиц. При этом частицы меньших энергий (так называемая низкоэнергетическая компонента) с точки зрения набора дозы считаются не менее важными, чем частицы высоких энергий, поскольку в целом создают большие потоки не только частиц, но и энергии.

Помимо видов радиации, указанных в Табл. 14.1, для определённых КА учитываются ГКЛ и действующие в космосе так называемые локальные рентгеновские источники. Электроны ИРПЗ, которых в околоземном пространстве в настоящее время нет, указаны в таблице для сравнения. Следует также отме-

тить, что частота коротких солнечных вспышек подчиняется 11-летнему циклу [1].

Основное внимание при оценке радиационной стойкости КА научного или прикладного назначения уделяется электронам и протонам ЕРПЗ.

14.3 Глубина проникновения и последствия облучения

По мере торможения в плотном веществе моноэнергетический параллельный пучок электронов, получаемый с помощью (земного) ускорителя электронов, возбуждает и ионизирует атомы вещества, а также нагревает их. Трансформируясь тем самым в диффузный поток с достаточно сложным пространственно-энергетическим распределением. Указать точно длину торможения отдельных электронов невозможно.

Для проникающих электронов, строго говоря, имеет смысл только понятие так называемого экстраполяционного пробега. В качестве примера на Рис.14.1 показаны кривые поглощения параллельных моноэнергетических пучков электронов трёх энергий в алюминии [18]. Из рисунка следует, что при изменении энергии от 0,5 МэВ до 1,7 МэВ экстраполяционный пробег электронов составляет от одного до четырёх миллиметров, что меньше толщины стенки ГО КА. О результатах воздействия проникающих электронов на поглотитель рисунок не говорит ничего.

Тяжёлые заряженные частицы, в том числе протоны, теряют в плотной среде энергию постепенно и в основном за счёт ионизации и возбуждения атомов тормозящей среды. Некоторая часть выбитых со своих орбит электронов имеет сравнительно высокую энергию и производит вторичную ионизацию. Полная ионизация, то есть сумма первичной и вторичной ионизаций, обычно втрое превышает первичную ионизацию. Остаточная энергия переходит в тепло.

Параллельный пучок тяжёлых заряженных частиц, проходя через плотное вещество, почти не рассеивается. Так, для протонов с энергией 1 МэВ рассеяния на угол, превышающий 10° , составляют менее процента (на 1 см пробега в атмосфере), а разброс пробегов моноэнергетических частиц не превышает 1-2%.

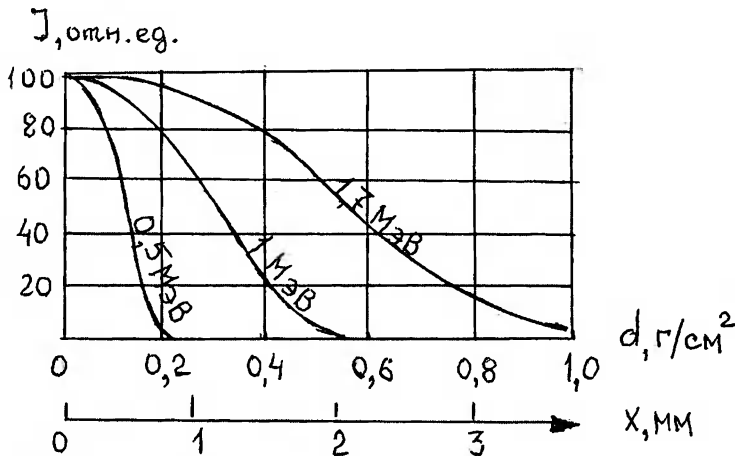


Рис. 14.1. Поглощение параллельного монохроматического пучка электронов различной энергии в алюминии

На Рис.14.2 в качестве примера показано возрастание пробега протонов в алюминии при возрастании энергии протонов от 50 МэВ до 1000 МэВ. Из рисунка следует, что глубина проникновения пучка протонов в алюминий может достигать полутора метров (при энергии 1 ГэВ), что производит на людей, опасных радиации, не самое благоприятное впечатление и способствует распространению радиофобии.

Необходимо, однако, отметить, что кривая Рис. 14.2 была получена на ускорителе протонов с величиной тока пучка около 500 мкА, что соответствует потоку протонов величиной более 10^{15} частиц в секунду. А это на много порядков величины (см. Табл. 14.1) превышает характеристики протонного излучения в космосе.

Не лишне здесь также отметить, что земные ускорители заряженных частиц (циклотроны и бетатроны, синхротроны, фазотроны, синхрофазотроны) родились как конкуренты космических лучей. По максимальной энергии частиц они последние так и не догнали, но изначально обладали несравненно большими потоками. А потому переносить автоматически полученные на ускорителях результаты в космические условия едва ли корректно.

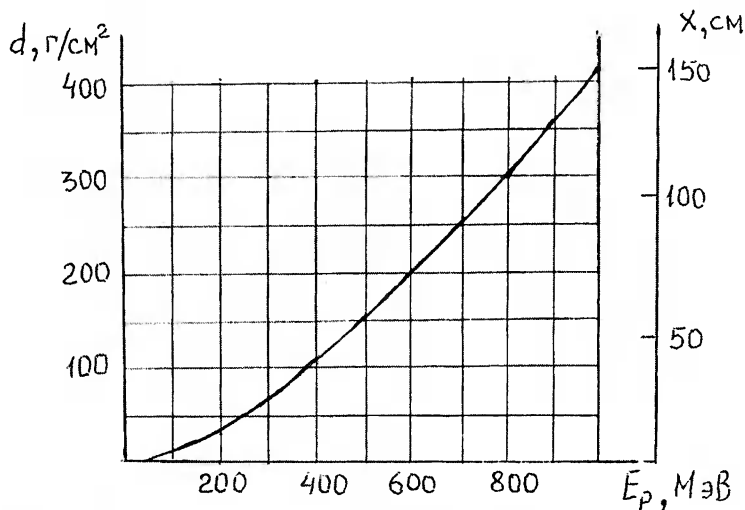


Рис. 14.2. Пробег протонов высокой энергии в алюминии

Для оценки глубины проникновения потоков высокоэнергетических частиц в вещество пользуются, как правило, традиционным понятием длины пробега, или длины релаксации λ , через которую выражается ослабление проникающего потока частиц:

$$J(x) = J_0 \exp(-x/\lambda), \quad (14.2)$$

здесь $J_0 = J(0)$ – падающий на поверхность тела поток частиц, $J(x)$ – величина потока на глубине этого тела (x), отсчитываемой от облучаемой поверхности.

Нередко вместо (координатной) глубины x пользуются массовой глубиной d (масса вещества на единицу площади облучаемой поверхности), а вместо длины релаксации λ – массовым коэффициентом поглощения μ (с размерностью, обратной размерности d , то есть $\text{см}^2/\text{г}$ или $\text{м}^2/\text{кг}$). В таком случае вместо формулы (14.2) получаем выражение:

$$J(d) = J_0 \exp(-\mu d) \quad (14.3)$$

Из сравнения (14.2) и (14.3) следует полезное соотношение:

$$\lambda \mu \rho = 1, \quad (14.4)$$

где ρ – массовая плотность поглощающего вещества.

Значения λ и μ для различных поглощающих веществ можно найти в соответствующих справочниках (например, в [18]). А следом, пользуясь (14.2) или (14.3), можно рассчитать и поглощенную радиацию.

Но тут возникает вопрос, которым редко интересуются физики-ядерщики, но которым не могут не интересоваться материаловеды и разработчики космических аппаратов: что происходит с веществом, поглотившим ту или иную дозу радиации?

Ни ионизация атомов, ни их возбуждение, ни тем более, увеличение их кинетической энергии, то есть нагревание, не являются фатальными для любого вещества, включая биологические ткани. Ибо одновременно с этими процессами идут обратные им процессы, определяемые температурой и термодинамикой вещества, а именно деионизация (воссоединение электронов с ионами), излучение возбуждённых атомов и отвод тепла за счёт теплового излучения и теплопроводности.

И если оставить в стороне исключительно сложные биологические ткани и биологические процессы (ими занимается радиобиологи), то нельзя не видеть, что и неживая материя (неорганические и органические материалы) способна к самоосвобождению от некоторых последствий облучения. Хотя, возможно, и с некоторыми изменениями строения вещества (с появле-

нием дислокаций в кристаллах, разрушением прежних и образованием новых химических связей и т.п.). **Что и делает фактор времени неперенным участником процессов облучения.**

Без учёта этого фактора предсказать последствия воздействия на то или иное вещество проникающей радиации не представляется возможным.

14.4 Защита от радиации

Земная атмосфера, имеющая массовую толщину d около килограмма массы воздуха на 1 см^2 поверхности Земли, достаточно надёжно защищает землю от проникающей космической радиации. Свою роль в этой защите играет и геомагнитное поле, создающее магнитосферу Земли, которая «запутывает» заряженные частицы в своих силовых линиях.

На АЭС и других земных ядерных объектах для защиты от радиации используются толстые, иногда многометровые, защитные экраны из поглощающих материалов.

Однако установить такие экраны на КА не представляется возможным. Вся радиационная защита, например, экипажа МКС, сводится к стенке гермоотсека, в котором находится экипаж. Точно такую же защиту имеют электронные блоки и системы, находящиеся внутри ГО КА. Что же касается внешних блоков, систем и агрегатов, то есть тех, что находятся вне ГО, то они лишены и такой защиты.

Формально мощность проникающей радиации, получаемая единицей площади наружной поверхности КА от потока частиц с энергией E_1 и плотностью потока dn/dt ($\text{м}^{-2}\text{с}^{-1}$), равна

$$w = E_1 (dn/dt) \quad (14.4)$$

И если считать, что вся энергия излучения остаётся в слое материала толщиной λ , мощность получаемой этим слоем дозы облучения получается равной

$$dD/dt \approx w/\lambda\rho = E_1 (dn/dt)/\lambda\rho = E_1 (dn/dt)\mu \quad (14.5)$$

Для низкоэнергетической компоненты электронов ЕРПЗ, поглощаемых алюминием (Табл. 14.1 и Рис. 14.1) имеем: $\mu = 1/\lambda\rho \approx 37 \text{ см}^2/\text{г}$ и $dD/dt \approx 3 \cdot 10^{-2} \text{ Гр/с}$, или около миллиона (!) грэев в год.

Доза огромная, но накопить её едва ли возможно.

Лучшим доказательством этого утверждения является тот факт, что за почти 15-летний срок нахождения МКС на околоземной орбите ни одна из её систем по причине проникающей радиации не вышла из строя, хотя орбита станции (перигей 408 км, апогей 422 км) очевидным образом пролегает через радиационные пояса Земли.

Что-то в наших расчётах (и в расчётах многих, занимавшихся этим вопросом) не так: то ли материалы наружной поверхности КА, в отличие от живых организмов, совершенно безразличны к поглощённой радиации, то ли неверны расчёты накопленной дозы.

Неверны, конечно, расчёты. И нетрудно понять почему.

Плотность энергетического потока на наружную поверхность КА, создаваемого электронами ЕРПЭ, составляет

$$w = E_1(dn/dt) \approx 8 \cdot 10^{-3} \text{ Вт/м}^2, \quad (14.7)$$

то есть более чем на пять порядков величины меньше Солнечной постоянной S_0 . И если система терморегулирования КА справляется с потоком солнечного излучения, тем более она способна справиться с той дополнительной энергией, которую приносят с собой электроны ЕРПЗ. А значит, энергию проникающей радиации, превращающуюся в тепло, надо из накопленной дозы вычитать. Вот только подсчитать эту энергию не всегда просто.

Последствия воздействия электронов ЕРПЗ на КА оказываются более тепловыми, чем материалоразрушающими. Рассчитывать радиационное воздействие вне термодинамического противодействия этому воздействию едва ли коррек-

тно. На что ядерщики обычно не обращают внимания и тем самым безосновательно пугают разработчиков космической техники миллионами греев поглощённой дозы.

Иное дело протоны ЕРПЗ. Для них стенка ГО не является препятствием. Именно протоны, по всей видимости, главным образом и облучают экипаж МКС. Они же, как показали наземные эксперименты, в состоянии опрокидывать ячейки памяти запоминающих устройств БЦВМ и тем самым сбивать заложенные в них компьютерные программы. А это означает, что блоки и системы КА или отдельные электро- и радиоэлементы, как и материалы, при проектировании КА должны дифференцироваться по признаку чувствительности к проникающей радиации. С тем, чтобы в конструкции аппарата «бесчувственные» к радиации элементы защищали своей массой элементы чувствительные.

В целом же проблема защиты космических аппаратов от проникающей радиации, несмотря на многолетнее её изучение, остаётся пока нерешённой задачей даже на физическом уровне. Нет ни удовлетворительной методики расчёта накопленных доз облучения, ни методики прогнозирования последствий воздействия этих доз на составляющие КА. А значит, нет и возможности надёжно определить ресурс КА по отношению к проникающей радиации на той или иной орбите.

Что не мешает всё новым КА подниматься в космос и выполнять поставленные перед ними задачи.

15. Коллективные свойства плазмы и электризация высокоорбитальных КА

Плазма в космосе самое распространённое состояние вещества. Масса всех вместе взятых планет Солнечной системы, то есть масса всего твёрдого, жидкого и газообразного в этой системе, менее тысячной доли массы Солнца. А значит, на 99,9% Солнечная система состоит из плазмы.

Однако слово «плазма» появилось в физике лишь в 1929 г. (благодаря американскому физiku Ленгмюру). И, поскольку природной плазмы на Земле нет, её изучение происходило или умозрительно, или в лабораторных условиях, далеко не похожих на космические. Во второй половине XX в. по причине прикладных иллюзий, связанных с управляемым термоядерным синтезом, физика плазмы пережила своеобразный бум, вылившийся в публикацию огромного числа научных статей и книг, посвящённых плазме. Однако сформулировать адекватного отношения к плазме авторам этих публикаций так и не удалось. Что вполне доказывается уже тем, что плазма до сих пор не имеет однозначного определения.

