

И.Н.БУБНОВ•А.Н.КАМАНИН



**ОБИТАЕМЫЕ
КОСМИЧЕСКИЕ
СТАНЦИИ**

НАУЧНО-ПОПУЛЯРНАЯ БИБЛИОТЕКА

И. Н. БУБНОВ, Л. Н. КАМАНИН

ОБИТАЕМЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА - 1984

ЧЕЛОВЕК В КОСМОСЕ, А ЧТО ДАЛЬШЕ?

Успехи современной космонавтики позволяют нам сегодня приоткрыть завесу будущего и заглянуть в завтрашний день науки и техники.

Предлагаемая читателю книга рассказывает о проблемах, которые необходимо решить на предстоящем этапе освоения космического пространства - при создании обитаемых космических станций на орбитах вокруг Земли. Такие станции позволят провести в космосе широкие исследования околоземного пространства, а также геофизические и астрономические наблюдения и много различных научных экспериментов. Орбитальные станции явятся как бы стартовыми площадками для запуска космических кораблей на другие планеты.

На основе изучения и критического анализа обширных материалов, опубликованных в советской и зарубежной печати, авторы рассказывают о тех трудностях, которые предстоит преодолеть ученым и инженерам при создании орбитальных станций. Читатель найдет в книге описание некоторых проектов обитаемых космических станций.

Книга рассчитана на широкий круг читателей, интересующихся перспективами освоения космического пространства.

...Развив первую космическую скорость, ракета вышла на орбиту вокруг Земли. Пассажиры вдруг почувствовали необычайную легкость - наступило состояние невесомости. В круглых иллюминаторах на сплошном черном фоне с тысячами ярких точек - звезд - появилось большое светлое пятно. Оно растет. Вот уже можно рассмотреть огромное сооружение, похожее на гигантское колесо со спицами, плывущее навстречу земному кораблю. Колесо медленно вращается. На его поверхности множество приборов и антенн. Круглые окна излучают мягкий свет.

Сделав маневр, ракета сближается с причалом, похожим на большую трубу, у самой оси колеса. Легкий толчок - и ракета «поглощена» трубой. Пассажиры корабля занимают места в кабине лифта. Кабина трогается, и ощущение невесомости постепенно исчезает. Лифт останавливается, навстречу - люди. И снова, почти как на Земле, ощущение тяжести тела. Но это не Земля, это борт **орбитальной космической станции (ОКС)**...

Еще не так давно все это могло показаться фантастикой. А ныне, когда полет человека в космос - реальность нашего времени, создание обитаемых станций в космосе стало задачей недалекого будущего.

Наш великий соотечественник К.Э.Циолковский (1857-1935 гг.) еще 60 лет тому назад писал: «Решим сначала легчайшую задачу: устроить эфирное поселение поблизости от Земли в качестве ее спутника на расстоянии 1-2 тысячи километров от ее поверхности» [1]*.

Циолковский считал, что достижение Луны и ближайших к Земле планет солнечной системы - задача нескольких поколений. Прежде всего человек должен освоить ближний космос, построить обитаемые спутники Земли. Он писал: «Движение вокруг Земли снарядов со всеми приспособлениями для существования разумных существ может служить базой для дальнейшего распространения человечества». Это были не рассуждения мечтателя-фантаста, а глубокий расчет ученого-теоретика.

Человек начал мечтать о полетах в космос на сотни лет раньше, чем сумел подняться в воздух. Люди думали о полетах на Луну и Марс, еще не предполагая о других источниках двигательной силы, кроме силы мускулов человека или животных.

Сейчас трудно установить, когда творческая фантазия человека впервые устремилась к далеким звездам. Этой волнующей теме посвящены литературные произведения разных эпох и народов, многие из них проникнуты глубокой верой в безграничные возможности человека и нередко поражают неожиданным научным предвидением.

Одному из первых рассказов о космическом путешествии уже более 1800 лет. Речь идет о занимательных «Правдивых историях» античного писателя и философа Лукиана Самосатского (около 125-192 гг.). Его героям звездоплавателям сильный ветер помог добраться до Луны за семь дней и семь ночей. Конечно, творческий ум писателей-фантастов порождал и другие проекты достижения небесных тел, например с помощью гигантской пушки. Но реальные принципы полета в космос были еще не ясны не только Лукиану, но и мечтателям десятков следующих поколений.

Сейчас уже каждый школьник знает, что единственным средством проникновения в космос является ракета. Но не все знают, что ракета - древнейшее изобретение. Ученые предполагают, что первые пороховые ракеты появились за много лет до нашей эры и использовались главным образом в военных целях, но потом они стали лишь средством развлечения на массовых праздниках и гуляниях.

Только в начале XIX века ракеты вновь приковали к себе внимание военных специалистов разных стран.

Теоретические и экспериментальные работы в области пороховых ракет того времени связаны с именами русских военных инженеров А.Д.Засядко (1779- 1837 гг.), К.И.Константинова (1817-1871 гг.) и англичанина Вильяма Конгрева (1772-1828 гг.). Разумеется, никто из них не помышлял о возможности использования ракет для космических полетов. Впрочем, интересно вспомнить, что еще известный французский писатель Сирано де Бержерак (1619-1655 гг.), человек весьма далекий от науки, в своей фантастической повести «Путешествие на Луну» (1645 г.) в качестве двигательной силы для передвижения в космосе «применил» пороховые ракеты. Это было одно из великих творческих предвидений.

Прошли сотни и сотни лет со дня изобретения первых ракет, понадобилась гигантская эволюция мысли и способностей человека, науки и техники, прежде чем мечты о полете в космические дали стали реальностью. На этом славном пути история вписала в летопись науки имена многих ученых, теоретиков и практиков разных стран и эпох.

С именем Леонардо да Винчи (1452-1519 гг.) связано зарождение теоретических и практических основ аэродинамического полета в атмосфере.

Николай Коперник (1473-1543 гг.) в своем знаменитом сочинении «Об обращениях небесных сфер» обосновал гелиоцентрическую систему мира.

Иоганн Кеплер (1571-1630 гг.) открыл законы движения небесных тел. Его труд «Гармония мира» (1619 г.) объединил теорию движения планет.

Исаак Ньютон (1643-1727 гг.) сформулировал основные законы классической механики, создав тем самым научную базу для исследования реактивного движения.

В конце XIX - начале XX века, опираясь на достижения математики, физики и механики, широко развились новые прикладные науки. Среди десятков имен выдающихся русских ученых и инженеров широко известно имя академика Я.В.Мещерского (1859-1935 гг.), автора теории движения тел переменной массы. Труды этого выдающегося ученого явились базой для современной ракетодинамики.

В воздух еще не поднялся первый самолет, когда появились первые попытки обосновать возможность применения ракеты для космических полетов. Наш русский механик-самоучка народоволец Николай Кибальчич (1854-1881 гг.), находясь в камере-одиночке, приговоренный к смертной казни, разработал «предварительную конструкцию ракетного самолета». Это было первое инженерное решение идеи космического полета. «Сила взрывов освободит человека от земного рабства, и силами взрывов человек когда-нибудь полетит к звездам», - писал Кибальчич.

Десятилетием позднее, в 1891 г., немецкий инженер Герман Гансвиндт опубликовал описание проекта ракетного космического корабля с вращающейся кабиной с целью создания в условиях невесомости искусственной силы тяжести для удобства экипажа. Проекты Кибальчича и Гансвиндта, не знавших иного ракетного двигателя, кроме порохового, были недостаточно разработаны теоретически и представляли собой лишь эскизные наброски. И только великий сын нашей земли К.Э. Циолковский впервые научно соединил смелость человеческой фантазии и мудрость научного мышления.



К.Э.ЦИОЛКОВСКИЙ

Скромное провинциальное существование, оторванность от мировой науки, отсутствие всякой поддержки официальных кругов царской России не помешали великому ученому-самоучке провести целый ряд важных исследований и сделать крупнейшие открытия в области аэродинамики, астронавтики и ракетной техники. С именем Циолковского неразрывно связано одно из величайших технических достижений начала XX века - жидкостная ракета, которая дала человечеству те могучие силы, без которых мысль о полете в космос осталась бы только мечтой.

Циолковский не только открыл для человечества ракету как средство достижения дальних миров, но и тщательно обосновал ее возможности математически. Разработав конструкцию жидкостной ракеты, к идее которой он пришел еще в 1883 г., Циолковский дал ее расчет, обосновал возможность применения различных топлив и выдвинул ценные предложения по ряду других теоретических и практических вопросов космонавтики (многоступенчатые ракеты, орбитальные космические станции и др.).

Труды Циолковского дали мощный толчок исследовательской мысли во всех странах. В 30-х годах уже десятки и сотни пытливых исследователей, объединенных в несколько астронавтических обществ, работали над развитием его идей. Понятия «ракета» и «космос» завладели десятками энергичных умов и быстро превратились из предметов мечты и фантастики в многообещающую реальность. Ф.А.Цандер, Ю.В.Кондратюк, Н.А.Рынин и многие другие в СССР, Оберт, Валье, Винклер, Пирке и Гоман в Германии, Роберт Годдард в США, Эно-Пельтри во Франции, Зандер и Нордунг в Австрии разрабатывали теорию межпланетных полетов, проектировали и строили двигатели на жидком топливе.

В СССР Ф.А.Цандер построил и испытал первые жидкостные ракетные двигатели в 1930-1932 гг. Первый пуск советской ракеты на жидком топливе был осуществлен в 1933 г.

В период второй мировой войны (1939-1945 гг.) ракетное оружие широко применялось в боевых условиях. Успешное применение ракетного оружия Советской Армией в боях против японских милитаристов и немецко-фашистских захватчиков оказалось большой неожиданностью для немецких и американских военных специалистов, претендовавших на приоритет в этой области. Еще накануне второй мировой войны правящие круги фашистской Германии все исследования немецких ракетостроителей полностью подчинили военным целям. Однако только лишь к концу войны немцам удалось наладить производство ракетного оружия. В 1944 г. они подвергли обстрелу города Англии самолетами-снарядами ФАУ-1 и баллистическими ракетами ФАУ-2.