В академическом издании [13] сказано: «Плазма – частично или полностью ионизованный газ, в котором плотности положительных и отрицательных зарядов практически одинаковы». А в монографии одного из самых авторитетных специалистов по физике плазмы (Анатолия Власова) находим: «Система заряженных частиц есть по существу не газ, а совершенно своеобразная система, стянутая далёкими силами» [25]. Принципиальная разница этих определений заключается в том, что в первом случае принимаются во внимание только частицы, взаимодействующие посредством столкновений, а во втором – и частицы, и создаваемые ими самосогласованные поля, которые теоретически можно найти из совмест-

ного решения кинетических уравнений (для электронов и ионов) и уравнений Максвелла. Однако такая задача, называемая задачей Власова, математически настолько сложна, что в сколь либо общем виде до сих пор не решена. В то время как в технических вузах кинетику Власова вообще «не проходят». А потому интуитивный (общефизический, качественный) подход к плазме в среде «технарей» распространён гораздо более, чем вычислительный.

В 50-60-х гг. XX в. адептами первого определения плазмы была разработана упрощённая теория, получившая название магнитной газодинамики (МГД). Плазма в этой теории не более чем сплошная электрически нейтральная электропроводящая среда – что-то вроде газообразного металлоподобного проводника. Электрические поля в такой плазме допускаются только в виде малых возмущений. А широкую известность такая теория получила главным образом потому, что «предсказала» три прикладных направления физики плазмы: управляемый термоядерный синтез (УТС), магнитогидродинамические (МГД) генераторы и сильноточные плазменные электрореактивные двигатели (ЭРД). Два первых направления не принесли до сих пор никаких прикладных результатов, а те практические результаты, что были получены в третьем направлении, были получены не благодаря, а вопреки МГД-парадигме.

Признать неадекватность МГД-теории по отношению к импульсным плазменным ЭРД (или импульсным плазменным ускорителям, или плазменным пушкам) заставил эксперимент. Приведём лишь один пример.

В 1960 г. к разработке плазменных пушек в Истринском филиале ВНИИЭМ приступила группа молодых специалистов, только что окончивших физический факультет МГУ. Ещё на студенческой скамье они усвоили предложенное академиком Арцимовичем уравнение движения плазменного сгустка [26, 27]:

$$m(d^2x/dt^2) = (J^2/2)(dL/dx), \quad (15.1)$$

где m – масса сгустка, x – координата, в направлении которой ускоряется сгусток, J – величина электрического тока через сгусток (и в разрядной цепи), dL/dx – так называемая погонная индуктивность разрядной цепи. Однако уже первые эксперименты показали, что плазма «не признаёт» уравнения (15.1).

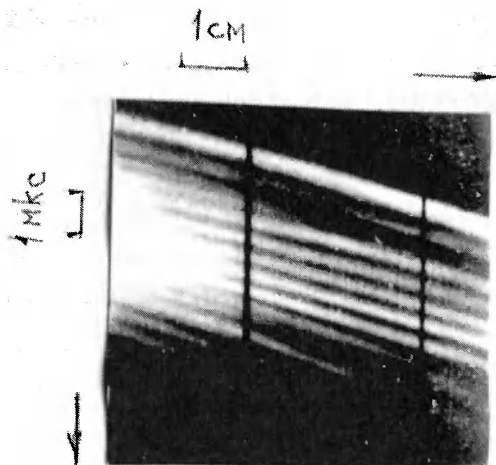


Рис. 15.1. Самопроизвольная генерация высокоскоростных сгустков плазмы (СГВСП) в импульсном плазменном ускорителе (эрозионной плазменной пушке). Плазмообразующая поверхность (стекло) слева. Щель камеры с вращающимся зеркалом (сверхскоростного фоторегистратора) была ориентирована по направлению движения плазменных сгустков

На Рис. 15.1 можно видеть развёртку свечения плазмы в импульсном плазменном ускорителе, полученную с помощью камеры с вращающимся зеркалом [28, 29]. Из развёртки следует, что сгусток, во-первых, имеет собственную структуру, то есть представляет собой последовательность отдельных сгустков, каждый из которых формируется за время меньше микросекунды, что не предсказывалось никакой теорией. Во-вторых, всю энергию своего направленного движения эти сгустки при-

обретают в тонком слое, примыкающем к плазмообразующей поверхности, а значит, вовсе не за счёт магнитного поля. В третьих, энергии направленного движения ступков составляют от нескольких сотен до нескольких тысяч эВ на один ион при температуре ступков лишь в несколько эВ (соотношение, напоминающее солнечный ветер).

Обнаруженное экспериментально явление получило название самопроизвольной генерации высокоскоростных ступков плазмы (СГВСП). А понять его удалось лишь на основе представления о тройных электрических слоях, образуемых при определённых условиях в плазме [30,31]. С образованием электрических (дебаевских) слоёв связан и эффект электризации высокоорбитальных космических аппаратов заторможенным магнитосферой Земли солнечным ветром.

Но, прежде чем рассмотреть этот эффект, сделаем несколько общефизических замечаний о разделении электрических зарядов в плазме.

15.1 Двойной электрический слой

С введения дебаевского радиуса экранирования начинаются чуть ли не все нынешние учебники по физике плазмы [32].

Потенциал поля, создаваемого точечным зарядом q в вакууме, как известно, равен $U = q/4\pi\epsilon_0 r$ (ϵ_0 – электрическая постоянная вакуума, r – расстояние от заряда). Если же заряд помещается в среду, содержащую в равной мере положительные и отрицательные носители электрического тока (ионы) с плотностью n и температурой T , потенциал приобретает экспоненциальный множитель и становится равным $U = (q/4\pi\epsilon_0 r)\exp(-r/\lambda_D)$, где λ_D есть радиус экранирования, введенный в физику голландцем Дебаем. За пределами сферы с радиусом $r = \lambda_D$ поле внесённого заряда практически исчезает, в чём и заключается эффект экранирования, а величина λ_D тем меньше, чем меньше T и больше n (чем холоднее и плотнее среда). Вследствие чего плотный и отно-

сительно холодный ионизованный газ действительно похож на металлоподобный проводник. Но не о нём здесь речь.

Теоретически дебаевский радиус можно ввести для любой плазмы. Однако авторы учебников по физике плазмы обычно не сообщают, что Дебай изучал вовсе не плазму, а электролиты. А это не одно и то же.

Плазма отличается от электролитов, во-первых, тем, что её отрицательные заряды, то есть электроны, имеют много меньшую массу, но много большую скорость движения, чем положительные заряды, то есть ионы. А во-вторых, тем, что, в отличие от жидких электролитов, плазма далеко не всегда находится в состоянии термодинамического равновесия, а значит, не может характеризоваться одной температурой (пример тому тот же солнечный ветер).

Не всякая совокупность электронов и равного числа ионов образует плазму, а только такая совокупность, электроны которой оказываются запертыми в потенциальной яме, создаваемой ионами (а значит, не могут от ионов «убежать»). И если ионы, ввиду большой величины их массы, в течение некоторого времени всегда можно считать условно неподвижными (и создающими «ионный остов», в котором заключена почти вся масса плазмы). То электроны движутся непрерывно, имея при этом возможность выходить за пределы «ионного остова» настолько, насколько им позволяет их кинетическая энергия и удерживающее их в потенциальной яме электрическое поле. На границах плазменного образования в вакууме всегда существует двойной электрический слой, в котором электроны совершают коллективное колебательное движение, выходя из плазмы и возвращаясь в плазму, что и создаёт самосогласованные электрические поля на границах плазменного образования, а значит и разность потенциалов между «ионным остовом» и окружающим плазму пространством (Рис. 15.2).

По традиции этот слой называют в физике плазмы дебаевским, хотя его следовало бы называть ленгмюровским. Поскольку именно Ленгмюр первым наблюдал такой слой в своих лабораторных экспериментах [33], после чего в физике и появилось слово «плазма».

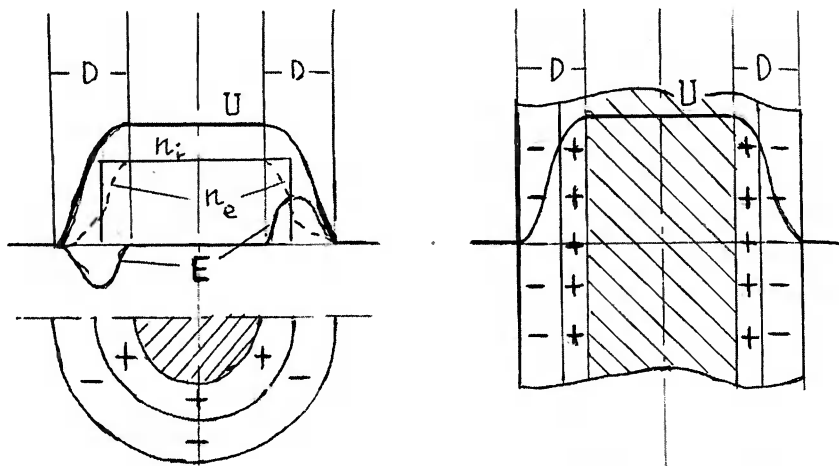


Рис. 15.2. Двойные электрические слои на границах плазменного шара и плазменного слоя: D – средняя толщина слоя, n_i и n_e – плотности ионов и электронов, U – потенциал, E – напряжённость электрического поля

Оценить толщину двойного электрического слоя можно из уравнения Пуассона, записанного для одномерного случая в сферических или декартовых координатах:

$$(1/r^2)(\partial/\partial r)(r^2\partial U/\partial r) = -\rho/\epsilon_0 \text{ или } \partial^2 U/\partial x^2 = -\rho/\epsilon_0 \quad (15.2)$$

Исходя из соображений размерности и полагая в этих уравнениях $\partial r \approx \partial x \approx D$, $\partial^2 U \approx k\langle T_e \rangle/e$, $\rho \approx en$, находим искомое выражение:

$$D \approx (\epsilon_0 k\langle T_e \rangle/e^2 n)^{1/2}, \quad (15.3)$$

которое отличается от известной формулы для дебаевского радиуса экранирования [32] только численным коэффициентом

том и никак не связано с функцией распределения электронов по скоростям. Величина k в (15.3) есть постоянная Больцмана, $k\langle T_e \rangle$ – характерная энергия электронов, e – заряд электрона, n – средняя плотность электронов и ионов в плазме.

Величина $\langle T_e \rangle$ не настоящая температура (термодинамическое равновесие здесь не предполагается), а лишь характерная энергия электронов плазменного образования (делённая на k). Она определяет среднюю амплитуду электронных колебаний в двойном электрическом слое, а значит, и среднюю толщину этого слоя D (Рис.15.2). Максимальную амплитуду колебаний имеют электроны с максимальными скоростями поперёк слоя. Они же определяют реальные границы свободного (помещённого в вакуум) плазменного образования.

Максимальная энергия электронов плазмы $k\langle T_e \rangle_{\max}$, делённая на заряд электрона e , не может быть больше максимальной величины потенциала $U_{\max}$, то есть глубины потенциальной ямы для электронов, или высоты «горба» потенциала для ионов – что одно и то же. В противном случае будет нарушена электрическая нейтральность плазменного образования в целом. В коллективном движении электронов и в создаваемом этим движением самосогласованном поле и заключено, по Власову, «совершенное своеобразие» плазмы как состояния вещества.

Отсюда следует, что, во-первых, в ограниченной плазме в принципе не может быть максвелловского распределение электронов по скоростям, а во-вторых, любое свободное плазменное образование неустойчиво и стремится разлететься (взорваться). О чём и говорят горбы потенциала на Рис.15.2.

При свободном разлёте плазменного образования энергия направленного движения ионов черпается из энергии самосогласованного электрического поля, которое создаётся коллективным колебательным движением электронов. Столкновения частиц при этом никакой роли не играют. А значит, речь идёт о достаточно разреженной и горячей плазме, или о достаточно

тонком плазменном образовании (с характерным размером порядка D).

Поскольку распределением электронов по скоростям мы не задавались и задачи Власова не решали, наша оценка величины D , как и кривые потенциала и электрического поля на Рис. 15.2, остались приближёнными, или интуитивными (но, в отличие от энциклопедического определения плазмы, законам физики не противоречащими).

15.2 Электризация КА космической плазмой

Не все советские разработчики космических аппаратов изучали в вузах физику плазмы. И когда (в начале 70-х гг. прошлого столетия) высокоорбитальные ИСЗ Красноярского КБ «Прикладная механика» начали вести себя так, будто на борту КА время от времени включался достаточно мощный источник электромагнитных помех, – осознание причины этих помех пришло не сразу.

Возникшая проблема обсуждалась на целом ряде семинаров с привлечением к обсуждению разного рода специалистов. Семинары проходили в Красноярске, Москве, Иркутске (и даже на теплоходе, плававшем по Оби). И достаточно скоро от вопроса «Может ли электрически нейтральная плазма заряжать электрически космический аппарат?» участники семинаров перешли к вопросу «Как она (плазма) это делает?».

Принцип электризации КА достаточно прост. Если аппарат попадает в плазму, электроны плазмы (более подвижная компонента) первыми достигают поверхности аппарата и «высаживаются» на ней (занимая свободные квантовые уровни, которых на поверхности любого твёрдого тела достаточно много). Чем и создаётся потенциальный барьер для последующих электронов, устремляющихся из плазмы к КА. Вторым неизбежным следствием отрицательного заряжения КА яв-

ляется образование вокруг КА области положительного пространственного заряда (содержащей больше ионов, чем электронов). Размер этой области по порядку величины должен быть равен D (Рис. 15.3).

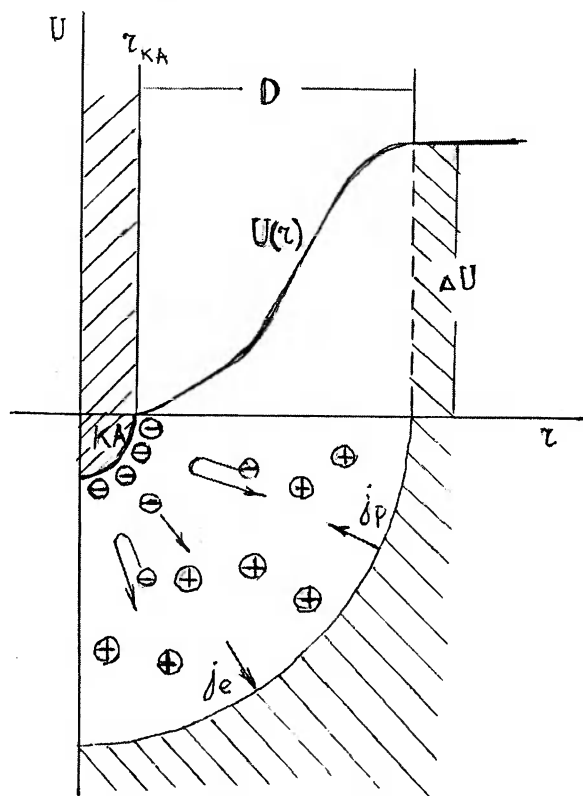


Рис. 15.3. Электрическое зарядение КА относительно окружающей КА плазмы (пояснения в тексте)

Процесс зарядения при неизменных параметрах плазмы должен остановиться, а между квазинейтральной плазмой и аппаратом должна возникнуть постоянная разность потенциалов ΔU , когда поток (быстрых) электронов из плазмы на КА сравняется с потоком (медленных) ионов.

Если известны функции распределения электронов и ионов, можно найти и величину возникающей разности потенциалов ΔU .

Допустим, что аппарат представляет собой металлический шар с радиусом r_{KA} и однородной поверхностью, а частицы плазмы обладают максвелловским распределением по скоростям с единой температурой T . Тогда число электронов, заключённых в элементарном объёме пространства скоростей, может быть записано как:

$$dn = n_0 f(v_r) f(v_\varphi) f(v_\theta) dv_r dv_\varphi dv_\theta \quad (15.4)$$

$$f(v_i) = (m_e/2\pi kT)^{1/2} \exp(-m_e v_i^2/2kT), i = r, \varphi, \theta,$$

где n_0 – объёмная плотность плазмы (и электронов), m_e – масса электрона, k – постоянная Больцмана, v_r , v_φ и v_θ – компоненты скоростей электронов в сферической системе координат.

Плотность электронного тока из плазмы на КА в таком случае будет равна тройному интегралу:

$$j_e = -en_0(m_e/2\pi kT)^{3/2} \times \iiint v_r \exp(-m_e v_r^2/2kT) \exp(-m_e v_\varphi^2/2kT) \exp(-m_e v_\theta^2/2kT) dv_r dv_\varphi dv_\theta, \quad (15.5)$$

где первый интеграл берётся от $v_r = -\infty$ до $v_r = -(2e\Delta U/m_e)^{1/2}$ (ибо только такие электроны могут преодолеть потенциальный барьер и достигнуть поверхности КА), а два других – от $-\infty$ до $+\infty$. Вычисляя интегралы, находим:

$$j_e = -en_0(kT/2\pi m_e)^{1/2} \exp(-e\Delta U/kT) \quad (15.6)$$

Аналогичным образом может быть вычислена и плотность ионного (протонного) тока из плазмы на КА (при этом интеграл по dv_r берётся от $-\infty$ до 0, поскольку все ионы, выходящие из плазмы в направлении отрицательно заряженного КА, способны достигнуть КА), а два других от $-\infty$ до $+\infty$:

$$j_p = en_0(kT/2\pi m_p)^{1/2} \quad (15.7)$$

Условие стационарной электризации имеет вид:

$$j_e + j_p = 0, \quad (15.8)$$

откуда, используя предыдущие выражения, находим:

$$\Delta U = (kT/e) \ln(m_p/m_e)^{1/2} \quad (15.9)$$

Тем самым разность потенциалов между плазмой и КА зависит не только от температуры плазмы, но и от отношения массы иона и электрона. Для электронно-протонной плазмы

$$\Delta U \approx 3,8 (kT/e), \quad (15.10)$$

а значит, ΔU может достигнуть, например, 10 кВ, уже при температуре плазмы около 2,5 кэВ.

При плотности плазмы $n_0 = 10 \text{ см}^{-3}$ (10^7 м^{-3}) и $T = 2,5 \text{ кэВ}$ размер двойного электрического слоя (Рис.15.3) составляет согласно (15.3) $D = 150 \text{ м}$, а максимальная плотность электронного тока согласно (15.6) $j_e = 10^{-5} \text{ А/м}^2$ (1 нА/см^2).

Рассматривая D-слой как сферический конденсатор, находим, что его ёмкость C при $r_{\text{КА}} = 1 \text{ м}$ и $D = 150 \text{ м}$ должна составлять около 10^{-10} Ф , величина электрического заряда на ёмкости $Q = C \Delta U = 10^{-6} \text{ Кл}$, а время зарядки, то есть время образования двойного электрического слоя $\Delta t \approx Q/4\pi r_{\text{КА}}^2 j_e$, равно 10^{-2} с .

При изменении параметров плазмы (солнечного ветра) достаточно быстро изменяются и параметры слоя (его толщина и разность потенциалов на нём).

Но не следует забывать, что все приведённые выше оценки верны лишь по порядку величины.

15.3 Дифференциальное заряджение

Если все участки наружной поверхности КА имеют один и тот же потенциал относительно окружающей КА плазмы (Рис. 15.3), причин для возникновения электрических разрядов на поверхности КА не видно. Однако Рис. 15.3 представляет собой предельно упрощённую картину электризации.

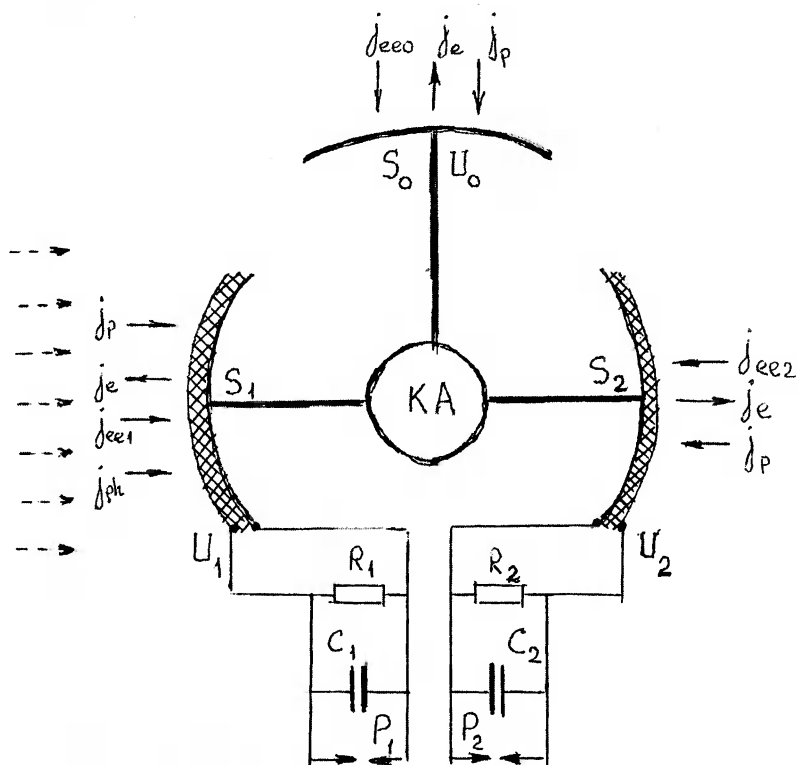


Рис. 15.4. Модель КА для расчёта дифференциальной электризации (пояснения в тексте)

Более реалистическая картина показана на Рис. 15.4. Поверхность КА представлена состоящей из трёх площадок. Участок наружной поверхности с площадью S_0 выполнен из материала с металлическими свойствами, не обращён к Солнцу и конструктивно соединён с корпусом КА (заземлён на корпус). Участок с площадью S_1 предполагается выполненным из диэлектрического материала. Этот участок освещён Солнцем и связан с корпусом КА посредством электрической схемы (состоящей из параллельно соединённых резистора R_1 и ёмкости C_1). Наконец, участок с площадью S_2 находится в тени, выпол-

нен из иного диэлектрического материала и имеет свою схему соединения с корпусом КА (резистор R_2 и ёмкость C_2).

На все три поверхности из окружающего КА дебаевского слоя поступают электронный и ионный (протонный) токи с плотностями j_e и j_p , о которых говорилось ранее. Но, помимо этих токов, в инженерно-физических расчётах приходится принимать во внимание, как минимум, токи вторичной электронной эмиссии (с плотностями j_{ee0} , j_{ee1} и j_{ee2}) и ток фотоэмиссии с плотностью j_{ph} на освещённой Солнцем площадке S_1 .

В результате условия стационарной электризации приобретают вид:

$$\begin{aligned} j_e + j_p + j_{ee0} &= 0 \text{ (для площадки } S_0) \\ j_e + j_p + j_{ee1} + j_{ph} &= 0 \text{ (для площадки } S_1) \\ j_e + j_p + j_{ee2} &= 0 \text{ (для площадки } S_2) \end{aligned} \quad (15.11)$$

Очевидно, что решение этих уравнений может дать лишь неравные величины потенциалов всех трёх площадок: U_0 , U_1 и U_2 . Так что ёмкость C_1 окажется заряженной до напряжения $U_1 - U_0$, а ёмкость C_2 – до напряжения $U_2 - U_0$, не равного первому. Что и способно привести при достаточной величине указанных напряжений к поверхностным разрядам (на Рис.15.4 через условные разрядники P_1 и P_2).

Поверхностные разряды создают электромагнитные помехи, в свою очередь создающие нежелательные эффекты электризации – такие как: непрохождение радиокоманд, опрокидывание ячеек памяти ЗУ БЦВМ, срыв телевизионного изображения и пр. Что и наблюдалось на красноярских (и не только красноярских) высокоорбитальных ИСЗ.

15.4 Защита от электризации

Когда ВНИИЭМ приступил к разработке геостационарного аппарата «Электр» [8], в отношении сути электризации среди специалистов уже не было разногласий. Считалось, что низко-

орбитальным ИСЗ электризация не угрожает, а представляет опасность лишь для тех КА, орбиты которых находятся на высотах $(3 - 10) R_z$. Космическая плазма (заторможенный солнечный ветер) на этих высотах может иметь плотность до 10^7 м^{-3} и температуру до 10 кэВ, а начальная плотность электронного тока из плазмы на КА может достигать 10 нА/см^2 .

Но сколь часто и долго будет «дуть» сильный солнечный ветер, не мог знать никто. А, поскольку космические аппараты не похожи один на другой, решение вопросов защиты от электризации было оставлено за разработчиками аппаратов.

Смоделировать на Земле дебаевскую сферу вокруг КА (ввиду большой величины D) едва ли возможно. Но (в принципе) ничто не мешает поместить аппарат в вакуумную камеру и зарядить его отрицательно относительно её стенок с помощью электронных пушек. Такие предложения высказывались неоднократно. Однако очевидная неадекватность подобных испытаний космическим условиям зарядки и их высокая стоимость не позволили указанные предложения реализовать. В результате защитные мероприятия для КА «Электро» свелись к трём пунктам: 1) металлизация, 2) электромагнитная экранировка, 3) имитация поверхностных разрядов при испытаниях КА с помощью специального разрядника. Под металлизацией при этом понималось приведение всех составляющих КА к одному потенциалу, а электромагнитные экраны рассчитывались на максимум воздействия, который и создавался при испытаниях искровым имитатором поверхностных разрядов.

Указанные мероприятия де факто оказались достаточными. В течение всего времени активного существования КА «Электро» (а он проработал на ГСО два оговорённых в ТЗ срока) не было зарегистрировано ни одного сбоя, который можно было бы приписать эффекту электризации.

Однако осталось неясным: явилось ли это следствием качества защитных мероприятий, осуществлённых специалистами

ВНИИЭМ, или объяснялось низкой чувствительностью к электромагнитным помехам аппаратуры ИСЗ «Электро» (по сравнению с аппаратурой сибирских связанных КА)?

Или с солнечным ветром повезло?

15.5 Тройной электрический слой

Деление науки на фундаментальную и прикладную всегда было условным. Эффект электризации высокоорбитальных КА космической плазмой заставил вернуться к вопросу о своеобразии субстанции, из которой состоит почти вся Солнечная система. Прикладным такой вопрос не назовёшь.

Простейшая задача Власова (для свободного плазменного слоя с бесконечно тяжёлыми ионами) содержит лишь два уравнения: кинетическое уравнение Власова для функции распределения электронов $f_e = f(x, v_x)$

$$v_x (\partial f / \partial x) + (e/m_e)(dU/dx)(\partial f / \partial v_x) = 0 \quad (15.12)$$

и уравнение Пуассона для потенциала электрического поля

$$d^2U/dx^2 = - (e/\epsilon_0)[n_i - n_e(x)] = - (e/\epsilon_0)[n_i - \int f(x, v_x) dv_x], \quad (15.13)$$

где плотность ионов n_i считается однородной, ось x нормальна к слою, а интеграл в (15.13) берётся по всем скоростям электронов, соответствующим координате x .

Решением этой задачи (и это нетрудно проверить простой подстановкой) является функция Дирака относительно полной энергии электронов с постоянным нормировочным множителем, представляющим собой половинную плотность потока массы электронов поперёк слоя:

$$f(x, v_x) = [m_e n_e(x) V(x)/2] \delta[(m_e v_x^2/2) - eU(x)], \quad (15.14)$$

$$V(x) = [2eU(x)/m_e]^{1/2}$$

Физический смысл этого решения очевиден: полная энергия любого электрона, захваченного стационарной потенциальной ямой, созданной ионами, равна нулю. И если координаты

нату плоскости симметрии слоя принять за начало отсчёта, все электроны совершают нелинейные и особым образом распределённые по фазе колебания около плоскости $x = 0$ с одной и той же амплитудой D , имея в нуле максимальные скорости $V_D = [2eU_D/m_e]^{1/2}$ (где U_D – максимум потенциала). На краях слоя скорости электронов равны нулю. При этом амплитуда электронных колебаний равна дебаевскому размеру

$$D \approx 2,2 (\epsilon_0 U_D / en_i)^{1/2}, \quad (15.15)$$

а период колебаний (сопровождающихся тормозным излучением) равен

$$T_0 = 4\pi (\epsilon_0 m_e / e^2 n_i)^{1/2} \quad (15.16)$$

Решение (15.14) представляет собой стоячую волну электронной плотности и самосогласованного электрического поля, или тройной $(-, +, -)$ электрический слой. Плотность осциллирующих электронов минимальна в середине слоя (где их скорость максимальна) и стремится к бесконечности на границах слоя. Распределение потенциала в тройном D -слое, в принципе, мало чем отличается от интуитивных распределений, показанных на Рис. 15.2. Однако **тройной (или двойной двойной) D -слой** имеет минимально возможную ширину, он самосогласован (в предположении неподвижных ионов) и **может быть назван плазменным атомом**, обладающим следующими уникальными свойствами.