Ракета ФАУ-2 была по тому времени значительным достижением науки и техники. Обладая максимальной дальностью полета 300 км и высотой полета 190 км, ФАУ-2 явилась той основой, на базе которой в послевоенный период начались ракетные исследования в США.

Достижения советской ракетной техники в послевоенный период получили мировое признание. В удивительно короткий срок в Советском Союзе были решены такие задачи в области ракетной техники и космонавтики, на которые во времена Циолковского отводились многие десятки лет. В 1935 г. К.Э. Циолковский, восхищенный успехами социалистического государства и прогрессом техники, заявил, что вынужден изменить свое мнение о сроках первых космических полетов. Если раньше он считал, что для осуществления их потребуются еще сотни лет, то теперь он был уверен, что первые полеты в космос совершатся не позже, чем через несколько десятилетий.

Но действительность опередила и эти сроки великого мечтателя. В год столетнего юбилея К.Э.Циолковского, 4 октября 1957 г., на орбиту был выведен первый советский искусственный спутник Земли. Это событие по праву считается началом космической эры.

Последующие годы ознаменовались выдающимися успехами в освоении космического пространства. В течение немногих лет в СССР и США было запущено несколько десятков искусственных спутников, с помощью которых были добыты новые, исключительно важные научные данные о физическом строении и о свойствах околоземного и межпланетного пространства.

Непревзойденным достижением нашего времени явились полеты трех советских космических ракет в сторону Луны (1959 г.), которые обогатили науку новыми данными. Непосредственными измерениями было установлено отсутствие вблизи Луны заметного магнитного поля и радиационных поясов. Полет третьей советской космической ракеты, обогнувшей Луну, дал возможность увидеть то, что, казалось, самой природой было скрыто навсегда от взоров людей.

Последующие запуски кораблей-спутников, в кабинах которых находились собаки и другие представители живого мира, позволили отработать космические системы жизнеобеспечения, системы ориентации спутника в пространстве, а также решить сложнейшую задачу возвращения космического корабля на Землю.

И вот наступил 1961 год, который навсегда останется в памяти всех народов и поколений.

12 апреля советский человек, коммунист, летчик-космонавт Юрий Алексеевич Гагарин в специальной герметической кабине с помощью многоступенчатой ракеты, развившей скорость около 8 км/сек, достиг высоты более 300 км и, описав круг по орбите вокруг Земли, благополучно приземлился.

Космический полет Юрия Гагарина - это великая победа человека над силами природы, огромное завоевание науки и техники, торжество человеческого разума. Этим полетом положено начало проникновению человека за пределы Земли.

Научные данные, полученные в результате полета Юрия Гагарина, позволили перейти к подготовке суточного полета в космос. 6 августа 1961 г. мощной советской ракетой на орбиту вокруг Земли был выведен новый космический корабль, пилотируемый летчиком-космонавтом Германом Степановичем Титовым. Впервые был осуществлен длительный космический полет. Герман Титов проделал в космосе путь, почти равный расстоянию от Земли до Луны и обратно. Это был крупный шаг на пути освоения космического пространства. Вслед за советскими космонавтами на орбите вокруг Земли побывали и американцы. Менее совершенные космические корабли не позволили космонавтам Соединенных Штатов Америки Дж.Гленну и С.Карпентеру сделать более трех витков вокруг Земли.

В августе 1962 г. совершилось новое выдающееся событие. На орбиту вокруг Земли были выведены корабли-спутники «Восток-3» и «Восток-4», пилотируемые советскими летчиками-космонавтами Андрияном Григорьевичем Николаевым и Павлом Романовичем Поповичем.

Многодневный, групповой полет советских космических кораблей означал новую ступень в освоении космоса. Впервые была осуществлена радиосвязь не только между космическим кораблем и Землей, но и между находившимися в полете кораблями на различных дистанциях.

Длительное пребывание человека в космосе оправдало надежды ученых на то, что в состоянии невесомости можно жить и плодотворно работать. Мировая научная общественность справедливо оценила полеты советских космонавтов как крупнейший успех советской науки и техники.

Полетами мужественных американских космонавтов У.Ширра и Г.Купера, совершивших в разное время соответственно шести- и двадцатидвукратный облет Земли, внесен существенный вклад в дело освоения космоса.

Не прошло и года со дня первого группового полета советских космонавтов, как мир узнал о новом совместном полете двух космических кораблей «Восток-5» и «Восток-6», пилотируемых летчиком-космонавтом Валерием Федоровичем Быковским и первой в мире женщиной-космонавтом - Валентиной Владимировной Терешковой.

Полет Терешковой, продолжавшийся 71 час, - замечательный пример мужества и героизма.

Весь мир воочию убедился, что женщина, воспитанная социализмом, во всех делах народа всегда рядом с мужчиной: и в самоотверженном труде, и в героическом подвиге.

Полет Быковского продолжался 119 часов. За это время он покрыл расстояние, равное 3 млн. 300 тыс. км. Поставленный в этом полете мировой рекорд дальности и продолжительности космического полета свидетельствует о неоспоримом превосходстве нашей страны перед США в области космонавтики. Как видно из табл. 1, советские космонавты в общей сложности совершили 259 оборотов вокруг Земли, а американские - только 34. Советские космонавты провели на орбите около 16 суток, а американские - немногим более двух суток. Наши космические корабли по весу более чем в три раза тяжелее американских.

Важным шагом на пути освоения космического пространства явился запуск советского маневрирующего космического аппарата «Полет-1», запущенного 1 ноября 1963 г. Эта победа советской науки и техники приблизила решение задачи управления полетом космических кораблей.

Как могло случиться, что Соединенные Штаты Америки, имевшие самую развитую в мире экономику, отстали от СССР, страны, на которую они еще не так давно смотрели свысока? Достижения Советского Союза казались чудом.

Но чудес на свете не бывает, наши успехи в освоении космоса - это доказательство преимущества советской социалистической системы над системой капиталистической.

Таблица 1

Дата запуска	Корабль	Космонавт	Страна	Кол-во оборотов вокруг Земли	Продолжительность полета	Путь, пройденный в космосе
12.04.1961	Восток	Ю.А.Гагарин	СССР	1	1,8 час	41 тыс. км
06.08.1961	Восток-2	Г.С.Титов	СССР	17	25,3 час	700 тыс. км
20.02.1962	Френдшип 7	Д.Гленн	США	3	4,9 час	125 тыс. км
24.05.1962	Аврора-7	С.Карпентер	США	3	5 час	125 тыс. км
11.08.1962	Восток-3	А.Г.Николаев	СССР	64	95 час	2,6 млн км
12.08.1962	Восток-4	П.Р.Попович	СССР	48	71 час	2 млн км
03.10.1962	Сигма-7	У.Ширра	США	6	9,2 час	250 тыс. км
15.05.1963	Фейт-7	Г.Купер	США	22	34 час	950 тыс. км
14.06.1963	Восток-5	В.Ф.Быковский	СССР	81	119 час	3,3 млн. км
16.06.1963	Восток-6	В.В.Терешкова	СССР	48	71 час	2 млн км

Социализм, по образному выражению Н.С.Хрущева, и есть та самая надежная стартовая площадка, с которой Советский Союз так успешно запускает свои космические корабли.

Итак, путь в космос открыт. Полеты обитаемых кораблей по орбитам стали доступны. Что же дальше? Конечно, теперь полеты человека на Луну и другие планеты стали близкой, почти осязаемой реальностью. Видимо, они будут осуществлены на глазах нынешнего поколения. Но это потребует длительной и напряженной исследовательской работы. Такая работа уже проводится учеными и инженерами многих стран. Об этом свидетельствуют систематические запуски в космос искусственных спутников Земли, орбитальных кораблей и межпланетных автоматических станций.

Прежде чем отправиться к другим планетам, предстоит решить еще много интересных и трудных задач на пути освоения околоземного космического пространства. Одной из

ближайших задач на этом пути будет, видимо, создание длительно действующих орбитальных космических лабораторий с научно-техническим персоналом на борту. Такие станции, вооруженные разнообразной и сложной исследовательской аппаратурой, в комплексе с автоматическими спутниками Земли будут применяться для изучения околоземного космического пространства, различных научных исследований и подготовки полетов на другие планеты.

На рис. 1 изображен один из возможных вариантов конструктивного воплощения орбитальной космической станции.

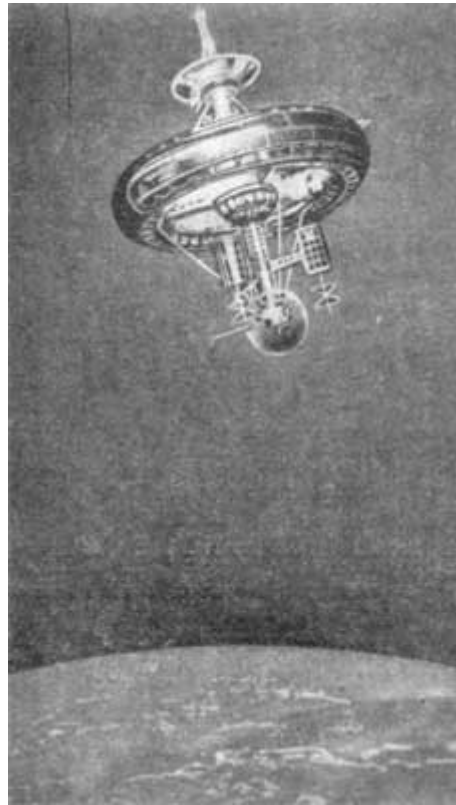


Рис. 1. Один из вариантов конструктивного решения орбитальной космической станции

Обращая внимание на реальность и перспективность длительных орбитальных полетов, перечисляя целый комплекс наиболее интересных задач для обитаемых космических станций, газета «Правда»** писала, что «орбитальные космические аппараты этого типа представляют значительный интерес как для научных исследований околоземного пространства и Земли как планеты нашей солнечной системы, так и для разрешения целого ряда прикладных задач, имеющих народнохозяйственное значение».

При проектировании и строительстве крупных ОКС с экипажем в несколько десятков человек, несомненно, возникнут трудности, преодолеть которые будет нелегко. Реализация идеи Циолковского об «эфирных поселениях» потребует разрешения сложнейших технических проблем. Вероятно, при этом будут использованы многие его предложения, например создание искусственной силы тяжести, осуществление замкнутой биологической системы обеспечения жизнедеятельности космонавтов и др.