Электрическое поле в тройном электрическом слое может достигать очень больших величин (например, при $U_D = 1$ кВ и $n_i = 10^{16} \text{ см}^{-3}$ $D = 2,3 \cdot 10^{-4} \text{ см}$, а $E_{\text{max}} = 3 \cdot 10^6 \text{ В/см}$). Осциллирующие электроны в таком слое излучают коротковолновое (рентгеновское) излучение. Имея нулевые граничные условия по полю и потенциалу, слой может соседствовать (сшиваться) с другими плазменными образованиями (другим тройным D -слоем или низкотемпературной плазмой). Если электроны влетают в тройной D -слой (например, из соседней плазмы), они имеют по-

ложительную полную энергию, а значит, могут передавать свою энергию запертым в слое электронам с нулевой полной энергией. То есть раскачивать электронные колебания в потенциальной яме и увеличивать D и U_D (бесстолкновительная накачка тройного D -слоя, или накачка Власова). Вместе с тем тройной D -слой приводит в движение (в обе стороны) ионы, а потому неизбежно разрывается за время, равное по порядку величины $D/(2eU_D/m_i)^{1/2}$ (где m_i – масса иона).

Как только мощность ионных потоков, рождаемых тройным D -слоем, начинает превышать мощность бесстолкновительной электронной накачки, тройной электрический слой исчезает. Ионы, отбрасываемые к стенке, сжимают пристеночный паровой слой, а ионы, отбрасываемые электрическим полем в сторону вакуума, создают отрывающийся от стенки высокоскоростной плазменный поток, который регистрируется экспериментально как плазменный ступок (Рис. 15.1) [29].

По причине малой толщины тройные электрические слои трудно диагностировать. В то время как создаваемые ими высокоскоростные ступки плазмы наблюдаются с удивительным постоянством. Если на Рис.15.1 можно насчитать около десятка ступков (слоёв), то в экспериментах [34] (при более длительном импульсе тока) было зарегистрировано более тысячи высокоскоростных плазменных ступков, отрывавшихся от плазмообразующей поверхности (оргстекло) каждую микросекунду.

15.6 О пользе новорожденных

Когда Фарадей впервые поведал миру об открытой им электромагнитной индукции, он услышал вопрос: «Какова польза от этого вашего открытия?». На что Фарадей ответил своим вопросом: «А какая польза от новорожденного?»

То, что магнитное поле не имеет отношения к ускорению плазменных ступков в плазменных пушках (импульсных плаз-

менных ускорителях, импульсных эрозионных плазменных ЭРД), было показано в 1980 г. прямым измерением импульса отдачи плазмы, воздействующего на плазмообразующую поверхность [35]. Оказалось, что именно она (поверхность плазмообразующего тела, а не проводники с током, создающим магнитное поле) принимает на себя импульс отдачи самопроизвольно генерируемых плазменных сгустков. Магнитное поле при этом присутствует, но не работает. Но так оно и должно быть, если плазма ускоряется периодически возникающими (вследствие бесстолкновительной накачки) и также периодически взрывающимися (вследствие двустороннего разлёта ионов) тройными D-слоями.

Но не то же ли самое происходит и в солнечной короне? Скорость гравитационного освобождения на поверхности Солнца составляет 618 км/с, что соответствует энергии протона 2 кэВ. Не достигнув такой скорости и такой энергии, улететь с Солнца протон не может. Однако протоны солнечного ветра не только улетают, но и на расстоянии 1 а.е. от Солнца (при подлёте к Земле) обладают средней скоростью 400 км/с, или энергией около 1 кэВ на каждый протон. Откуда берут они такую энергию, если температура солнечной короны оценивается астрофизиками в 10^6 К (что составляет менее 100 эВ)? Не работают ли тройные D-слои и на Солнце?

Проверить такое предположение не так уж трудно. Для этого из свечения солнечной короны, показанного на Рис.13.1, надо вырезать аппаратурной щелью достаточно узкую полосу и развернуть её во времени с помощью сверхскоростного фоторегистратора (СФР) или электронно-оптического преобразователя (ЭОП). И есть достаточно оснований полагать, что полученная картинка (разумеется, в ином масштабе) будет похожа на Рис.15.1.

В январе 2009 г. на околоземную орбиту была выведена российская лаборатория «Коронас – Фотон», оснащённая рентге-

новским телескопом под названием ТЕСИС, который был разработан Физическим институтом РАН им. П.Н. Лебедева и предназначен для исследования тонкой структуры солнечной короны и переходного слоя Солнца. До развёртки свечения во времени дело не дошло. Однако интегральные снимки, полученные с помощью ТЕСИС и опубликованные в [36], вполне подтверждают высказанное выше предположение. Подтверждает его и многозначительное признание авторов публикации в том, что «Скорость и энергия плазменных выбросов оказались достаточными для отрыва от магнитного поля Солнца и ухода в межпланетное пространство». Оказывается, что, вопреки энциклопедическим утверждениям, магнитное поле не работает и на Солнце.

Что же тогда работает, если не власовское самосогласованное электрическое поле [37]?

16. От проекта к изделию

После запуска первого ИСЗ и полёта Гагарина официальные советские издания стали именовать Циолковского «основоположником современной космонавтики», а главного конструктора Королёва – «основоположником практической космонавтики» [38]. И отделили тем самым космонавтику как научно-техническое предчувствие от реальной космонавтики, созданной интеллектом и трудами советских «технарей».

«Королёвское десятилетие» (1957-1966 гг.) вошло в историю как время советского космического триумфа. И до сих пор кажутся почти невероятными та скорость, с которой Королёв и его соратники ворвались в космос, и та дерзость, с которой они планировали дальнейшее развитие реальной космонавтики.

Но главным достижением советских первопроходцев практического космоса представляются не космические старты, как таковые, и не число людей, отправленных в космос, а **создание космической индустрии**, способной изготавливать ракеты-носители и КА, ставшие символами второй половины XX века.

16.1 Процесс, заканчивающийся началом

В Табл.1.1 были перечислены регламентируемые ГОСТом стадии разработки изделия. Однако реальный процесс разработки нового КА столь однозначной регламентации не поддается. И главным образом потому, что не мыслим без участия большого числа специалистов различного профиля, нередко работающих не только в разных подразделениях той или иной организации, но и в разных ведомствах, а то и в разных странах. А значит, процесс этот связан с решением не только научно-технических вопросов, но и организационных, и финансовых, и социально-психологических, и дипломатических, а иногда и политических.

В технике всё начинается с ТЗ. Но ТЗ рождаются не в вакууме, а выражают те или иные общественные запросы, которые воздействуют на сознание разработчиков и процесс проектирования не менее, чем согласованные и утверждённые нормативные технические документы.

Процесс проектирования КА может быть уподоблен своеобразной карусели, которая что-то (и кого-то) вовлекает в проект своей центростремительной силой, а что-то (или кого-то) силой инерции (нередко именуемой центробежной) отбрасывает за пределы процесса, который, как правило, имеет заранее установленные сроки и заканчивается космическим стартом, то есть началом активного существования КА (Рис. 16.1).

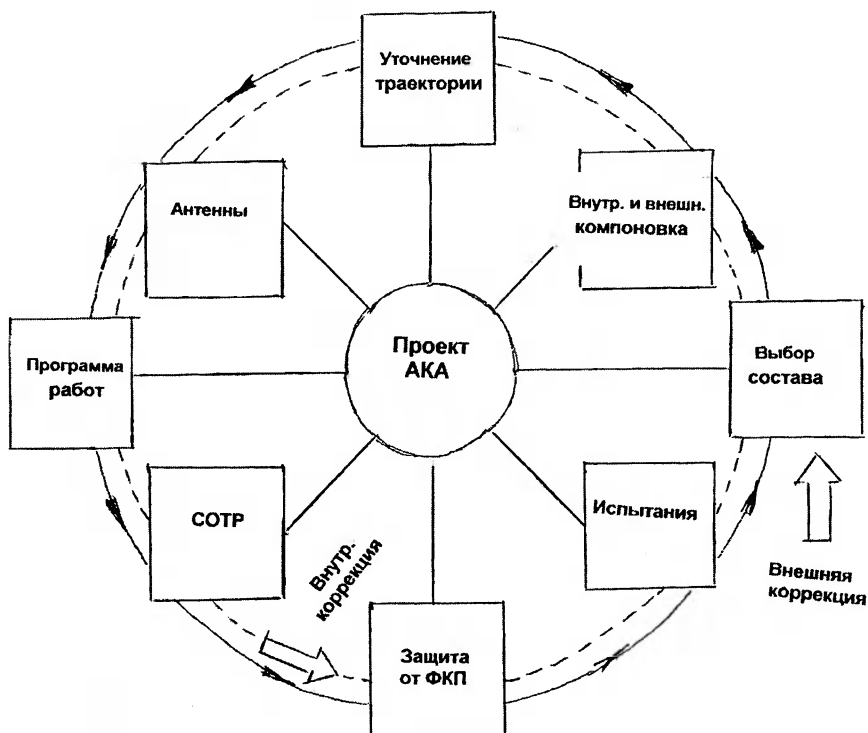


Рис. 16.1. Составляющие процесса проектирования АКА

ТЗ диктует состав КА, то есть определяет набор приборов и устройств, позволяющий выполнить ТЗ. Но уже тут возникает непростой вопрос: существует необходимая аппаратура «в металле», то есть в действительности, или её предстоит разработать заново (как говорят разработчики, «сделать из руды»)? Если существует, процесс проектирования может быть ускорен, но ждать от проекта нового качества не приходится. А «сделать из руды» долго и трудно и можно не уложиться в отведённые сроки. Компромиссы тут неизбежны.

Когда состав в первом приближении определён, конструкторы «прорисовывают» (от руки или на компьютере) внутреннюю и внешнюю компоновку, то есть размещают выбранные приборы и устройства внутри и вне ГО, чем и создают предполагаемый облик нового КА. Облик этот даёт возможность приступить к разнообразным уточняющим расчётам (механическим, прочностным, радиотехническим, тепловым и прочим). Но одновременно приходится уточнять траекторию (орбиту) аппарата, напрямую связанную с выбором ракеты-носителя, которая должна вывести аппарат на орбиту. Такое уточнение может быть сделано только вместе с ракетчиками. Без их участия не обходится и размещение на КА радиоантенн и других внешних устройств, поскольку внешняя компоновка КА ограничивается размерами обтекателя ракеты-носителя. Нельзя оснастить КА нужными антеннами и без участия тех, кто будет управлять аппаратом по радио и принимать передаваемую им информацию. А потому дух коллективного творчества – неперемнная составляющая процесса проектирования нового КА.

Тем временем группа «управленцев», то есть специалистов по управлению сложными техническими комплексами, разрабатывает программу работ нового КА, а значит, вникает в устройство всех объектов управления, устанавливаемых на аппарате, связывает их функции для наилучшего решения по-

ставленных перед КА задач и создаёт для них компьютерные программы, которые будут заложены в БЦВМ КА.

Традиционно СОТР (система обеспечения теплового режима) и системы защиты от ФКП проектируются так, чтобы с минимальной массой и минимальными габаритами, но с достаточной эффективностью по существу «вписаться» в общую компоновку КА. что не всегда просто

Многое другое при проектировании КА также не удаётся сразу. И чаще всего происходит это по причине не прекращающихся коррекций, то есть уточнений проекта, которые принято делить на внешние и внутренние. В качестве инициатора внешней коррекции может выступить заказчик проекта, главный конструктор или иное лицо, принимающее решения по проекту. А внутренние коррекции на любой стадии разработки возникают из-за ошибок разработчиков или, напротив, их неожиданных находок (творческих озарений, изобретений), способных существенно улучшить те или иные параметры проекта в целом.

Какими бы ни были уточнения и коррекции, и какой бы части «проектной карусели» они непосредственно ни касались, они заставляют всякий раз снова приводить во вращение «карусель» и переосмысливать всю конструкцию. Ибо в космическом аппарате все системы и устройства взаимно связаны. И, начав изменять одно, приходится изменять в той или иной степени и всё остальное.

Реальный срок разработки проекта нового КА, включая продолжительность его наземных испытаний, в значительной степени определяется числом коррекций проекта, или числом оборотов «проектной карусели». В советские годы иногда эта «карусель» продолжала «вращаться» вплоть до момента старта КА. И многое тут определялось внешними обстоятельствами и личностью главного конструктора.

Темперамент Королёва советским разработчикам космической техники был хорошо известен. Многие из них после смер-

ти Королёва вспоминали, как, находясь на Байконуре и будучи раздосадованным неполадками в той или иной системе уже готового к старту КА, Королёв мог пообещать: «Если к утру наша система как надо не заработает, из Казахстана в Москву я иду пешком по шпалам отправлю!» Но никого, как потом оказалось, так и не отправил.

16.2 Физико-технические связи и критерии

В начале космической эры в Истринском филиале ВНИИЭМ на основе изобретения [6] была разработана электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ) – и как стало ясно позже, это была первая подобная установка в мире, подготовленная к запуску в космос. Установка прошла многочисленные лабораторные испытания и была испытана в составе АКА «Омега»... но накануне запуска из состава «Омеги» была исключена, поскольку возникли опасения, что сильноточные импульсы, которые вырабатывал блок питания ЭРДУ, не позволят нормально функционировать радиоэлектронному оборудованию КА.

И это достаточно типичный пример того, как можно, покрывшись в «проектной карусели», в самый последний момент «слететь» на её обочину.

Примеров взаимосвязанности характеристик составляющих космического аппарата можно привести множество. Мощность химической батареи, одного из ключевых элементов системы энергоснабжения КА, определяется не только мощностью солнечных батарей (первичного энергисточника), но и мощностью радиопередатчика (потребителя электроэнергии), и продолжительностью сеансов радиосвязи, и скоростью передачи информации. Скорость передачи информации определяется мощностью радиопередатчика, коэффициентом усиления антенны, длиной радиолинии и другими её параметрами. Коэффициент усиления антенны зависит от её габаритов, а зна-

чит и массы, а также от точности ориентации КА. В то время как точность ориентации зависит от типа системы ориентации, используемых в ней датчиков и компоновки аппарата в целом. Точность системы ориентации, использующей реактивные двигатели малой тяги (РД или ЭРД), может быть повышена, если двигатели включать чаще. Но это увеличивает расход рабочего тела или электрической энергии или того и другого вместе взятых. Масса запоминающего устройства (ЗУ), установленного на борту КА, зависит от интервала между сеансами радиосвязи, который в свою очередь зависит от ёмкости химической батареи и расхода рабочего тела (или электрической энергии), обеспечивающего необходимую точность ориентации.

Перечисление можно продолжить. И уже давно теоретики космонавтики, призывая к рациональному проектированию, предлагают разделить параметры КА на системные, траекторные и программные. И ввести критерии рациональности (или оптимальности) конструкции КА, в качестве которых чаще всего предлагается минимальная масса аппарата или минимальный объём собираемой и передаваемой им информации, достаточные в то же время для решения поставленных перед аппаратом задач [2]. Однако отечественные практики космонавтики не очень-то к теоретикам прислушаются. И не потому, что не понимают необходимости рационального проектирования, а потому, что связаны сроками и внешними обстоятельствами, а значит, всякий раз собирают КА из того, что есть «под рукой».

Так что единственным критерием рационального проектирования как было, так и остаётся ТЗ. И так будет, по всей видимости, до тех пор, пока космические успехи будут измеряться не ценностью получаемой с помощью КА информации, а числом космических стартов, подводящих черту лишь под затратной частью проекта.

16.3 Особенности изготовления КА

К ним относится, прежде всего, большое число составляющих КА, то есть число систем и входящих в них агрегатов, приборов, механизмов и коммуникаций. А значит, и большое число деталей, составляющих конструкцию КА. Так, на орбитальной станции «Салют» было установлено две с половиной тысячи приборов и полторы сотни электродвигателей, а протяженность кабельной сети составляла 20 км, при этом отдельные кабели содержали до 300 проводов (жил) [39-41]. Число деталей, входящих в конструкцию КА (для различных аппаратов) находится в пределах от десятка тысяч до миллиона. Следствие этого – большой объем сборки и высокая трудоёмкость разработки технологических процессов. Если в общем машиностроении (станки, автомобили, тепловозы и т.п.) трудоёмкость сборочных работ составляет около 5% общей трудоёмкости, то в производстве КА она поднимается до 50%.

Приборы и механизмы, входящие в состав КА, отличаются сложностью конструкции и требуют осторожного обращения. Они могут быть легко повреждены при монтаже и контрольных операциях, что заставляет принимать специальные меры для обеспечения их сохранности.

При большом числе деталей к полной массе КА предъявляются исключительно жёсткие требования. Ибо превышение массы сверх номинала чревато невыполнением полётной программы. В процессе производства с высокой точностью контролируются массы не только систем, приборов и агрегатов, но и отдельных деталей.

На параметры конструкции КА, обеспечивающие её качество и надёжность, приходится обращать особое внимание. К ним относятся: положение центра масс, линии тяги реактивных двигателей, значения моментов инерции относительно главных осей инерции, герметичность гермоотсеков и чистота внутренних полостей агрегатов и систем. Координаты

центра масс приходится измерять с точностью плюс-минус 1мм и выдерживать с допуском в несколько миллиметров. Допустимое смещение центра масс от линии тяги измеряется миллиметрами. Для некоторых агрегатов, кроме статической балансировки, производят и динамическую балансировку, для чего приходится создавать специальные стенды. Утечка газа из ГО обеспечивается на уровне **одного кубического нанометра в год**. Такая герметичность достигается применением соответствующих материалов и использованием наиболее герметичных видов соединений. По существующим в космическом производстве ТУ наличие посторонних предметов внутри КА не допускается, а суммарная масса загрязнений внутри ГО не должна превышать **сотой доли грамма**.

Жёсткость конструкции КА требует особого внимания уже потому, что смещение оптической оси прибора (установленного, например, на геостационарном КА) всего на одну угловую минуту соответствует перемещению оси по земной поверхности на 10 км. В то время как большая протяжённость и малое поперечное сечение многих деталей конструкции обуславливают их малую жёсткость, которую приходится увеличивать посредством тщательно продуманной компоновки.

Основные причины деформации конструкции КА обусловлены: а) вибрационными, линейными и ударными перегрузками на этапе выведения аппарата на орбиту, б) избыточным давлением на корпус ГО после вывода на орбиту, в) температурными воздействиями.

Для противодействия остаточной деформации применяют тренировочные нагружения конструкции, осуществляемые до установки точных приборов и до проведения юстировочных работ. Избыточное давление учитывается юстировкой приборов под давлением или введением соответствующих поправок по заранее составленной программе или (после запуска КА) по необходимости с Земли.

Температурные деформации существенным образом зависят от того, как выполнена СОТР, и, конечно, от теплофизических свойств используемых материалов. В конструкциях КА предпочтение отдаётся материалам с малыми коэффициентами температурной деформации, например, углепластам.

Новые материалы, отличающиеся от традиционных высокими удельными характеристиками и способностью работать в более жёстких эксплуатационных условиях, в то же время нередко оказываются менее технологичными. А значит, требуют при выполнении соединений разработки новых технологических процессов, что также затягивает процесс изготовления КА.

Космические аппараты – изделия уникальные. Обычно они находятся в производстве 2-3 года. И за время нахождения в производстве конструкция КА продолжает совершенствоваться. А значит, к производству предъявляется требование высокой мобильности, то есть способности быстро перестроиться на выпуск изделия изменённой конструкции или на выпуск совершенно нового изделия. Требование мобильности производства диктует необходимость широкого использования универсально-сборной переналаживаемой оснастки (УСПО), включающей в себя универсально-сборные приспособления (УСП), универсально-сборные контрольно-измерительные приспособления (УСКИП), универсально-сборные пневмогидравлические элементы (УСПГЭ) и так прочее. Мобильности производства способствует расширенное применение типовых технологических процессов сборки, монтажа и испытаний, которые могут быть использованы для различных изделий.

После завершения производства и до космического старта в течение ряда лет КА могут находиться в условиях хранения. Для обеспечения длительной работоспособности в конструкциях КА используют материалы с высокой коррозионной стойкостью, не подверженные старению и с низкой испаряемостью в условиях вакуума. В случае необходимости предусматривают

дополнительную защиту от коррозии или испарения посредством нанесения специальных покрытий. Отдаётся предпочтение соединениям, которые не изменяют своих свойств с течением времени. В частности, широко используют сварку вместо пайки или склеивания.

Для повышения работоспособности в условиях длительного хранения и для контроля состояния перед запуском проводят **регулярные регламентные проверки** изделия. Проверки эти весьма трудоёмки, аппаратура для них значительно сложнее проверяемых систем, а полное и точное знание всех систем аппарата для проверяющих абсолютно необходимо.

Особо следует остановиться на монтаже бортовой кабельной сети (БКС) КА.

16.4 БКС

Если конструктивная база связывает все системы КА в единое целое механически, то БКС – электрически.

На каждом предприятии-изготовителе складываются свои технологические приёмы изготовления, монтажа и контроля БКС КА. Но все такие приёмы включают в себя следующие этапы: подготовка к монтажу, прокладка и крепление жгутов и кабелей, стыковка ШР и подключение БКС к приборам и блокам, испытание БКС, контровка и пломбирование разъёмов.

Подготовка к монтажу включает в себя проверку правильности установки приборов, блоков и элементов крепления БКС, а также контроль трассы для обнаружения элементов, мешающих прокладке БКС. Подвергается проверке сопроводительная документация, наличие пломб и бирок, отсутствие повреждений и загрязнений. Перед прокладкой жгуты и кабели рихтуют, изгибая по заданным радиусам в соответствии с конфигурацией трассы.

Монтаж жгутов и кабелей подразделяется на **предварительный и окончательный**. При предварительном монтаже

каждый кабель одним концом крепят к прибору (блоку), а затем прокладывают по заданной трассе. В процессе прокладки кабели временно крепят к корпусу КА. Незакреплённые концы жгутов и кабелей и неподключённые ШР до момента подключения подвязывают к неподвижным элементам конструкции. При предварительном монтаже проверяют соответствие проложенного жгута сборочному чертежу, достаточность длин проводов и возможность крепления наконечников металлизации.

По одному направлению может проходить несколько кабелей и жгутов. При окончательном монтаже их объединяют в единую трассу. По мере окончательного крепления средства временного крепления снимают.

Стыковка ШР и подключение БКС к приборам и блокам – одна из наиболее ответственных операций в процессе монтажа БКС. Перед её началом производят внешний осмотр жгутов (кабелей и соединений) и проверяют соответствие маркировки разъёмов на приборах и на жгутах. При наличии консервирующей смазки её удаляют. Производят очистку резьбовых и контактных частей ШР. После этого проводят предварительную стыковку и расстыковку разъёмов. Расстыкованные разъёмы осматривают для выявления деформации штырей и механических повреждений контактных частей разъёмов.

Испытания БКС проводятся: а) внешним осмотром на соответствие требованиям чертежей, ТУ на изделие и отраслевым ТУ, б) измерением величины сопротивления изоляции как между всеми электрически разобобщёнными цепями, так и между каждым проводом и корпусом ШР, в) контролем соответствия смонтированной БКС электрической схеме путём «прозвонки» или с помощью автоматизированного стенда. При электрической проверке жгутов и кабелей разъёмы подключают к технологическим жгутам-переходникам. Подключать щупы контрольных приборов к контактам ШР БКС не допускается.

Контровка разъёма производится для предотвращения отворачивания накидной гайки разъёма.

Пломбированию подлежат все разъёмы после их окончательного сочленения.

16.5 Технологический образец

В изготовлении КА могут принимать участие производственные участки и цеха различных организаций (компаний, фирм), расположенные в различных географических точках. Однако все они должны иметь лицензии на производство космической техники и должны пользоваться только лицензированными технологиями, перечень которых представляет собой предмет особой заботы главного конструктора КА.

Изготовлению рабочего (опытного) образца КА должно предшествовать изготовление технологического образца изделия, служащего в дальнейшем эталоном для всех участников производства космического аппарата.

Изменение технологии производства без согласования с главным конструктором аппарата не допускается.

16.6 Малые КА

Строго говоря, слова «малый» или «большой» применимы в технике лишь в плане сравнения. Но достаточно заглянуть в Интернет, чтобы убедиться в том, что словосочетание «малые КА» приобрело в последнее время в России характер технического термина.

МКА – ФКИ на базе платформы «Карат» пропагандируются в Интернете как малые космические аппараты для фундаментальных космических исследований. До 2015 г. в России предполагается запустить пять таких КА – с массой полезной нагрузки до 120 кг при массе платформы не более 100 кг. Государственный космический научно-производственный Центр им. Н.В. Хруничева (ГКНПЦ) для МКА прикладного назначения разрабо-

тал унифицированную космическую платформу «Яхта». В июне 2012 г. ракета-носитель «Союз – ФГ» вывела на целевую орбиту МКА – ПН1. Вместе с ним на орбиту были выведены ИСЗ «Канопус – В», Белорусский космический аппарат (БКА), немецкий «TET – 1» и канадский «ADS – 16». Все они могут быть отнесены к категории МКА, число которых в ближнем космосе в ближайшие годы, по всей видимости, будет только увеличиваться. Откуда такое внимание к МКА?

В силу разнообразия задач, решаемых КА в космосе, при рациональном проектировании всякий новый КА нуждается, и в принципе, в своём особом наборе целевой аппаратуры, предназначенной для сбора целевой информации, в своей космической платформе, то есть конструктивной базе, оснащённой функциональными системами КА, и в своей ракете-носителе. Но на этом можно настаивать лишь в том случае, если забыть, что и в СССР, и в других странах ракеты создавались изначально вовсе не для «покорения космоса», а в интересах обороны. И ракеты эти должны были быть достаточно мощными, то есть способными поднять в космос не одну-две сотни килограммов, а, как минимум, тонны. С помощью таких, не слишком рациональных с теоретической точки зрения, ракет и началось мирное (и продолжается коммерческое) освоение космоса.

Ну, а далее появились прикладные КА (связные, навигационные, метеорологические и др.). И для их выведения в космос пришлось использовать другие ракеты-носители – уже не стратегические, а тактические. Тем более, что и те, и другие в СССР производились.

Однако в 1991 г. Советского Союза не стало, а вместе с ним исчезло и созданное в СССР единое космическое «хозяйство». Производство ракет среднего класса осталось в независимой Украине, Байконур отошёл к независимому Казахстану. О рациональном проектировании снова пришлось забыть. В частности, после распада СССР в России сложилась непростая (не-

которые считают, «крайне тяжёлая») ситуация с РН, способными выводить КА на весьма привлекательную синхронно-солнечную орбиту. В то же время по международным соглашениям российские «покорители космоса» получили возможность использовать в коммерческих целях значительное число конверсионных ракет советского производства («Рокот», «Стрела», «Космос», «Днепр»), способных выводить на ССО спутники массой до 1000 кг. К тому же накопленный опыт и успехи в развитии микроэлектроники и космического материаловедения позволили значительно уменьшить массо-габаритные и энергетические характеристики ряда составляющих КА – и о рациональном проектировании вспомнили снова. На этот раз с прицелом на создание рынка космических услуг. Вследствие чего и появилась аббревиатура «МКА».

Конструкторы малых КА надеются на уменьшение стоимости космических стартов и выгодное коммерческое использование в постсоветских условиях советских космических достижений.

Не осталось в стороне от МКА и НПП ВНИИЭМ. В 1999 г. оно приступило к инициативной разработке ряда МКА для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на базе унифицированной малогабаритной космической платформы (УМКП).

При этом провозглашались такие цели: удешевить вывод КА на орбиту;

создать УМКП, обеспечивающую трёхосную ориентацию, программные повороты КА, достаточное энергопитание и современное автоматическое управление полезной нагрузкой и служебными функциями платформы; исключить из состава КА ГО, то есть разработать МКА в негерметичном исполнении; обеспечить его надёжность за счёт наземной отработки и совместить пункты управления КА с пунктами приёма и обработки информации.

Удастся ли достигнуть указанных целей, покажет будущее.

17. Испытания

Испытания блоков и систем КА и КА в целом – важнейшая составляющая его разработки. Экономия времени или средств на испытаниях чревата провалом космического проекта, предотвратить который после запуска КА сложно, если вообще возможно, а скрыть – просто невозможно.

В декабре 1994 г. Французское космическое агентство организовало на Реюньоне (остров в Индийском океане, заморская территория Франции) Международный семинар (workshop) по солнечным космическим электростанциям, на который вместе с другими российскими учёными был приглашён и один из сотрудников ВНИИЭМ. Во время посещения местного университета, в котором функционировал пункт космической связи, этот сотрудник спросил, знают ли на Реюньоне о том, что недавно Россия вывела на геосинхронную орбиту АКА «Электро». И тут же получил ответ: «Мы знаем, но он не работает». И это было действительно так, о чём вышеупомянутый сотрудник до отлёта из Москвы не успел узнать.