Космос принадлежит всему миру и овладение им - поистине общемировая задача. Советские люди гордятся, что общепризнанным лидером в освоении околоземного и межпланетного пространства является наша страна, наши ученые и инженеры. Но достижения советской науки и техники, как и гениальные открытия Ньютона и Ломоносова, Резерфорда и Менделеева, Дарвина и Павлова, Циолковского и Кюри, принадлежат всему человечеству. Именно поэтому теперь, когда имеются возможности для небывалого по своим масштабам вторжения в границы непознанного, усилия ученых всех стран не должны быть разобщены.

Советское правительство первым выступило с предложением о развертывании широкого мирного сотрудничества в космических исследованиях между Советским Союзом и Соединенными Штатами Америки - ведущими «космическими» державами.

В условиях разрядки международной напряженности, достигнутой в результате подписания в Москве Договора о запрещении ядерных испытаний в атмосфере, космическом пространстве и под водой, открываются широкие возможности для международного сотрудничества в области космических исследований.

Какие же этапы предстоят на трудном, но славном пути освоения космоса? В зарубежной печати нередко встречаются самые различные прогнозы по этому поводу. Одни из них необоснованно оптимистичны, другие, наоборот, страдают известной долей пессимизма, видимо, связанного с весьма скромными успехами США в запуске тяжелых спутников Земли и обитаемых кораблей, системы которых, кстати, не отличаются надежностью.

Тем не менее, пользуясь этими прогнозами, можно представить себе примерную последовательность событий в дальнейшем освоении космоса:

1. «Мягкая» посадка на Луне автоматической станции - в 1964-65 гг.
2. Полет обитаемого корабля вокруг Луны с человеком на борту - в 1966-67 гг.
3. Создание ОКС с экипажем 3-5 человек - в 1967- 70 гг.
4. Высадка человека на Луне - в 1968-70 гг.
5. Создание крупной ОКС с экипажем 30-50 человек - в 1972-75 гг.
6. Полет к Марсу и Венере обитаемого космического корабля с возвращением на Землю - в 1975-80 гг.
7. Высадка людей на Марсе - в 1980-90 гг. Сроки эти, конечно, довольно умозрительны и лишь приблизительно отражают реальные возможности современной техники и экономики.

Нельзя забывать, что успехи советской космонавтики нередко опережают самые оптимистические планы людей, даже имеющих самое непосредственное отношение к науке и технике.

Пройдет еще немного лет, и человек уже не будет в космосе только гостем, а станет его хозяином. Пространство на многие сотни километров от поверхности нашей планеты перестанет быть необитаемым. Встречи людей вдали от Земли будут вполне обычными, как встречи в открытом море или на железнодорожном разъезде...

ДЛЯ ЧЕГО НУЖНЫ ОРБИТАЛЬНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ?

Обитаемые космические станции как искусственные спутники Земли будут двигаться по орбитам вне атмосферы Земли. В связи с этим все научные и технические задачи, которые будут решать околоземные орбитальные станции, можно условно разбить на три основные группы. К **первой группе** относятся такие задачи, при выполнении которых взоры обитателей ОКС будут направлены в сторону Земли. Имеются в виду исследования, связанные непосредственно с Землей и ее атмосферой, т.е. геофизические и метеорологические наблюдения, глобальная радио- и телесвязь, морская и воздушная навигация и т. д. Некоторые из этих исследований могут проводиться и с помощью наземных средств или исследовательских ракет и спутников с автоматической аппаратурой. Обитаемые космические станции расширят возможности и масштабы в решении этих «земных» задач. Научная космическая лаборатория сможет заменить десятки наземных обсерваторий или научных экспедиций и множество метеостанций. В некоторых случаях точные измерения, проводимые в космосе с помощью ОКС, будут значительно дешевле, чем такие же измерения, проведенные наземными средствами! Да и точность этих измерений повысится. Орбитальной научной станции могут оказаться под силу и такие технические задачи или исследовательские эксперименты, которые совершенно недоступны другим наземным средствам или исследовательским ракетам, запускаемым с Земли.

Вторая группа задач связана с использованием тех специфических условий, в которых находится орбитальная лаборатория, - глубокий вакуум и очень высокая прозрачность

окружающей среды, невесомость, интенсивная солнечная и космическая радиация. Воссоздание этих факторов на Земле даже по отдельности довольно сложно, а некоторых из них, например постоянной, динамической невесомости, просто невозможно. Космической научно-исследовательской лаборатории будет доступен весь комплекс этих факторов,

К **третьей группе** относятся задачи, которые решают спутники и ОКС, выступая в роли связующего звена между Землей и другими планетами. Двигаясь по орбите вокруг Земли, обитаемая станция сможет облегчить решение сложных проблем полета космических кораблей-путешественников и подготовки экипажей для полетов на другие планеты солнечной системы.

Рассмотрим более конкретно некоторые проблемы, которые могут интересовать ученых в ближайшем или недалеком будущем и которые могут решаться с помощью орбитальных станций.

ФИЗИКА ЗЕМЛИ И КОСМОСА

Земля - это не только поверхность и вся масса нашей планеты. Атмосфера - эта гигантская воздушная оболочка земного шара - тоже Земля. И космос вокруг нас на многие сотни и даже тысячи километров для ученых - тоже Земля. Правда, до сих пор идут споры о том, где истинная граница Земли, где граница атмосферы, где кончается околоземный космос. И споры эти едва ли кончатся скоро - ведь все зависит от тех свойств, по которым будут определять границу атмосферы. По некоторым из них, например по возможности жизнедеятельности человека, атмосфера кончается на высоте 11-12 км, по другим, например по наличию молекул воздуха, границей атмосферы считают высоту 1000 км.

Так или иначе, но одна из древнейших наук - **геофизика** - распространяет свои владения далеко за пределы наших обычных представлений о планете Земля.

Основными разделами геофизики до сих пор считались физика Земли и физика атмосферы (метеорология). Физика Земли изучает происхождение, внутреннее строение планеты и различные процессы в ее массе и на ее поверхности (землетрясения, ледниковые явления и др.).

Как известно, главной задачей **метеорологии** является краткосрочное и дальнейшее прогнозирование погоды, а в будущем - изыскание методов воздействия на атмосферные явления, т.е. управление погодой. Но с выходом человека в космос целый ряд проблем, бывших ранее предметом теоретических исследований физики Земли, выделился в самостоятельный раздел геофизики - физику космоса. С помощью ракет, искусственных спутников и космических кораблей уже сейчас ведется обширное изучение свойств околоземного космоса, в том числе различных полей Земли - гравитационного, магнитного, радиационного и др. Но это только начало. Создание орбитальных космических станций позволит значительно расширить исследовательские работы по изучению околоземного пространства и космоса. Так, например, орбитальные лаборатории позволят получить постоянно меняющуюся картину распределения температур и давлений, а также химического состава газа на различных высотах. Будут продолжаться исследование распределения электронной концентрации с высотой и изучение концентрации положительных ионов в ионосфере, магнитные измерения в различных частях околоземного пространства.

Атмосфера, изолирующая Землю от воздействия космического пространства и «дающая» нам погоду, сама по себе не является чем-то застывшим. В ней непрерывно происходят различные процессы, зависящие не только от свойств поверхности Земли, но и от явлений, происходящих в верхних слоях атмосферы и в космическом пространстве, а также от деятельности Солнца.

Для космических полетов человека особенно важно знать распределение радиационных поясов вокруг Земли и изменение интенсивности первичного космического излучения, а также корпускулярного и коротковолнового излучения Солнца, которые влияют на состав верхних

слоев атмосферы и процессы, происходящие в них. Для тех же целей необходимо постоянно исследовать потоки метеорных тел в околоземном пространстве и их состав.

До сих пор человек наблюдал за атмосферными процессами главным образом с поверхности Земли, т.е. как бы с одной стороны. Служба погоды охватывала огромные площади поверхности Земли с помощью густой сети метеорологических станций и сложной системы оповещения, обработки и передачи информации. Правда, с помощью высокогорных метеорологических станций, шаров-зондов, самолетов, а также с помощью прожекторных, звукометрических и радиометодов исследователи уже давно «заглядывают» внутрь атмосферы.

В последнее время на службу метеорологии пришли ракеты. Особенно широко исследования атмосферы с помощью ракет проводились во время Международного геофизического года (1957-1958 гг.), когда только в Советском Союзе было запущено более 100 геофизических и метеорологических ракет.

Однако геофизические ракеты не могут дать полного представления о состоянии верхних слоев атмосферы. Такая задача по плечу лишь космической технике. Космические лаборатории позволят глубоко изучить облачный покров Земли, исследовать образование и движение различных видов облаков, оценить степень покрытия ими поверхности Земли в зависимости от различных факторов, провести изучение поведения ветров на различных высотах. Здесь предстоит раскрыть еще много белых пятен, утвердить или отвергнуть многие научные гипотезы. Так, быть может, удастся проверить гипотезу, согласно которой микрометеориты и космическая пыль, постепенно оседая к поверхности Земли, играют роль центров конденсации (дождь) или кристаллизации (снег) в атмосфере.

Предельно повысить точность прогнозирования погоды - вот главная задача будущих ОКС - геофизических обсерваторий в космосе.

Каковы же методы геофизических и метеорологических исследований, которые могут быть применены на орбитальной космической станции?

Прежде всего наблюдение и фотографирование, в том числе в инфракрасных лучах земной поверхности и облачного покрова с высоты орбиты спутника. Это даст возможность обнаружить зарождение дождей, гроз, снегопадов, ураганов, бурь и т.д., а также следить за их развитием и перемещением. Накопленный опыт поможет в дальнейшем понять причины образования циклонов.

Кстати, аэрофотосъемка с борта орбитальной станции, которую можно будет назвать космофотосъемкой, позволит постоянно расширять и уточнять картографию нашей планеты. Съемка может производиться с помощью не только фототехники, но и инфракрасной аппаратуры и радиолокаторов, которые позволят преодолевать облачный покров и довольно значительную непрозрачность атмосферы. Съемки из космоса дадут возможность быстро уточнять и дополнять геофизические карты в связи с возникновением новых городов, каналов, водохранилищ, железных дорог, автострад, мостов и других искусственных сооружений. Как известно, одной из задач геодезии является точное определение размеров и расстояний на поверхности Земли. При этом обычно применяется старинный способ земных измерений - **триангуляция**. Этот метод, сущность которого сводится к построению воображаемых треугольников на поверхности Земли, довольно сложен и требует больших затрат. Космические средства могут существенно облегчить пользование этим методом, позволяя охватить всю поверхность Земли и значительно повысить точность измерений.