Вот как тот технико-драматический момент с только что выведенным на орбиту спутником описал в [8] главный конструктор «Электро» Ю.В. Трифонов: «Через два часа после вывода на орбиту мы ясно поняли, что получается только одноосная ориентация солнечных батарей спутника на Солнце, а остальные режимы ориентации, включая главный, то есть на Землю, не реализуются, так как отказали и основной, и резервный каналы датчика Земли... положение казалось отчаянным».

А возникло такое положение потому, что датчики Земли (датчики вертикали) не были в должной мере испытаны перед запуском, поскольку уже не раз побывали в космосе и считались вполне надёжными.

К чести создателей «Электро» им удалось выйти из казавшегося безвыходным положения. Трёхосная ориентация была

воссоздана на датчиках Солнца и Полярной звезды. Для чего пришлось сначала разработать (на Земле) новый алгоритм управления аппаратом и специальное программное обеспечение, а затем перепрограммировать с Земли БЦВМ находившегося на ГСО КА. Случай в истории не только российской, но и мировой космонавтики уникальный.

Всесторонние испытания КА необходимы для того, чтобы свести подобные случаи к минимуму.

17.1 ЛОИ, ПРИ, ПСИ

Отдельные системы и устройства КА и их блоки разрабатываются обычно в различных лабораториях, вовсе не обязательно входящих в состав головной организации, отвечающей за разработку КА в целом. Но разрабатываются они по согласованному и утверждённому главным конструктором ТЗ. И рано или поздно перед разработчиками встаёт вопрос о соответствии того, что у них получилось, этому самому ТЗ. Для чего и проводятся **лабораторно-отрабочные испытания (ЛОИ)**.

Они представляют собой внутрилабораторное мероприятие, призванное убедить разработчиков в том, что созданное ими изделие действительно удовлетворяет требованиям ТЗ. Одновременно ЛОИ – это тот этап разработки, который призван вскрыть ошибки и недоработки исполнителей, чтобы исправить их к следующему этапу, а именно к **предварительным испытаниям изделия (ПРИ)**.

Отличие ПРИ от ЛОИ заключается в том, что ПРИ проводятся уже не как внутрилабораторное мероприятие, а под наблюдением представителей заказчика или главного конструктора. Отметить это отличие необходимо, поскольку следующий этап испытаний, а именно **приёмо-сдаточные испытания (ПСИ)**, без указанных наблюдателей, а значит, и критиков проекта просто немыслим.

Сдача и приём разработки не означают завершения испытаний. Тот или иной блок может быть сдан разработчиком и принят заказчиком задолго до изготовления и сборки КА, на борт которого он должен быть установлен. А значит, для подтверждения его работоспособности после хранения могут потребоваться **испытания на стартовой позиции**, то есть в монтажно-испытательном комплексе космодрома, а то и непосредственно на стартовом столе РН.

Не всё можно испытать на Земле. И тогда прибегают к **лётно-космическим испытаниям (ЛКИ)**, проводимым в процессе (или после) выведения КА на орбиту посредством радиотелетрической системы.

17.2 Макеты КА

Космический аппарат – изделие дорогое. А потому при проведении многочисленных специальных проверок испытанием подвергается, как правило, не сам аппарат, собранный и укомплектованный всем необходимым согласно технологическому образцу, а его макеты, лишь в достаточной мере воспроизводящие те или иные свойства аппарата.

Различают следующие макеты КА: **габаритно-массовый макет (ГММ)**, **статическое изделие (СИ)**, **динамическое изделие (ДИ)**, **электрическое изделие (ЭИ)**, **антенное изделие (АИ)** и **тепловой макет (ТМ)**.

ГММ представляет собой механический муляж КА и воспроизводит его геометрические размеры и массы всех блоков и устройств (а значит, и центры масс, и моменты инерции относительно главных осей инерции), а по остальным параметрам может отличаться от реального КА. ГММ необходим для расчёта сил и моментов, возмущающих движение или угловое положение КА на орбите (траектории). А также реакций КА на управляющие силы и моменты, создаваемые реактивными дви-

гателями малой тяги или вращающимися массами, установленными на борту КА и являющимися исполнительными элементами его системы ориентации или системы коррекции орбиты.

СИ воспроизводит силовую схему конструкции КА и испытывается на прочность. А для определения предела прочности может нагружаться при испытаниях до разрушения макета.

Любое изделие имеет набор собственных частот колебаний, которые могут войти в резонанс с вибрациями или шумами, создаваемыми двигателями РН (при выведении КА на орбиту), что в свою очередь может привести к разрушению конструкции КА. ДИ призвано воспроизвести колебания указанных частот при испытаниях на наземном вибростенде и доказать устойчивость конструкции КА к динамическим воздействиям со стороны РН. Разрушение ДИ при испытаниях ведёт к изменению конструкции КА.

ЭИ может иметь габаритно-массовые отклонения от реальной конструкции КА, но призвано воспроизвести все электрические (и электронные) устройства, установленные на борту КА. А также всю БКС. Успешное испытание ЭИ в значительной степени приближает сборку рабочего образца КА.

АИ должно полностью соответствовать конструкции реального КА в части радиооборудования и набора используемых антенн, их геометрии и их расположения на КА. Без антенного изделия невозможно построить (определить) реальные диаграммы направленности антенн, а значит, и рассчитать характеристики радиолинии борт КА – Земля. А потому переоценить испытания АИ невозможно.

ТМ может быть лишён содержимого электронных блоков и многого другого, но должен точно воспроизводить реальный КА в части всех элементов терморегулирования. То есть поглощающих солнечное излучение и излучающих (в «чёрный космос») поверхностей, а также теплопроводных, конвективных и радиационных связей между составляющими КА.

Перечисленными макетами число необходимых «муляжей» реального КА, изготавливаемых в испытательных целях, исчерпывается не всегда. Отдельно могут проводиться наземные испытания на отделение КА от последней ступени РН и на раскрытие солнечных батарей. Значительное внимание приходится уделять вопросу транспортировки КА от места его сборки до места запуска. Ибо и в процессе перевозки конструкция КА подвергается опасности (нечаянного) разрушения.

Ну, а то, что проверить в наземных испытаниях невозможно, приходится откладывать для ЛКИ.

Риск встретиться в космосе с непредвиденным существует всегда.

17.3 Радиочастотная безэховая камера (БЭК)

Она используется для испытания АИ, то есть для определения диаграмм направленности антенн и проверки электромагнитной совместимости радиоэлектронного оборудования КА. И представляет собой замкнутый объём, стенки которого выстланы радиопоглощающим материалом (РПМ) (Рис. 17.1). Изоляция БЭК от внешних электромагнитных воздействий осуществляется обычно по известной из электротехники схеме «клетки Фарадея». Тот же самый экран предотвращает утечку радиоволн из БЭК в окружающее пространство.

РПМ призван поглощать радиоизлучение, то есть не отражать его, а «впускать» на достаточную глубину и превращать в тепло, и по своим физическим свойствам представляет собой нечто среднее между электрическим проводником и изолятором. Нередко в качестве РПМ используется вспененная резиноподобная масса, созданная из точно подобранной смеси порошков графита и железа и на жаргоне радиоинженеров называемая «болотом». Высота пирамидок, обеспечивающая максимальное поглощение радиоволн с длиной волны λ составляет около $\lambda/4$. На

Рис. 17.1 можно видеть множество пирамидок, изготовленных из кусков «болота».

Пирамидки могут временно извлекаться из стенок БЭК для размещения вместо них датчиков интенсивности радиоизлучения.

При размещении в БЭК КА (или его макета в виде АИ) металлические (электропроводящие) поверхности КА или АИ закрываются изоляционными материалами, а для удержания КА или АИ в нужном положении используются деревянные подпорки. Для снятия диаграммы направленности антенны в волновой зоне расстояние между антенной и ближайшей стенкой БЭК с поглощающими пирамидками должно существенно превышать длину излучаемой антенной волны. Имеет значение при этом и способ размещения вокруг антенны измерительного оборудования.

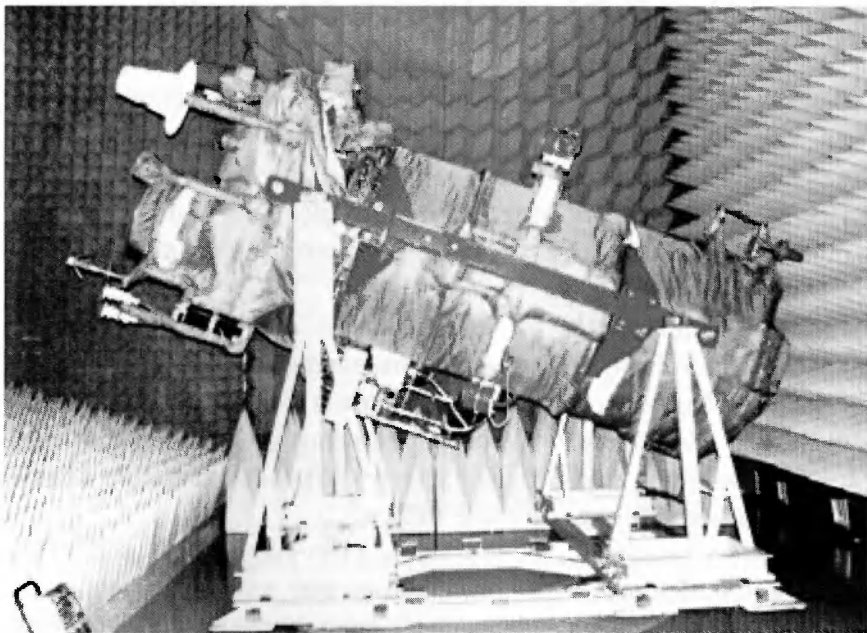


Рис. 17.1. КА «Метеор» в БЭКе

Нахождение персонала в БЭК при включённых источниках радиоизлучения не допускается. Для связи оборудования внутри и вне БЭК используют световоды, а на кабелях автономного питания (аккумуляторах) устанавливают электрические фильтры.

Стационарные современные БЭК в диапазоне частот от 1 ГГц до 40 ГГц имеют уровень беззависимости до – 40 дБ.

Экранирование от внешних воздействий в диапазоне частот от 10 кГц до 100 ГГц обеспечивает затухание электромагнитной энергии на уровне 60-120 дБ.

БЭК необходим любой организации, занятой разработкой КА.

17.4 Стенд для тепловых испытаний

Необходимость наземной испытательной камеры, моделирующей основные факторы космического пространства, была осознана в Советском Союзе в самом начале космической эры [42, 43]. Значительное внимание этой проблеме уделял и главный конструктор Королёв. Следствием чего явилось сооружение в СССР уникального вакуумного стенда объёмом более 2 тыс. м³, схема которого показана на Рис. 17.2. Теперь он принадлежит ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва».

Камера моделирует три ФКП: вакуум, солнечное излучение и «чёрный космос», но все три лишь в известной мере.

Вакуум создаётся с помощью системы механических форвакуумных и высоковакуумных диффузионных насосов и достигает 10^{-6} мм рт.ст., что соответствует плотности молекул воздуха (азота и кислорода) около $3 \cdot 10^{10}$ см⁻³.

Освещают объём камеры мощные ртутно-ксеноновые лампы, потребляющие совместно около 300 кВт электрической мощности и обладающие спектром излучения, близким к спектру солнечного света. Поскольку указанные лампы по необхо-

димости размещаются вне вакуумной камеры, для ввода света в камеру и создания равномерного поля излучения в камере используется прозрачное окно, встроенное в стенку камеры, и две системы зеркал, расположенных вне и внутри вакуумной камеры (Рис. 17.2). «Чёрный космос» моделируется жидким азотом (температура кипения – $195^{\circ}\text{C} = 78\text{ K}$), заливаемым в полость (двойной) стенки вакуумной камеры.

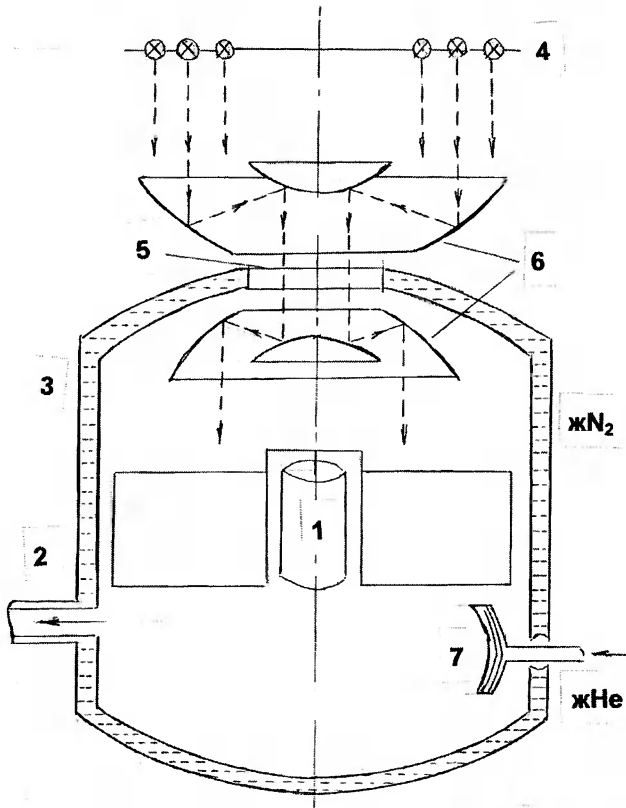


Рис. 17.2. Вакуумная камера для тепловых испытаний КА:
 1 – испытуемый КА, 2 – высоковакуумная откачка, 3 – стенка вакуумной камеры с температурой жидкого азота, 4 – ксеноновые лампы, 5 – прозрачное окно, 6 – система зеркал, обеспечивающих освещение КА, 7 – экран с температурой жидкого гелия

Указанная выше плотность остаточного газа соответствует средней длине свободного пробега молекул азота и кислорода, значительно превышающей диаметр камеры. И потому обеспечивает достаточно низкий теплообмен, возникающий за счёт молекулярного течения газа, между камерой и находящимся в нём КА (или ТМ КА). Тем не менее, эта плотность намного превышает реальную плотность космической среды.