Главное в триангуляции - это точное знание координат, так называемых базисных линий. Измерять расстояния с помощью спутника Земли можно визированием его либо одновременно с двух базисных линий, проходящих через точки на границах измеряемого расстояния (рис. 2, а), либо независимо в разных точках орбиты (рис. 2, б). Второй метод не требует очень больших высот орбиты (до 1000 км) и позволяет вычислять расстояния с точностью в несколько раз большей, чем при одновременном фиксировании по первому методу.

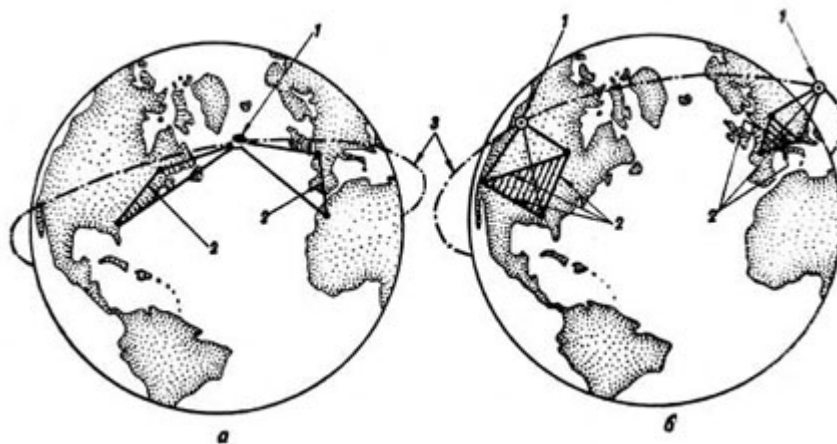


Рис. 2. Использование космической станции для триангуляции поверхности Земли: а - одновременный метод; б - орбитальный метод; 1 - положение станции на орбите; 2 - базовая линия; 3 - орбита)

Триангуляция поверхности Земли с помощью космических средств позволит получить точные расстояния между континентами и с большой точностью определить положение островов в океанах. Замеры из космоса могут дать точность измерений до 10-20 м [17], в то время как точность обычных способов всего лишь около 100 м.

Космические лаборатории окажут неоценимую услугу и геологам в изучении состава земной коры, неоднородности ее массы. Обследование гравитационных и магнитных аномалий поможет открыть новые залежи различных полезных ископаемых.

Научная космическая станция даст возможность ученым выяснить влияние на климат Земли процессов, происходящих в ледниках.

НИИ В КОСМОСЕ

Значение ОКС и тем более обитаемых станций как баз для научных исследований далеко не исчерпывается физикой Земли и космоса или метеорологией. Условия, в которых будет находиться орбитальная станция, позволят применить ее для других научных исследований.

Орбитальная станция - это прежде всего длительная невесомость, создать которую на Земле до сих пор практически не удалось, это глубокий вакуум, получение которого на Земле связано с большими трудностями, это большой перепад температур, огромная скорость движения, магнитные поля Земли и Солнца, неискаженное нижними слоями атмосферы действие космических излучений и солнечной радиации, воздействие микрометеоров и космической пыли. Воссоздание подобных факторов на Земле, особенно в комплексе, как мы уже говорили, связано с огромными, а подчас и непреодолимыми трудностями.

Сейчас еще трудно представить все достоинства ОКС как экспериментальной лаборатории для физиков. Вот лишь некоторые из ее возможностей.

На орбите легко можно получить температуру от -200°C до $+200^{\circ}\text{C}$ и притом совсем рядом, на открытой Солнцу и затененной сторонах космической станции (рядом жидкий кислород и пары воды!). Физикам понятно, что это значит. Взять хотя бы явление сверхпроводимости, изучение которого требует очень низких температур, или термоэлектрический эффект.

Верхние слои атмосферы насыщены частицами, несущимися из космоса с громадными энергиями - от нескольких миллиардов до миллиарда миллиардов электроновольт. Между тем самые крупные ускорители элементарных частиц разгоняют частицы лишь до скоростей, соответствующих нескольким десяткам миллиардов электроновольт. Снова физика. Снова космос ждет ученых.

Вакуум в космосе. Подобный ему на Земле можно получить лишь с помощью самых совершенных диффузионных и ионных вакуум-насосов, да и то в очень небольших объемах. Очевидно, что о размерах вакуумной камеры на борту ОКС говорить не приходится.

Взять хотя бы исследование взаимодействия солнечных излучений в далекой ультрафиолетовой части спектра с различными веществами. На Земле изучение этого явления ограничено размерами вакуумной трубки, в которой находится вещество. В космосе изучение этой проблемы свободно от подобных ограничений. Глубокий вакуум представляет интерес не только для физиков, но и для материаловедов. Как известно, при нормальных атмосферных условиях большинство металлов защищено с поверхности окисной пленкой, которая способствует, например, уменьшению коэффициентов трения металла по металлу. В условиях же глубокого вакуума окисная пленка не образуется и коэффициенты трения могут вырасти в несколько раз. Материаловеды могут исследовать также прочностные свойства металлов и развитие коррозии в глубоком вакууме.

Космическая лаборатория поможет проверить гипотезу о том, что в условиях космического полета, т.е. в невесомости, ускоряется рост кристаллов металлов и изменяется их структура. Это явление может быть интересно с точки зрения получения новых пьезоэлементов. Большое значение имеют и вопросы, связанные с воздействием космических излучений на материалы, интересные с точки зрения строительства будущих, космических кораблей. Как известно, такие исследования с кремнием, титаном, висмутом, магнием, никелем, железом, свинцом уже производились на американском спутнике «Дискаверер XXV».

Очень большие скорости потока, обтекающего орбитальную станцию в условиях разреженной среды и в широком диапазоне температур, открывают перспективы для экспериментаторов в области **газовой динамики и тепло обмена**. Представляет интерес, например, возможность в условиях невесомости полностью исключить явление передачи тепла свободной конвекцией и экспериментально изучить процессы кипения и конденсации паров различных веществ в условиях невесомости.

При помощи орбитальной станции успешно решается проблема использования **солнечной энергии**, 90% которой отражается или поглощается атмосферой Земли. Использованию солнечной радиации для техники и научных исследований большое значение придавал Ф.Жолио-Кюри. В частности, он предлагал использовать энергию Солнца для массового фотосинтеза материалов, содержащих углерод, с помощью других веществ, аналогично тому как это происходит с хлорофиллом зеленых растений.

В принципе такая задача вполне может решаться на борту ОКС, ибо возможности получения солнечной энергии на ней практически почти не ограничены.

ОКС будет испытывать новые типы двигателей для космических кораблей. По мнению специалистов из американского национального комитета по авиации и космическим полетам (NASA), испытания одного из таких типов двигателя, ионного, должны проводиться обязательно в условиях, близких к космическим, так как истечение струи рабочего тела такого двигателя должно происходить в глубокий вакуум. Эксперименты на орбите помогут провести техническую проверку конструкции ионного двигателя и решить целый ряд других важных проблем, например проблему радиосвязи в присутствии струи рабочего тела ионного двигателя. В иностранной печати встречаются также предложения об использовании орбитальной станции в качестве испытательного стенда для жидкостных и пороховых ракетных двигателей, предназначенных для верхних ступеней ракетносителей [17].

Широко обсуждается вопрос о проверке с помощью орбитальных тел общей теории относительности.

Создание ОКС откроет большие перспективы и перед биологами. Проникнув в космос, они смогут полнее изучить влияние космической среды на живые организмы, в частности воздействие таких факторов, как ионизирующая радиация, невесомость, низкое атмосферное давление, колебания температуры, электромагнитные поля, необычный состав атмосферы. Важно изучить вопросы, связанные с приспособляемостью человека к тем условиям космического полета, которые нельзя устранить. Возможно, что удастся поставить опыты по определению генетических последствий первичной космической радиации и невесомости.

Биологов интересуют также проблемы существования за пределами Земли живых организмов, с которыми непосредственно связаны проблемы происхождения жизни и ее эволюции во Вселенной. Их разрешению помогут исследования в области органической химии, например химический анализ метеоров, спектроскопический анализ органических

будет зависеть ни от погоды, ни от движения воздушных масс. Наблюдения окажутся возможными почти во всем спектре электромагнитных излучений. Да и разрешающая способность обычных астрономических приборов за пределами атмосферы заметно повысится. С помощью обычного небольшого телескопа с высоты нескольких сот километров можно будет получить фотоснимки звезд и планет более четкие, чем с Земли с помощью громадного двухсотдюймового телескопа Паломарской обсерватории (США).

Вот почему взоры астрономов обращены в космос. Создание ОКС откроет для них огромные перспективы. Не только астрономы, но и астрофизики получают отличные условия для своих исследований. Уже первые спутники Земли дали астрофизикам новых сведений больше, чем их было получено за все предыдущие столетия.

Детальное изучение поверхности и структуры Солнца, Луны, Марса, Венеры, Юпитера и других планет, изучение происхождения солнечной системы, зарождения и развития галактики, происхождения и эволюции жизни на Земле - вот те проблемы, решить которые можно, лишь преодолев сопротивление атмосферы и выйдя на просторы космического пространства.

Астрономов-космонавтов ждет множество интересных исследований.

Солнце, как известно, подобно всем звездам, является почти сферической массой газа. Визуально наблюдая или фотографируя Солнце в широком диапазоне длин волн, можно видеть отчетливо очерченный диск с небольшими потемнениями - солнечными пятнами на поверхности. В области пятен температура значительно ниже и наблюдаются сильные магнитные поля.

Непосредственно с солнечными пятнами связаны явления возмущения в атмосфере Солнца, так называемые вспышки, на Солнце. Обитаемые космические станции позволят глубже изучить ультрафиолетовое и инфракрасное излучения вспышек и установить наличие тех или иных химических элементов на Солнце, о присутствии которых пока можно лишь предполагать.

Уже после запуска первых ракет и спутников, снабженных приборами для наблюдения за звездами и ночным небом, была зарегистрирована резко изменчивая радиация Солнца в ультрафиолетовой части спектра. Космические телескопы с линзами из фтористого лития (более прозрачные для ультрафиолетовых лучей, чем обычные линзы) позволят полнее изучить это явление. Не исключено, что и в других, пока еще недоступных областях солнечного спектра, будут открыты неожиданные явления, исследование которых с Земли невозможно. Точное прогнозирование вспышек на Солнце имеет большое значение, в частности, для обеспечения безопасности космических полетов.

Наблюдая планеты с борта ОКС, можно будет разглядеть многие детали на их поверхности, и в частности понять природу «каналов» **Марса**. Наблюдения в инфракрасном спектре расширят знания о поверхности и атмосфере планет. Изучение химического состава планет позволит проверить гипотезы о происхождении солнечной системы. Спектроскопические наблюдения Венеры и Марса должны дать ответ на вопрос, есть ли кислород и водяные пары в атмосфере этих планет.

Далекие звезды все еще таят много загадок для астрономов. Например, не все звезды имеют одинаковую температуру. Одни горячее, другие холоднее. Лишь часть электромагнитного излучения звезд можно наблюдать сквозь «фильтр» атмосферы. Некоторые звезды обладают странной переменностью своего светового излучения. Переменные, «вспыхивающие» звезды то ярко загораются, то меркнут, причем это происходит в течение нескольких минут, что удивительно мало для таких больших тел.

Обитатели астрообсерватории смогут уточнить расстояния до звезд и при помощи телескопа, чувствительного к гамма-радиации, попытаются раскрыть происхождение космических лучей.

Космическое межзвездное пространство далеко от абсолютной пустоты, в нем есть атомы, главным образом водорода, а также частицы космической пыли. Зерна пыли, несмотря на их чрезвычайную разреженность, появляются в таких больших объемах, что существенно затеняют свет от звезд. Изучение межзвездного вещества будет проводиться с помощью спектроскопических наблюдений в области ультрафиолетовых лучей.

Вполне возможно, что с помощью этих же наблюдений удастся обнаружить чрезвычайно удаленные галактики. Быть может, астрономическая ОКС ответит на вопросы, существуют ли планеты вокруг других звезд и насколько удаленные галактики и наша галактика идентичны.

Радиоастрономические исследования будут посвящены прежде всего изучению Солнца и ближайших планет, а затем уже межзвездного и межгалактического вещества. Для этого потребуется освоить радиоволны длиной менее 1 см, которые позволят детальнее исследовать атмосферу Солнца и планет, а также определить плотность и химический состав межзвездного вещества. Величина концентрации электронов в верхних слоях атмосферы, знание которой важно для решения проблемы происхождения магнитного поля Земли, может быть также уточнена специальными радиоастрономическими наблюдениями.

Помимо чисто научного значения, радиоастрономические исследования с борта орбитальной обсерватории будут иметь и большую практическую ценность, так как дадут новые сведения о характере распространения радиоволн различной длины в межпланетном пространстве, а это очень важно для разработки систем связи с будущими космическими кораблями.

РАДИОРЕТРАНСЛЯТОРЫ НА ОРБИТЕ

Разве можем мы быть полностью удовлетворены современным состоянием радиосвязи и особенно телевидения? Слишком уж от многих факторов зависит качество приема радиопередач. Это не только мощность радиостанций и чувствительность приемников. Это и время суток, и погода, и состояние верхних слоев атмосферы. Кроме того, это различные искусственные помехи приему - радиотехнические и промышленные. И конечно же, расстояние до станции - источника радиосигналов.

До обидного мал радиус действия телецентров - передачу самых крупных телестудий смотрят лишь в радиусе не больше 100 - 150 км. Объясняется это тем, что для телевидения выбран самый плохой с точки зрения дальнего распространения диапазон длин волн - УКВ, которые распространяются лишь на расстоянии прямой «видимости» передающей антенны. Но этот выбор был вынужденным, поскольку для телевидения необходим особый характер передающих волн - спектр частот, излучаемых телевизионным передатчиком, должен быть достаточно велик, а это достигается лишь уменьшением длины волн.

Попытки проведения кабельных линий с целью увеличения качества и дальности радио- и телепередач пока не дают хороших результатов из-за сильного затухания сигналов. Приходится на каждые 6 - 8 км кабеля ставить промежуточные усилители и на каждые 100 км - усилительный пункт с источником питания. Да и проводная связь не в состоянии охватить все уголки земного шара и обеспечить многоканальные передачи между любыми двумя точками.

В последнее время увеличение дальности телеприема и получение более качественной радиотелефонной связи достигается сооружением радиорелейных линий. Радиорелейная связь работает обычно в сантиметровом диапазоне волн, что еще больше увеличивает полосу частот. Очевидно, что дальность распространения таких волн также невелика, поэтому высокие башни - **ретрансляторы** с рупорными антеннами наверху и усилителями приходится строить на небольшом расстоянии друг от друга. Правда, мощность ретрансляторов составляет всего лишь несколько ватт при мощности передатчика телецентра в несколько киловатт.

Однако и радиорелейные линии едва ли смогут разрешить проблемы всемирной связи. Решение этой задачи под силу лишь искусственным спутникам Земли и орбитальным космическим станциям.

Вообще говоря, искусственный спутник Земли может выполнять роль **пассивного** отражателя радиосигналов без их усиления. Для такой цели предназначен, например, американский спутник «Эхо». Такая схема, имея ряд преимуществ, в общем оказывается невыгодной из-за ослабления сигнала, приходящего на Землю. Поэтому будущее принадлежит

активным космическим ретрансляторам, которые, воспринимая земные радиосигналы, смогут усиливать их и посылать обратно на Землю.

Спутник, запущенный на большую высоту, может быть оборудован средствами приема, усиления и передачи на Землю радиосигналов большой мощности, так как проблема источника энергопитания на такой станции может быть надежно решена с помощью преобразования солнечной энергии или же атомных электростанций.

Система всемирной радио- и телесвязи может быть создана в виде трех активных космических спутников-ретрансляторов, вращающихся одновременно по одной, например экваториальной, круговой орбите, но непременно имеющей высоту 35 800 км. Почему именно на этой высоте? Как показывают несложные расчеты, для получения замкнутой круговой орбиты на такой высоте скорость вращения спутника вокруг Земли должна быть равной 3072 м/сек, т.е. период обращения вокруг Земли составит 24 час. А это значит, что спутник как бы повиснет над какой-то точкой земного шара, что и требуется для удобства ретрансляции. Такие ретрансляторы называются **стационарными**. Хотя они будут иметь некоторое смещение относительно поверхности Земли, вызванное неравномерностью ее гравитационного поля, но смещение это будет одинаковым для всех трех ретрансляторов и особого значения не имеет. Антеннам наземных передатчиков не придется следить за спутником-ретранслятором. Направление излучения и расстояния между источником и ретранслятором и между ретранслятором и приемными станциями будут практически неизменными. Три таких «неподвижных» космических тела обеспечат полное перекрытие поверхности Земли (рис. 4). Останется «незакрытой» лишь около 2% поверхности Земли в районе полюсов.

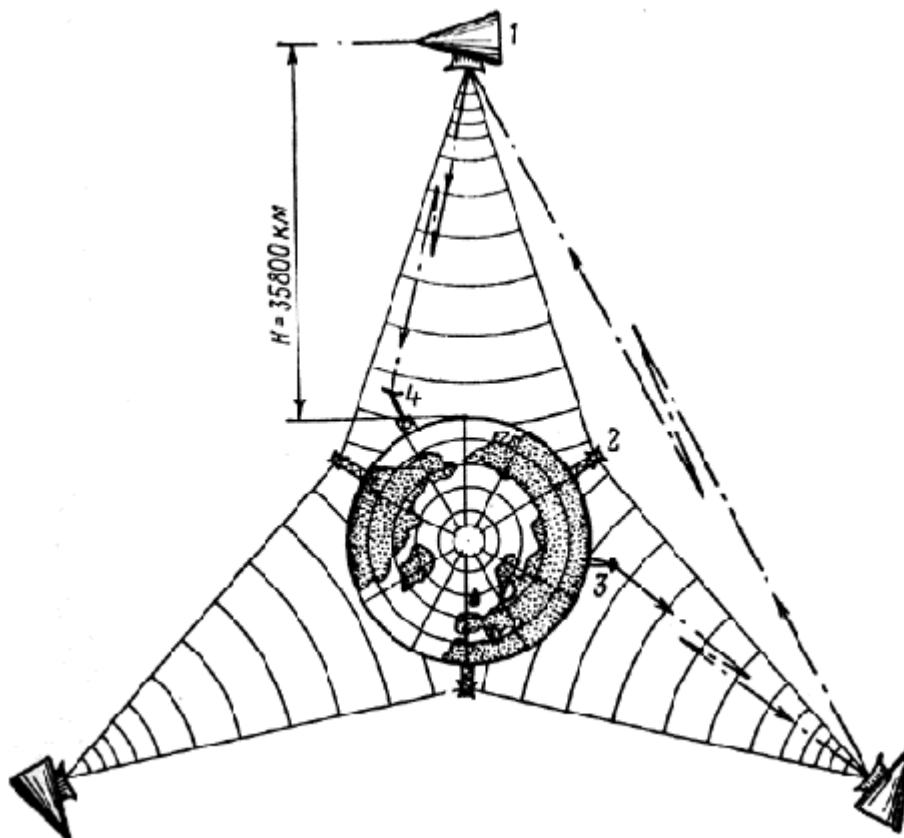


Рис. 4. Схема организации всемирной радиосвязи:

1 - стационарный спутник Земли; 2 - распределительная станция; 3 - передатчик; 4 - приемник

В поле зрения одного ретранслятора сигналы будут передаваться только с его помощью. Передача на большие расстояния будет осуществляться через два ретранслятора. Предлагают и другой метод, когда сигнал между ретрансляторами будет «касаться» Земли и усиливаться наземной станцией, но тогда потребуется строительство еще трех релейных станций на Земле.