Спектр света ксеноновых ламп достаточно хорошо совпадает с солнечным спектром в видимой области (в диапазоне длин волн 0,38-0,76 мкм), но отличается от него как в области более коротких, так и в области более длинных волн, что приходится учитывать при анализе результатов испытаний.

Вследствие того, что плотность теплового излучения пропорциональна четвёртой степени абсолютной температуры (T^4), стенка камеры с температурой жидкого азота, удовлетворительно моделируя «чёрный космос» в целом, не годится для испытания «деликатных» тепловых приборов, призванных создавать на борту КА экстремально низкие температуры (таких, например, как радиационный холодильник). Для испытания таких приборов вакуумная камера оснащена внутренним экраном, охлаждаемым жидким гелием с температурой кипения около 4 К (позиция 7 на Рис. 17.2). При испытаниях РХ последний должен «смотреть» в гелиевый экран.

Обладая объёмом, достаточным для размещения полномасштабных моделей КА, и мощным откачным оборудованием, вакуумная камера для тепловых испытаний КА позволяет также проверять герметичность ГО КА и исследовать СВА КА, выявляя при этом материалы, использование которых в конструкции КА нежелательно или недопустимо.

17.5 Последний судья

И радиочастотная БЭК, и большая вакуумная камера для тепловых испытаний являются эффективными рабочими ин-

струментами разработчиков КА. И можно привести немало примеров того, как испытания в этих камерах приводили к существенному изменению конструкции того или иного КА. Но пока нет таких камер, которые были бы способны воспроизвести абсолютно все факторы космического пространства, влияющие на работу космического аппарата. И скорее всего, не будет никогда.

Потерпела, например, неудачу попытка смоделировать в земных условиях эффект электризации высокоорбитальных КА космической плазмой. И произошло это по причине, во-первых, невозможности известными средствами создать в вакуумной камере необходимый уровень разрежения остаточной газовой среды, а во-вторых, невозможности генерировать плазму с необходимыми для такого моделирования параметрами. Да и объём области разделения электрических зарядов (дебаевская сфера) оказался нереализуемым на наземном техническом оборудовании.

Экспериментальное исследование электризации (как и многого другого) возможно только в космическом пространстве, то есть в процессе ЛКИ, остающихся последним судьёй успеха или неудачи конструкции и оборудования нового КА.

Космос и земляне

(вместо заключения)

В советские времена в славном городе Калуге ежегодно устраивались встречи, называвшиеся Научными Чтениями К.Э. Циолковского. Участвовали в них по большей части «технари», разрабатывавшие космическую технику в советских «почтовых ящиках». Но также советские космонавты, руководители «ящиков», вузовские преподаватели, так называемые философы-космисты, историки науки и просто любители всего, что так или иначе связано с космосом, коих в Советском Союзе было немало.

Чтобы отдохнуть от секретности и оживить техническую тематику, кто-то из организаторов Чтений однажды предложил предварить специальные доклады свободной дискуссией на тему «Кто же он был, этот самый К.Э. Циолковский?».

Сначала на дискуссионную трибуну поднимались лица сплошь заслуженные – находившиеся на высоких должностях, с учёными степенями и званиями и правительственными наградами. И говорили они о Циолковском, не жалея эпитетов. Но, когда комплименты в адрес Циолковского достигли своего апогея, слово было предоставлено не известной «технарям» женщине средних лет (как потом оказалось, сотруднице калужского музея Циолковского, в служебные обязанности которой входило прочтение и редактирование неизданных рукописей учёного). Поднявшись на трибуну, женщина произнесла: «Мне кажется, он был... прежде всего отшельником... и мечтателем... а мечтать о космических путешествиях в компании анахоретов разных народов и времён его заставляли неустраиваемость земной жизни и недостаток общения с современниками». И все поняли, что именно эта женщина – и только она – ответила на вопрос дискуссии по существу

Так ведь и Королёв был мечтателем! Доказательством чего, помимо существа его деятельности, может служить восклицание, приписываемое одному известному в 60-х гг. прошлого века советскому военачальнику: «Королёв работает на ТАСС, а вот Янгель – на нас!». Теперь эту фразу не каждый и поймёт. Суть её в том, что в те годы главной задачей советских ракетчиков было создание ракетно-ядерного щита СССР, а М.К. Янгель был одним из главных конструкторов боевых советских ракет. О которых – и само по себе это естественно – советские военачальники, как и советское политическое руководство, пеклись в первую очередь. Мог бы и Королёв заниматься боевыми ракетами, и многие в СССР хотели, чтобы именно ими он и занимался. Но, в отличие от военачальников, Королёв увидел исторический шанс осуществить мечту (не только Циолковского) – и пошёл за мечтой. Что же касается обвинения Королёва в самопиаре посредством ТАСС, то в те годы слова «пиар» в СССР никто и не знал, а ТАСС (Телеграфное агентство Советского Союза), сообщая о достижениях советских конструкторов, никаких имён не называло.

Относившийся к советскому Минэлектротехпрому ВНИИЭМ занялся космической тематикой потому, что его директор был приглашён Королёвым в межведомственный Совет главных конструкторов. А приглашён он был в тот совет потому, что тоже был мечтателем. О чём свидетельствуют и его дела в годы Великой Отечественной, и организация филиалов ВНИИЭМ в разных городах СССР в послевоенные годы, и его статья «Я – за романтику!», написанная и опубликованная в газете «Социалистическая индустрия» после того, как Иосифьян оставил директорский пост и, по сути, был уже просто пенсионером. В многочисленных книжных шкафах, что украшали дачу Иосифьяна в подмосковных Раздорах, стояли тома классиков естествознания, исписанные на полях заметками хозяина дачи. А на втором этаже дачи висела чёрная

школьная доска, на которой до конца дней своих, вступив в спор с очередным учёным гостем, гостеприимный хозяин писал интегралы и рисовал вихри электрического и магнитного полей. Такова была его привычка, обретенная в молодости.

Однако анахореты и мечтатели живут на Земле среди обычных людей, каждый из которых преследует свои, и не всегда космические, цели.

Вот, например, добровольное (уже постсоветское) признание ещё одного главного конструктора космической техники из того же ВНИИЭМ [8]: «Психологические аспекты, осложняющие процесс принятия решений, для меня смягчались тем, что я издавна, с молодости, не ставил и не ставлю перед собой задач на многие годы вперёд... Никогда я... не мечтал о своём отдалённом будущем и не представлял себе, как сложится жизнь и кем я в ней стану... Уже много лет на сакраментальный вопрос «как жизнь?» я отвечаю не общепринятым «ничего», а своим собственным «постепенно». Это моя суть... моё жизненное кредо, или уж, во всяком случае, мироощущение... Я был отличником, активным комсомольским общественником и, к тому же, имел «хорошую» по тем временам биографию... Высшей целью системотехники является создание большой системы, главной и единственной задачей которой является обеспечение своего собственного существования (пример – космическая станция «Мир»)).

Последняя часть признания (выделенная жирным шрифтом) особенно характерна, поскольку свидетельствует о том, что к рычагам управления советской космической отраслью (изнутри и незаметно) пришли советские прагматики, служившие не мечте, а «большой системе» и исключившие из космонавтики во имя сохранения системы и своего в ней положения «излишне смелые» идеи и проекты. Запустили станцию «Мир», утопили станцию «Мир» – технократическая система продолжала существовать и культивировать свой собственный мир.

Ожидали ли такой смены приоритетов Королёв и другие главные конструкторы его поколения, кои руководили огромными коллективами и не могли не разбираться в психологии советского социума?

Не только ожидали, но и явно опасались. Потому и спешили при жизни сделать как можно больше. Потому и создали Совет главных, дабы защитить себя и свои начинания от политиков и чиновников, а заодно и от «активных комсомольских общественников». Но не стало Королёва – перестал существовать и созданный им Совет

Кризисы начинаются не тогда, когда что-то начинается, а тогда, когда нечто существенное (хотя, возможно, и не всем заметное) заканчивается

Центральное место в материалистической философии, которую изучали все студенты советских вузов, но которая предана забвению в нынешней России, занимает раздел, называемый теорией познания, или гносеологией, а центральное место в гносеологии – вопрос об истине. Материализм трактует объективную истину как такое содержание человеческих знаний, которое не зависит от воли и желания субъекта. Истинно не то, что популярно или разделяется большинством людей, а то, что подтверждается практикой. Советские первопроходцы практического космоса стояли именно на таких философских позициях. И в значительной степени благодаря им достигали успехов.

Но и прагматизм возник не случайно.

Будучи философией самосохранения, личной выгоды, комфорта и внешнего успеха, прагматизм не мог появиться в обществе с устойчивыми религиозными или философскими воззрениями. А потому родился лишь в конце XIX в. в мультикультурном американском социуме, искавшем объединяющую социум идею. Такую идею и предложил американцам Чарльз Пирс, утверждавший, что истина есть то, «что лучше работает на нас»

[44]. Выгода и успех для Пирса и его последователей были выше прочих соображений, включая законы природы. В «лихие 90-е», когда вышедшие из подполья советские прагматики лихорадочно делили госсобственность, идея Пирса стала популярной и в России.

Не отвлекаясь на этические сравнения (хотя они здесь и напрашиваются), отметим, что прагматизм обладает немалой темпоральной притягательностью (кто же не хочет самосохранения, успеха и комфорта здесь и сейчас?). Однако стратегически он абсолютно ущербен. И дело не только в том, что успешные прагматики ради личного комфорта уже замусорили Землю и теперь замусоривают ближний космос. Американский учёный (не прагматик) Глейзер, считающийся на Западе идеологом солнечных космических электростанций, в 1991 г. говорил на симпозиуме в Париже, что не хотел бы дожить до того времени, когда высохнут трубы нефте- и газопроводов, а ядерные державы начнут драться между собой за остатки земных углеводородов.

Многие современные аналитики полагают, что такая драка уже идёт. И космос не остался от неё в стороне.

Запущенная американцами в 2007 г. экспериментальная миссия Orbital Express состояла из двух ИСЗ. Первый из них (ASTRO) имел роботизированную «руку» длиной 3,3 м. а второй – Next Star – обладал системами автономного сближения, ориентации и стыковки, позволявшими автоматически обслуживать другие КА во время полёта [45]. Когда первоначальная программа Orbital Express была завершена, её решили продлить «для отработки технологии инспектирования спутников на орбите». Спустя два года над Сибирью столкнулись два КА – российский и американский [46]. Ничего страшного при этом, в общем-то, не произошло. Но, во-первых, вероятность столкновения была настолько мала, что никакого столкновения не должно было быть. Но оно состоялось. Во-вторых, уж

коли оно состоялось (спутники столкнулись почти под прямым углом), его последствия должны были быть катастрофическими для обоих КА. Но они оказались скорее странными, чем катастрофическими. И возник вопрос: не был ли российский спутник «проинспектирован» американским? Но, если любая страна действительно начнёт самовольно inspectировать (наносить тот или иной ущерб, выводить из строя) чужие КА, не станет ли это началом новой холодной войны в околоземном пространстве?

Так ведь и со стартом «Протона-М» в июле 2013 г. было не всё так просто. Члены Счётной палаты едва ли знают, что на международном рынке космических услуг «Протон-М» (вместе с разгонным блоком «Бриз-М») целое десятилетие занимал лидирующее положение. В 2003-2012 гг. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева осуществил 84 пуска «Протонов-М», из коих лишь 30 были осуществлены с российскими полезными нагрузками, а остальные – с иностранными, в том числе с американскими [47]. Чем объясняется такой успех? А тем, что для иностранных заказчиков «Протоны» были много дешевле, чем американские водородно-кислородные ракеты. Используя пусковые услуги «Протонов», американские разработчики КА сэкономили более 11 млрд. долларов, а американские ракетчики столько же «недополучили». Успех одних обернулся неудачей других. А в таких случаях прагматики не церемонятся. Целенаправленная дискредитация «Протонов» стала неизбежной, о чём автор [47] предупреждал ФСБ России задолго до аварии на Байконуре. Но его предупреждения были проигнорированы.

В чём с прагматиками (нашими и не нашими) нельзя не согласиться, так это в оценке значения «больших систем» в техногенном мире. Созданные землянами ракетно-космические отрасли, а вместе с ними и Роскосмос, и NASA, и другие национальные космические агентства – это всерьёз и надолго. Вопрос лишь в философии, а значит и в политике этих агентств.

«Большим системам» (для того, чтобы они поменьше «инспектировали» одна другую) нужны и большие совместные задачи, и большой общественный контроль.

Какими могут быть эти задачи на ближайшие годы?

Едва ли тут уместно говорить о малых спутниках (связных, навигационных, метеорологических или научных даже с самой современной электронной начинкой). Тем более, что начинку эту в будущем, похоже, научатся не только инспектировать, но и заменять прямо на орбите. Не кажутся более «большими» и низкоорбитальные пилотируемые станции типа МКС – не потому, что они малы или не нужны, а потому, что представляют собой уже пройденный космонавтикой этап.

И «остаются» высокие земные орбиты (от ГСО до Луны) да ещё такая малость, как необъятная Вселенная.

Перспективной задачей земной астронавтики многие ныне считают полёт обитаемого МПКА на Марс. Вот и Валентина Терешкова отметила 50-летие своего космического полёта заявлением о том, что готова принять участие в марсианской экспедиции даже в том случае, если это будет экспедиция в один конец. Но стоит ли рисковать жизнью первой женщины-космонавта ради такой экспедиции? Тем более, что американский «Curiosity» передаёт с поверхности Марса совсем не плохие снимки.

«Построим базу на Луне!» – призывает в газетной статье [48] один из советников президента РКК «Энергия». И перечисляет достоинства Луны, среди которых: «уникальный испытательный полигон для ракетно-космической техники», с Луны проще достигнуть астероидов, Марса и точки Лагранжа (точки равного потенциала гравитационного поля двух масс), с Луны, вследствие отсутствия атмосферы, проще «изучать глубины Вселенной», Луна – «перспективный ресурсный объект» (в частности, богата гелием-3, необходимым для реакторов УТС). Всё, вроде бы, верно. Но достаточно ли для срочного строительства на Луне базы

землян? Например, возможность добывать на Луне и транспортировать на Землю гелий-3 обсуждалась уже на SPS 91, однако реакторов УТС пока нет, и никто не знает, когда они будут.

«Тогда, – сказал Ньютон, – отправимся в область известных астероидов между орбитами Марса и Юпитера. Там мы должны найти много интересного» (из повести К.Э. Циолковского «Вне Земли»).