Проблемы «транскосмической» связи на этом не заканчиваются. Придется подумать и о преодолении различных помех для качественной радиосвязи, возникающих в космосе. Одной из них является так называемый **фединг Фарадея** - длительные «замирания» радиоволн при прохождении ионосферы и магнитного поля Земли, связанные с неравномерностью ионизированной среды в околоземном пространстве, приводящей к отклонению радиоволн.

Правда, на некоторых, вполне определенных частотах излучаемых сигналов эти «замирания» почти незаметны. Вообще, по целому ряду причин выбор частоты космической ретрансляции очень важен. Если учесть, например, что лишь на частотах свыше 100 мгц почти не существует ионосферных и искусственных помех, то станут очевидными преимущества высоких частот. Эти и некоторые другие соображения приводят к выводу, что рабочие частоты для всемирной системы радио- и телесвязи должны находиться в диапазоне 1000-10000 мгц, т.е. передачи должны идти на дециметровых и даже сантиметровых волнах.

Существуют и другие помехи распространению УКВ в пространстве. Например, при создании космических ретрансляторов необходимо учесть, что в определенные дни года, когда Земля, ретранслятор и Солнце будут находиться на одной прямой, возникнут сильные помехи приему наземными станциями сигналов из космоса. Подсчитано, что для системы всемирной связи такие помехи будут возникать дважды в год в течение 8 дней каждый раз продолжительностью 12 мин, в течение которых радиосвязь будет затруднена [22].

Идея создания системы из трех стационарных спутников на высоте почти 36 тыс. км вполне осуществима, но технически довольно сложна. Поэтому разрабатываются системы всемирной и трансконтинентальной связи с помощью искусственных спутников, вращающихся на меньших высотах. Разумеется, при этом потребуются более чем три ретранслятора. Их будет тем больше, чем меньше высота орбиты. И конечно, с такими системами будет очень трудно добиться постоянной и надежной всемирной связи.

Спутник Земли может выполнять и другие задачи, связанные с ретрансляцией радиосигналов. Например, **спутник-навигатор** окажет помощь мореплавателям, авиационным штурманам и путешественникам в определении их местоположения. Станция, излучающая специальный радиосигнал, будет надежным, хотя и пассивным помощником при ориентировке. Данные о точном местоположении станции-навигатора будут периодически выработываться на Земле с последующей засылкой на борт спутника и на ориентируемые объекты. Но космическая станция может иметь и активные средства навигации (например, инерциальные, радиоастрономические или доплеровские), которые по запросу будут сами точно определять и сообщать свои координаты, а в будущем - координаты и истинный курс ориентируемого корабля или самолета, а также метеообстановку.

ЗЕМЛЯ - МАРС С ПЕРЕСАДКОЙ

12 февраля 1961 г. в Советском Союзе был дан старт первой межпланетной станции, отправившейся в сторону Венеры. В сообщении ТАСС указывалось, что выведение станции на межпланетную траекторию было осуществлено управляемой космической ракетой, стартовавшей с тяжелого спутника Земли.

1 ноября 1962 г. впервые осуществлен запуск советского межпланетного аппарата «Марс-1».

Последняя ступень усовершенствованной ракеты-носителя также вывела на промежуточную орбиту тяжелый искусственный спутник Земли, с борта которого была запущена космическая ракета на траекторию движения к планете Марс. Промежуточная орбита используется главным образом для уточнения места и времени старта межпланетного корабля по параметрам этой орбиты. Но использование спутника Земли как **промежуточной станции** для полета на другие планеты в ближайшем будущем может иметь значительно более глубокий смысл.

Несмотря на бурное развитие ракетной техники, полет космического корабля с экипажем не только на другие планеты, но, может быть, даже и на Луну в течение еще многих лет будет трудно осуществить непосредственно с поверхности Земли. Осуществление таких полетов

потребуется огромных ракет-ускорителей, мощности, размеры и стартовые веса которых трудно даже представить. В проведенных иностранными специалистами расчетах потребный вес полезной нагрузки лунного корабля с экипажем из трех человек и общей продолжительностью полета 10 суток оценивается с учетом радиационной защиты в 10,5 т (без учета веса двигателей и топлива). Для запуска с Земли такого космического корабля при современном уровне техники потребовалась бы многоступенчатая ракета со стартовым весом около 3200 т. И хотя принципиально нет ничего невозможного в постройке такой ракеты (известно, что в США уже приступили к проектированию носителей такого типа), трудно все-таки представить себе старт подобного сооружения.

Как же расходуется вес ракеты при полете к Луне? Оказавшись на околоземной орбите (т.е. развив скорость около 8 км/сек), лунная ракета имела бы уже вес около 180 т. По земным масштабам - это ракета обычных размеров.

Значит, все дело в том, чтобы «забросить» на орбиту такую ракету и на ней стартовать к Луне. А возможность для этого в ближайшие годы только одна - поднять на орбиту ракету по частям и собрать из них там лунный корабль. Для этого потребуется, например, 30 орбитальных ракет с полезной нагрузкой 6 т (такие ракеты уже запускались на орбиту в СССР). Это уже вполне реальный путь решения проблемы, тем более что полезная нагрузка орбитальных ракет может быть значительно большей.

В американской печати уже были сообщения о разработке ракеты «Сатурн» С-1В с полезной орбитальной нагрузкой 14 т при стартовом весе 570 т. Таких ракет потребовалось бы уже только 13. Но ведь это только лунный корабль. А для полета на Марс стартовый вес может оказаться в 10-15 раз больше, чем для полета на Луну. Таким образом, полет с помощью сборки кораблей на орбите может оказаться единственным средством будущих межпланетных сообщений.

Почему же старт с орбиты дает такие большие преимущества? Ведь несколько сот или даже тысяч километров от Земли до орбиты ничто по сравнению с расстоянием до Марса. Дело в том, что мощность многоступенчатой ракеты, стартующей с Земли, расходуется на траектории полета неравномерно. Покажем это.

Суммарные затраты энергии космического корабля оцениваются обычно суммой абсолютных величин всех скоростей, которые должна развить ракета на различных этапах полета. Эта сумма называется **характеристической скоростью**.

При полете на Луну требуется развить сначала скорость 11,2 км/сек. При подходе к Луне скорость корабля уменьшится до 2,7 км/сек. Для плавной посадки на поверхность Луны потребуется тормозной импульс, чтобы уменьшить эту скорость до нуля, т.е. как бы развить отрицательную скорость. Ту же по величине скорость (2,7 км/сек) нужно будет получить при старте с Луны в сторону Земли.

Далее. При подходе к Земле необходимо погасить хотя бы часть скорости из тех 11,2 км/сек, до которых разгонится ракета на траектории Луна-Земля. Почему часть? Потому что спускаться на Землю с высоты нескольких сот километров можно уже без затрат энергии - аэродинамически, используя торможение в атмосфере. Но погасить скорость от второй космической до первой космической (орбитальной) на 3,3 км/сек необходимо. Ко всем этим затратам энергии нужно добавить неизбежные потери на преодоление сопротивления атмосферы и гравитационного поля Земли при взлете (ведь 7,9 км/сек - это орбитальная скорость на уровне моря) и на небольшую корректировку на траектории полета. Кроме того, нужно иметь некоторый запас энергии на непредвиденные обстоятельства.

Если теперь все эти затраты энергии выразить в соответствующих им потребных скоростях, то характеристическая скорость для полета на Луну и обратно составит около 22 км/сек. Для полета на Марс суммарная скорость будет более 30 км/сек. А современные ракетные системы на химическом топливе и в перспективе едва ли дадут нам значения характеристических скоростей выше 15 км/сек [13]. Но нетрудно увидеть, что почти половина лунной характеристической скорости тратится на достижение орбитальной скорости (7,9 км/сек плюс потери). А каждый километр скорости - это вес топлива, стартовый вес ракеты. На этапе выхода на орбиту, таким образом, реализуется преобладающая доля начального веса ракеты.

Теперь понятно, почему стартовать с орбиты удобнее: вес корабля значительно меньше, а потребная характеристическая скорость для полета к Луне и обратно меньше в два раза, чем при полете с Земли. А применение нескольких более легких ракетных кораблей реальнее строительства одной ракеты со стартовым весом в тысячи тонн. Такой путь значительно облегчает достижение далеких небесных тел.

В известной мере грузоподъемность ракет может быть увеличена за счет применения ядерных двигателей, но едва ли и это разрешит рассматриваемую проблему, так как появятся новые технические трудности.

Здесь выявляются новые и довольно важные возможности использования орбитальных станции. Полет на Луну или Марс небольших ракет может осуществляться с пополнением запасов топлива на орбите. Израсходовав все свое топливо при выходе на промежуточную орбиту, ракета сможет вновь пополнить запасы топлива с борта ОКС, куда оно будет заблаговременно доставлено транспортными ракетами.

Орбитальная космическая станция будет также местом сборки и оснащения межпланетных кораблей, развертывания и трансформации их оборудования. Напомним, что межпланетные станции, стартовавшие на Венеру и Марс, имеют конструкцию, свободную от обтекателей, термозащитных кожухов, оболочек и аэродинамических плоскостей. Все это обусловлено работой их в условиях, где отсутствует атмосферное сопротивление. В данном случае забота конструкторов станции сводилась в основном к обеспечению нормальной работы аппаратуры и агрегатов в развернутом состоянии в условиях полета. Эти преимущества могли быть реализованы с еще большим успехом, если бы космический корабль собирался полностью на орбите, в отличие от указанных станций, которые доставлялись на орбиту с Земли целиком с компактно сложенным оборудованием и антеннами.

Конструкция межпланетного корабля, собираемого из элементов на орбите, будет учитывать множество чисто специфических факторов космического полета. Условия пребывания в межпланетном пространстве значительно отличаются от условий вывода на орбиту по перегрузкам, температурам, вибрациям и пр. Конструкция межпланетного корабля может иметь любые выгодные в полете формы отдельных узлов, например шарообразные баки, имеющие, как известно, минимальный вес при максимальном объеме (рис. 5).

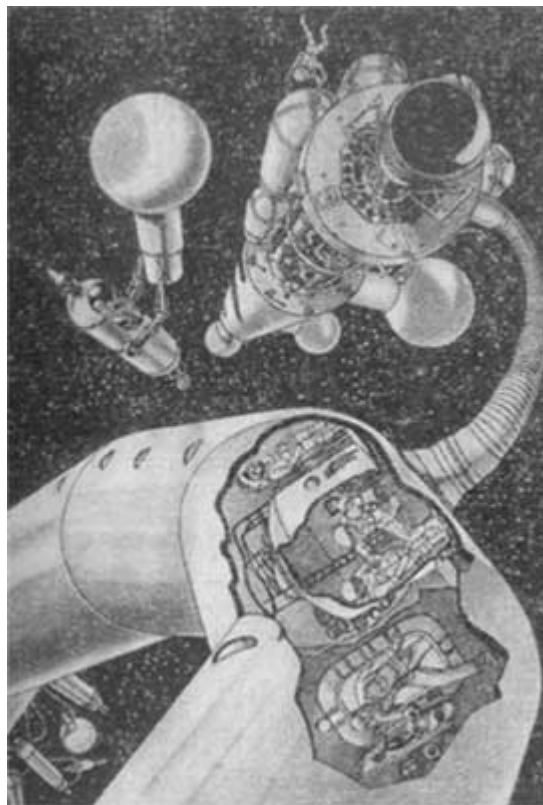


Рис. 5. Орбитальная космическая станция, космический корабль и астробуксир, участвующий в монтаже корабля

Некоторые элементы конструкции межпланетного корабля будет трудно или даже невозможно доставить с Земли сразу на траекторию межпланетного полета. Могут потребоваться, например, огромные тонкие плоскости радиационных теплообменников, или может оказаться так, что габариты и вес сложного научно-экспериментального оборудования или же элементов самой конструкции летательного аппарата не позволят доставить их на орбиту в собранном виде. В этих случаях проще будет монтировать их на орбите на борту ОКС.

Если межпланетный корабль будет обладать ядерной или термоядерной силовой установкой, то сборка и запуск ее за пределами атмосферы будут значительно безопаснее - там понадобятся лишь небольшие экраны для обслуживающего персонала.

На орбитальной станции смогут проходить подготовку и «акклиматизацию» члены экипажей межпланетных кораблей.

Так как многие из планет имеют свою атмосферу, конструкция межпланетного корабля может нести на себе специальный корабль «приземления», рассчитанный на аэродинамическое сопротивление планетной атмосферы при посадке. Этот же корабль может использоваться для посадки экипажа на Землю после возвращения межпланетного корабля на орбиту спутника Земли.

АВТОМАТИКА ИЛИ ЧЕЛОВЕК ПЛЮС АВТОМАТИКА?

Вероятно, теперь никто не сомневается в том, что человек должен был проникнуть в космос, окинуть взором нашу Землю с высоты орбитального полета и привезти нам свои непосредственные впечатления. Думается, нет сомневающихся и в том, что человек должен побывать на далеких планетах нашей солнечной системы, должен попытаться достигнуть других звездных миров.

Еще 6-7 лет тому назад посылка человека в космический полет казалась мечтой. Тогда еще не было технической основы для таких полетов - полезная нагрузка ракет-носителей была слишком мала. Но мощных ракетных двигателей еще недостаточно для того, чтобы отправить в космос самый ценный груз - человека. Необходимо создать работоспособные и надежные системы, обеспечивающие жизнедеятельность и безопасность человека на всех стадиях полета - во время взлета, на орбите и при возвращении на Землю. Сейчас эти сложные технические проблемы успешно решены для относительно кратковременных орбитальных полетов.

Технический прогресс последних лет, с одной стороны, позволил поставить и успешно решить в космосе большое число научно-исследовательских и технических задач с помощью автоматических средств, а с другой стороны, сделал возможным полеты обитаемых космических кораблей.

И вот здесь-то мы подходим к вопросу, весьма важному в проблеме создания научных космических станций на орбитах вокруг Земли.

Должны ли быть орбитальные станции **обитаемыми**? Или, может быть, удастся обойтись без непосредственного участия человека в космических исследованиях и его полностью заменит **автоматика**? Эти вопросы не случайны. Они объясняются бурным развитием автоматике и телемеханики, совершенствованием систем автоматического регулирования средств управления и телеметрии, революцией в радио- и телевизионной технике, связанной с распространением полупроводников, прогрессом в области программных и счетно-решающих устройств и созданием новых миниатюрных источников энергии. Как несколько десятков лет назад возникла дилемма «машина или человек плюс машина?», так и сегодня обсуждается вопрос «автоматика или человек плюс автоматика?».

Нужно сказать, что у противников обитаемых космических станций, сторонников «чистой» автоматике, имеются серьезные доводы. Они считают, во-первых, что научные исследования, например геофизические, могут с успехом осуществляться (и уже широко осуществляются) с помощью автоматических искусственных спутников Земли, которые зарекомендовали себя как надежное средство научных исследований в космосе. С дальнейшим развитием

автоматических средств наблюдения и телеметрии можно будет проводить еще более сложные исследования без непосредственного участия человека.

Второй важный довод сторонников замены человека автоматикой - это сложность обеспечения безопасности человека в условиях интенсивной радиации околоземного пространства (как известно, полеты советских и американских космонавтов по орбите проходили на высотах не выше 350 км), что затрудняет возможность длительного пребывания человека на большой высоте.

Высказываются мнения, что по соображениям безопасности присутствие человека на спутнике Земли может ограничить объем некоторых научных исследований или вообще сделать невозможным их проведение (например, изучение ядерных проблем или астрономические наблюдения). Указывают и на то, что присутствие человека, например, на астрономической станции будет отрицательно сказываться на наводке телескопов.

Наконец, выдвигается еще одно соображение. Создание даже самых совершенных условий для существования человека на борту космической станции не может полностью обеспечить его работоспособность вследствие необходимости преодолевать такие явления космического полета, как перегрузки при подъеме на орбиту, невесомость на борту ОКС и т. д. А это значит, что при выборе экипажа на первый план выдвигаются не те или иные деловые и научные качества, а фактор тренированности, приспособляемости организма и т.п.

Все эти аргументы логичны и довольно убедительны. Конечно, огромную долю научных исследований будет проводить автоматически работающая аппаратура. Конечно, фактор абсолютной безопасности человека должен постоянно рассматриваться как первостепенный. Стоит ли рисковать жизнью человека без твердого научного обоснования целесообразности и необходимости его пребывания на орбитальной космической станции? Здесь имеется в виду, конечно, человек не только как наблюдатель, но и как активно действующий ученый и исследователь, управляющий оборудованием и приборами, перенастраивающий и при необходимости ремонтирующий их.

Да, конечно, всюду, где человек без ущерба для результатов исследований может быть полностью заменен автоматикой, там, где практически невозможно обеспечить полную безопасность человека, должны работать машины. Тем не менее обитаемые космические станции должны и будут строиться. Ведь человек обладает многими такими качествами, которые еще много лет, а быть может, и всегда будут недоступны даже самым сложным и совершенным электронно-вычислительным машинам.

Автомат уже сейчас может реагировать на некоторые внешние факторы, воспринимать и перерабатывать информацию, а затем выдавать результат в виде чисел или каких-либо механических действий. Но автомат чаще всего не способен сам разобраться в ошибках, возникающих вследствие каких-либо неисправностей аппаратуры. Автомат реагирует лишь на заранее предусмотренное изменение ситуации, а предусмотреть все ситуации, с которыми он встретится в космосе, естественно, очень сложно. Лишь мозг человека способен быстро оценить неожиданно сложившуюся обстановку, активно вмешаться в нее и произвести необходимые действия.

Человек значительно надежнее машины отфильтровывает полученную информацию и выбирает из нее наиболее необходимое для дальнейших действий.

Если даже сравнить мозг человека с современной вычислительной машиной, то окажется, что объем памяти у человека больше. И если машина иногда выигрывает в скорости «мышления», то в гибкости анализа ей еще трудно сравниться с человеком.

Человеческий мозг обладает и великолепными, недоступными пока машине способностями к обобщению. Человек может производить быстрый и тончайший анализ и синтез информации, он может восполнять пробелы в информации и выбирать из самых разнообразных явлений нужные ему в данный момент.

Нельзя забывать и о том, что в космосе может возникнуть необходимость произвести перерегулировку, а быть может, и ремонт аппаратуры.

В будущем, конечно, появятся искусственные самонастраивающиеся схемы, «чувствующие» изменения в системе и меняющие ее параметры. Собственно говоря, мускульная энергия человека уже в авиации утратила свое прежнее значение и главным в

полете стала реакция человека, динамика его движения. И в космической технике применение физической силы человека может понадобиться в какой-то мере лишь в исключительных случаях. Сейчас мы переживаем время, когда и мыслительная способность человека заменяется искусственным «мозгом».

Но, повторяем, никакая машина и никакая автоматика не сможет полностью заменить человека в космосе в тех случаях, когда придется принимать решения после получения информации, особенно в неожиданных ситуациях или в незапрограммированных случаях. А такие ситуации и неожиданности в космосе ещё более вероятны, чем на Земле, и главным образом именно в ходе исследований.

Правда, у машины есть и другие преимущества - она не подвержена усталости, раздраженности, неуверенности, страху и другим психологическим явлениям.

Но нельзя забывать и о таких качествах, присущих исключительно человеку, как воля, творческий ум, высокий моральный дух, базирующийся на высокой сознательности.

Машина никогда не вытеснит человека из сферы творческой деятельности. Поэтому речь должна идти об **оптимальном**, наивыгоднейшем сочетании свойств и качеств человека и автоматики с целью наилучшего выполнения поставленных задач.

Поэтому орбитальные космические станции должны создаваться и как автоматические и как обитаемые. Космонавты смогут активно вмешиваться в настройку аппаратуры, участвовать в корректировке орбиты, а также при необходимости изменять ее. Они будут, разумеется, принимать непосредственное участие в наблюдениях и исследованиях, в переработке полученной информации.

Необходимость пребывания человека в космосе не нужно принимать буквально как присутствие его на каждом космическом объекте, при каждом научном исследовании. Создание обитаемых станций не исключает, а даже предполагает наличие на орбитах вокруг Земли автоматических лабораторий - искусственных спутников. Быть может, члены экипажа ОКС будут с помощью специальных летательных аппаратов периодически посещать эти спутники для контроля и перенастройки их аппаратуры и снятия информации. Такие летательные аппараты будут иметь на борту контрольно-измерительную аппаратуру, небольшую энергетическую установку и экипаж из двух - трех человек.