Самое интересное в области, указанной Ньютоном – это столкновения астероидов, рождающие метеоритные глыбы, угрожающие гибелью земной цивилизации. И, осознавая бесконечность числа космических задач, стоящих перед землянами, почему бы на данном этапе развития человечества не прислушаться к предложению Ньютона-Циолковского?

Планетарная система предупреждения о болидной опасности вовсе не обязательно должна иметь такой состав, такую конфигурацию и такой набор целевой аппаратуры, которые показаны на Рис.6.3 и описаны в п.6.5. Но на сегодняшний день это, по-видимому, единственный реальный космический проект, способный объединить материалистических мечтателей и преуспевающих прагматиков, национальные правительства и национальные ракетно-космические «большие системы» разных стран, чтобы направить их общие усилия и возможности на охрану общего дома, имя которому: планета Земля.

Использованные справочники и публикации

1. Физика космоса, маленькая энциклопедия, главный редактор Р.А. Сюняев, издание второе, переработанное и дополненное, «Советская энциклопедия», М., 1986.
2. Г.Ю. Максимов, Теоретические основы разработки космических аппаратов, М., «Наука», ГРФМЛ, 1980.
3. Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь, Управление ориентацией космических аппаратов, М., «Наука», 1974.
4. В.Н. Васильев, Системы ориентации космических аппаратов, М., ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009.
5. И.Н. Бронштейн, К.А. Семендяев, Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов, издание переработанное, под редакцией Г.Гроше и В.Циглера, «Тойбнер», Лейпциг и «Наука», Москва, 1981, перевод с немецкого.
6. Б.А. Осадин и Ю.Ф. Тайнов, Авторское свидетельство №25155 с приоритетом 3 мая 1962 г. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Союза ССР 23 ноября 1962 г.
7. А.И. Морозов Физические основы космических электрореактивных двигателей, т.1 Элементы динамики потоков в ЭРД, М., Атомиздат, 1978.
8. Ю.В.Трифонов, Космические аппараты дистанционного зондирования Земли, М., ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2008.
9. К.Э. Циолковский, Исследование мировых пространств реактивными приборами, М., «Наука», 1967.
10. Osadin B.A., The plasma launchers for SPS, Second International Symposium SPS 91, Paris/Gif-sur-Yvette, 27 to 30 August 1991. pp. 492-496.
11. Hawke R.S., Brooks A.L., Fowler C.M. and Peterson D.R., Electromagnetic Railgun Launchers: Direct Launch Feasibility, AIAA Journal, 1982, v.20, No.7, pp.978-985.
12. Р. Фейнман, Р.Лейтон, М.Сэндс, Фейнмановские лекции по физике, т. 6, Электродинамика, «Мир», М., 1966.
13. Физический энциклопедический словарь, М., «Советская энциклопедия», 1984.
14. Инженерный справочник по космической технике, М., Воениздат, 1969.
15. М.Нагато, С.Сасаки, Й.Наруо, В.А.Ванке, Работы Института космических исследований Японии, Успехи физических наук, т.164, №6, 1994, с. 631-641.

16. Р.Граф, Электронные схемы, 1300 примеров, перевод с английского, «Мир», М., 1989.
17. А.Н. Несмеянов, Давление пара химических элементов, М., Изд-во АН СССР, 1961.
18. Таблицы физических величин, справочник под ред. академика И.К. Кикоина, М., Атомиздат, 1976.
19. А.Н.Тихонов, А.А. Самарский, Уравнения математической физики, издание четвёртое, исправленное, М., «Наука», 1972.
20. Г. Альвен, К.-Г.Фельтхаммар, Космическая электродинамика. Основные принципы, 2-е издание, перевод с английского, изд-во «Мир», М., 1967.
21. Cour-Palais B., "Meteoroid Environment Model – 1969 (Near Earth to Lunar Surface)", NASA SP-8013, March 1969.
22. Swift, H.F., "Designing Dual-Plate Meteoroid Shields – A New Analysis", Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, CA, Publ. 82-39, March 1982.
23. В. Попов, «ДТП» на орбите, «Российский космос», №3(39)'2009, с.8.
24. Mohg A., "Optimization of the Double-Walled Meteoroid Bumper System for Spacecraft", Journal of Spacecraft and Rockets, 1991, No.1, pp. 109-117.
25. А.А. Власов, Теория многих частиц, Гос. изд-во технико-теоретической литературы, Москва-Ленинград, 1950.
26. Л.А. Арцимович, С.Ю. Лукьянов, И.М. Подгорный и С.А. Чуватин, Электродинамическое ускорение ступков плазмы, Журнал экспериментальной и теоретической физики, т.33, вып.1, с.3, 1957.
27. Л.А. Арцимович, Управляемые термоядерные реакции, ГИФМЛ, М., 1961
28. Б.А. Осадин, О выделении энергии в сильнооточном вакуумном разряде, Журнал технической физики, т.35, в.7, с.1230, 1965.
29. Б.А. Осадин, К вопросу о формировании ступков в импульсных ускорителях плазмы, Журнал технической физики, т. 35, в.7, с.1327, 1965.
30. Б.А. Осадин, Ускорение эрозионной плазмы в тройном D-слое, V Всесоюзная конференция по плазменным ускорителям и ионным инжекторам, Москва, 19-22 октября 1982 г., Тезисы докладов, «Наука», М., 1982.
31. B.A. Osadin, The plasma physics drama (Outlook from Moscow), (We) can do better, <http://candobetter.net/node/1885>, posted February 24th, 2010.

32. Н. Кролл, А. Трайвелпис, Основы физики плазмы, перевод с английского, «Мир», М., 1975.
33. Langmuir I., Phys. Rev., v.33. p. 954. 1929.
34. И.Ф. Кварцхава, Н.Г. Решетняк, Н.Н. Жуков, Р.Д. Меладзе, Э.Ю. Хаутиев, О дробном режиме ускорения плазмы в электродинамических ускорителях, Журнал технической физики, т. 46, с. 974, 1976.
35. Б.А. Осадин, Г.А. Аватинян, Г.В. Иванов, В.И. Стечкин, Экспериментальное доказательство неэлектродинамического характера ускорения эрозионной плазмы в импульсных плазменных ускорителях, Теплофизика высоких температур, т.18, с. 1106, 1980.
36. С. Кузин и С. Богачёв, Рентгеновское Солнце глазами ТЕСИС, Российский космос, №6(42), 2009, с. 28.
37. Б.А.Осадин, Токамафия: от дискредитации оппонентов до глобальной монополии, История науки и техники, №4, 2010, с.2.
38. Советский энциклопедический словарь, изд-во «Советская энциклопедия», М., 1982.
39. В.С. Камалов, Производство космических аппаратов, М., «Машиностроение», 1982.
40. В.П. Мишин, Основы проектирования летательных аппаратов, М., «Машиностроение», 1985.
41. И.А. Зернов, Сборочные и монтажные работы в производстве космических аппаратов, М., «Машиностроение», 1992.
42. О.Н. Фаворский, Я.С. Каданер, Вопросы теплообмена в космосе, М., «Высшая школа», 1967.
43. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды, под ред. академика Петрова Г.И., М., «Машиностроение», 1971
44. Философский словарь, под. ред. И.Т. Фролова, издание четвёртое, М., Издательство политической литературы, 1980.
45. В Савиных, Колонка главного редактора, «Российский космос», №3(39)'2009, с.2.
46. Д.Свойский, «День святого Никогда», «Российский космос», №3(39)'2009, с.6.
47. Л.В. Бацура, Открытое письмо о судьбе ракетно-космической отрасли, «Советская Россия», 18 июля 2013 г.
48. А. Железняков, Построим базу на Луне, «Завтра», июль 2013 г., №29 (1026).

Содержание

1. От ТЗ к КД через компьютерное моделирование	5
1.1 Стадии разработки	6
1.2. Язык конструкторов.....	8
1.3. 3D визуализация	12
1.4. Трудно быть Главным.....	15
2. Попытка классификации	18
2.1 Классика небесной механики	19
2.2 Прецессия околоземных орбит.....	23
2.3 Орбиты низкие и высокие	25
2.4 Классификация по назначению	27
2.5 От 0,7 кг до 135 т.....	29
2.6 Пилотируемые, посещаемые, автоматические.....	31
2.7 Очевидное невероятное	32
3. Из чего состоят спутники.....	35
3.1 Составляющие.....	35
3.2 Характеристика составляющих	40
3.3 Требования к компоновке.....	47
3.4 Спуск бывает разным, или Что бывает, когда СК или САС не срабатывают	49
4. Ускорения, децибелы, моменты.....	52
4.1 Рокот космодрома	52
4.2 Гравитационный момент	56
4.3 Аэродинамическое воздействие	58
4.4 Момент, обусловленный магнитным полем Земли	61
4.5 Эффект светового давления	62
4.6 Допустимо ли в космосе пренебрегать малым?	64
5. Ориентация.....	66
5.1 Вокруг главных осей инерции.....	67
5.2 Орбитальная система координат и датчики.....	71
5.3 Реактивная ориентация.....	73
5.4 Электромеханическая ориентация	77
5.5 Многоуровневая ориентация.....	79

6. Химия и физика в космосе, или Циолковский продолжается	80
6.1 Три электро-космических идеи Циолковского	82
6.2 С Земли на ГСО	85
6.3 На ГСО с помощью ЭРД	86
6.4 «Полигон» для испытания СБ и ЭРД	89
6.5 Чебаркульское напоминание	91
7. Радиолиния «Земля – КА – Земля»	94
7.1 Составляющие радиолинии	94
7.2 Характеристики бортовых антенн	97
7.3 Примеры бортовых антенн	101
7.4 Фазированные антенные решётки	103
7.5 Замечание о наземном радиооборудовании	105
7.6 Отношение сигнала к шуму	106
7.7 Оптимизация массы бортового радиокомплекса	107
8. Траекторные измерения	108
8.1 Эффект Доплера	108
8.2 Фазовая радиодальнометрия	112
8.3 Частотная радиодальнометрия	113
8.4 Пример измерителя радиальной скорости	114
8.5 Пример измерителя дальности с маневром частоты	115
8.6 Пример частотного радиодальномера	117
8.7 Измерение полного набора траекторных параметров	118
9. Радиотелеметрия	120
9.1 Обобщённая функциональная схема	121
9.2 Датчики	123
9.3 ЧРК, ВРК, КРК	125
9.4 Погрешности телеизмерений	130
9.5 Возрастание погрешности как потеря информации	131
10. Часы для спутника	134
10.1 Уточнение секунды	135
10.2 Параметры бортовых часов	137
10.3 Функциональная схема	139
10.4 Сверка бортового времени	140
11. Две атмосферы	141
11.1 Характеристика герметичности	142

11.2 Водяные пары в атмосфере ГО	143
11.3 СВА.....	147
11.4 Проблема испарения в вакуум.....	149
11.5 Эффекты СВА	152
11.6 Меры предупреждения	153
12. Терморегулирование	154
12.1 Разновидности теплообмена	155
12.2 Значение различных видов теплообмена для КА	160
12.3 Плоскость и шар в космосе.....	161
12.4 Простейшая тепловая модель КА	162
12.5 Метод узлов.....	164
12.6 Радиационные элементы СТР	164
12.7 Конвекционно-теплопроводные элементы СТР	167
12.8 Элементы СТР, использующие фазовые превращения	168
13. Факторы необъятного	171
13.1 Невидимое людям Солнце.....	171
13.2 Магнит – препятствие для ветра.....	174
13.3 Две детали сложной картины	178
13.4 Ещё немного астрономии	181
13.5 Человеческий фактор.....	183
14. Проникающие лучи	186
14.1 Беккерели, кюри, рентгены, рады и бэры, грэи и зиверты.	187
14.2 Источники радиации в космосе	189
14.3 Глубина проникновения и последствия облучения	192
14.4 Защита от радиации	196
15. Коллективные свойства плазмы и электризация высокоорбитальных КА	199
15.1 Двойной электрический слой.....	202
15.2 Электризация КА космической плазмой	206
15.3 Дифференциальное заряджение	209
15.4 Защита от электризации	211
15.5 Тройной электрический слой.....	213
15.6 О пользе новорожденных	215
16. От проекта к изделию	218
16.1 Процесс, заканчивающийся началом.....	218

16.2 Физико-технические связи и критерии	222
16.3 Особенности изготовления КА	224
16.4 БКС.....	227
16.5 Технологический образец	229
16.6 Малые КА	229
17. Испытания	232
17.1 ЛОИ, ПРИ, ПСИ.....	233
17.2 Макеты КА	234
17.3 Радиочастотная безэховая камера (БЭК)	236
17.4 Стенд для тепловых испытаний	238
17.5 Последний судья	240
Космос и земляне (вместо заключения)	242
Использованные справочники и публикации	250



Об авторе

ОСАДИН Борис Алексеевич – советский физик, доктор технических наук, профессор МГИРЭА(ТУ).

В 1960 г. окончил физический факультет МГУ. Дипломную работу по физике плазмы защищал в ФИАНе

им. Лебедева. Обладатель (вместе с Ю.Ф. Тайновым) авторского свидетельства на изобретение, послужившее основой для разработки в Истринском филиале ВНИИЭМ первой в мире электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) для космических аппаратов. В последующие годы обнаружил экспериментально и обосновал теоретически эффект самопроизвольной генерации высокоскоростных сгустков плазмы (СГВСП) в импульсных плазменных ускорителях. Участвовал в разработке космических аппаратов. В частности, разработал защиту геостационарного аппарата «Электро» от электризации космической плазмой.

В 70-х гг. прошлого века Б.А.Осадин читал теоретическую физику студентам МИЭТа. После защиты докторской диссертации в МВТУ им. Баумана вёл курс «Проектирование и функциональные системы космических аппаратов» в МГИРЭА(ТУ). Одновременно работал заместителем главного редактора научно-популярного журнала Президиума РАН «Энергия: экономика, техника, экология» и выступал с публичными лекциями по актуальным научно-техническим вопросам в Политехническом музее Москвы.

В основу «Космического ликбеза» положены лекции, читавшиеся автором в МГИРЭА(ТУ).

(Идея совместить портрет Бориса Осадина с развёрткой свечения СГВСП принадлежит австралийскому учёному, модератору международного сайта <http://candobetter.net> Шейле Ньюмен).

ISBN 978-5-89392-611-8



9 785893 926118