Важным вопросом, связанным с длительной работой космического оборудования и присутствием на орбитальной станции человека, является проблема **надежности**. С одной стороны, безопасность экипажа космической станции потребует максимально надежных систем жизнедеятельности. С другой стороны, надежность всего оборудования станции будет значительно выше при контроле и обслуживании ее человеком.

Слово «надежность», такое привычное и знакомое в обиходе понятие, ныне - научный термин, важный статистический и вероятностный показатель обеспечения исправной работы оборудования.

Академик А.И.Берг надежностью называет «вероятность безотказной работы любого технического устройства (оборудования или промышленного изделия) на протяжении заданного времени в специально оговоренных условиях».

Фактор надежности как показатель качества работы узлов и агрегатов приобрел первостепенное значение впервые в авиации, где сложные автоматические и полуавтоматические системы, обеспечивающие выполнение различных задач в полете и безопасность экипажа, постоянно требуют повышенной надежности целого комплекса аппаратуры и автоматики.

Будущая ОКС - это еще более сложный комплекс множества взаимосвязанных и взаимодействующих частей и агрегатов. Неисправность любого из этих элементов может привести к прекращению работы исследовательской аппаратуры, потере накопленных данных, к поломкам и авариям.

Имеется много путей повышения надежности машин, механизмов и различного оборудования: широкое внедрение типовых и стандартных деталей, тщательное испытание и доводка перед эксплуатацией, повышение квалификации обслуживающего персонала, регулярная замена наиболее изнашивающихся деталей, своевременные профилактика и ремонт и т.д.

Но в космосе, где речь идет о длительной работе автоматического оборудования, в основном без обслуживания, кроме перечисленных факторов, необходимы и некоторые более совершенные способы повышения надежности.

Разработка систем повышения надежности аппаратуры, предназначенной для спутников и космических кораблей, идет по двум направлениям: по пути внедрения прерывистой, или **импульсной**, работы аппаратуры и по пути многократного дублирования агрегатов, т.е. **резервирования** систем.

Принцип прерывистой работы аппаратуры космических кораблей в длительном орбитальном полете дает возможность увеличить надежность, так как ведет к экономному расходованию ресурса оборудования и приборов, а также уменьшает потребности в энергии. Кроме того, если считать вероятность выхода из строя оборудования в космосе постоянной в течение всего времени службы, то при прерывистой работе число возможных аварий будет меньше.

Многократное дублирование агрегатов, или резервирование, является одним из самых эффективных методов повышения надежности автоматического оборудования космических аппаратов.

ОРБИТА, РАКЕТЫ И ОКС

Итак, допустим, что задачи, для решения которых предназначена ОКС, определены. Теперь конструкторы могут приступить к проектированию станции. Но прежде чем на чертежные доски будут нанесены первые линии, необходимо выработать научно обоснованные технические данные будущей ОКС, решить множество принципиальных вопросов и провести сложные расчеты. Ученые и конструкторы сразу же столкнутся с множеством проблем. Какова, например, будет орбита, на которой «разместится» ОКС? Где будет монтироваться станция - на Земле или на орбите? Каким образом будет поддерживаться заданная орбита и осуществляться ориентация и стабилизация станции? Как будет налажено сообщение между ОКС и Землей?

Чтобы ответить на эти вопросы, необходимо прежде всего иметь точные данные о конфигурации, размерах и весе ОКС, численности ее экипажа. Помимо этого, необходимо знать, какие ракеты-носители для вывода грузов на орбиту окажутся в распоряжении инженеров к моменту создания ОКС.

Как видно, все эти проблемы взаимосвязаны и требуют внимательного изучения. Расскажем о них и о путях их решения.

КАКОЙ ДОЛЖНА БЫТЬ ОРБИТА?

Выбрать **орбиту** - это значит определить ее форму (должна ли она быть, например, круговой или сильно вытянутым эллипсом), максимальную и минимальную высоты над поверхностью Земли, период обращения, а также угол наклона орбитальной плоскости, проходящей через центр масс Земли, к плоскости экватора.

Выбор орбиты будет определяться прежде все; предназначением ОКС, при этом различные научные вопросы, которые будет решать ОКС, могут выдвинуть каждая свои, возможно очень противоречивые, требования. Даже если ОКС будет иметь возможность изменять параметры своей орбиты, то диапазон этих изменений будет, видимо, ограничен и проблема выбора орбиты не снимается.

Но при выборе орбиты нельзя исходить только и; желаемого, не учитывая технической возможности по лучению тех или иных параметров орбиты. Очевидно что, чем выше орбита, чем больше вес ОКС или ее элементов, доставляемых на орбиту, тем больше потребная мощность ракет-носителей.

Кроме того, орбита будет определяться и другими факторами, например: эффективностью антирадиационной защиты экипажа, требованием максимальной продолжительности

существования станции при наименьших затратах энергии на коррекцию орбиты, возможностью обеспечения надежной и качественной радио- и телесвязи экипажа с Землей, экономичностью ракетного сообщения между ОКС и Землей и др.

Мы уже говорили, что при выборе высоты орбиты, в частности максимальной высоты (в точке **апогея**) и минимальной (в точке **перигея**), а также периода обращения, т.е. времени одного полного оборота вокруг Земли, будет очень трудно совместить пожелания различных ученых. Например, для проведения астрономических наблюдений и астрофизических спектральных измерений ОКС должна находиться практически за пределами самых верхних слоев атмосферы. При этом чем больше высота орбиты, тем лучше. Но для геофизических исследований, наоборот, желательна, иметь возможно более близкую к Земле орбиту, чтобы наиболее эффективно использовать всевозможные приборы, в том числе оптические, для наблюдения облачного покрова и различных деталей земной поверхности. Но минимальная высота полета и в этом случае должна быть ограничена: при значительном уменьшении высоты резко сужается зона поверхности Земли, доступная одновременному обзору.

Малая высота орбиты, особенно в перигее, невыгодна также из-за сокращения продолжительности существования ОКС на орбите, так как при прохождении точки перигея ОКС будет попадать в наиболее плотные слои атмосферы и при этом тормозиться. Изменение высоты орбиты сильно сказывается на интенсивности торможения орбитального тела: например, уменьшение высоты круговой орбиты с 225 до 200 км почти вдвое сократит время существования ОКС на орбите. Для увеличения продолжительности существования ОКС на относительно небольших высотах потребуются специальные двигатели, т.е. дополнительные энергетические затраты.

Едва ли не самые жесткие требования к высоте орбиты обуславливаются наличием мощных околоземных зон радиации - так называемых **радиационных поясов Земли** (рис. 6). Чрезвычайно большой вес при существующих материалах защитных экранов, необходимых для безопасного пребывания человека внутри этих зон, заставляет выбирать для обитаемых космических кораблей такие орбиты, которые лежат ниже поясов радиации.

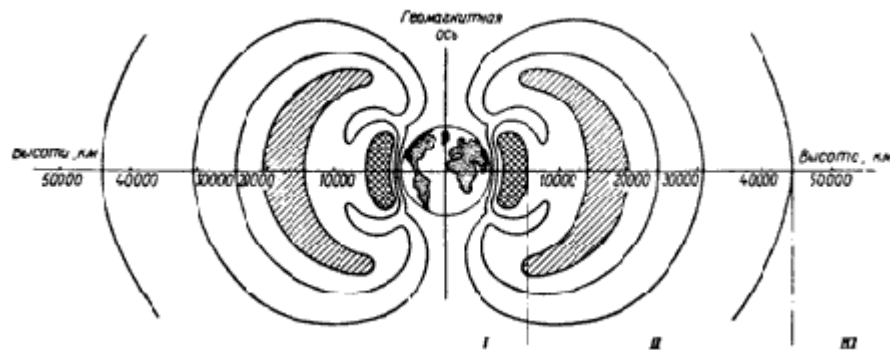


Рис. 6. Радиационные пояса Земли:
I - внутренний; II - внешний; III - самый внешний

Зарубежные ученые считают, что при существующих средствах противорадиационной защиты маловероятно, чтобы диапазон высот от 800 до 50 000 км стал доступен в ближайшие годы человеку для длительных орбитальных полетов. Поэтому для ОКС наибольшего внимания заслуживают относительно низкие орбиты, с высотой апогея не более 800 км. На таких высотах (а они вполне приемлемы с различных точек зрения) можно будет создавать довольно крупные ОКС. С другой стороны, при высотах перигея менее 450 км для крупных ОКС могут потребоваться вспомогательные двигатели, так как аэродинамическое сопротивление будет влиять на параметры орбиты. Но эти же высоты вполне приемлемы для небольших по размерам ОКС, рассчитанных на недлительный срок работы.

Итак, орбиты ОКС должны, размещаться в диапазоне высот от 450 до 800 км. Естественно, что в установленных пределах орбита не может иметь значительной эллиптичности. Это в

некоторой степени сужает возможности ОКС, но, по мнению зарубежных ученых, сильно вытянутые орбиты в большинстве случаев и не потребуются.

Более того, для большинства научных задач потребуется весьма точная круговая орбита, т.е. орбита с равными высотами апогея и перигея.

Получение круговой орбиты достигается с минимальной характеристической скоростью, а следовательно, с меньшим расходом горючего. Кроме того, круговые орбиты упрощают маневрирование при встрече космических летательных аппаратов с ОКС.

Уже говорилось о том, что плоскость орбиты должна быть надлежащим образом ориентирована относительно плоскости экватора. При определении наивыгоднейшей ориентации плоскости орбиты станции, предназначенной для решения комплекса научных задач, необходимо, будет также удовлетворить множество противоречивых требований. При этом нельзя не учитывать и прецессию орбиты, т.е. равномерное вращение плоскости орбиты относительно земной оси вследствие возмущающего действия поля тяготения Земли.

Известно, что минимум затрат энергии при выведении / ОКС на орбиту обеспечивается тогда, когда последняя лежит в плоскости экватора, а запуск производится в направлении с запада на восток, т.е. по вращению Земли. Однако экваториальные орбиты представляют интерес лишь для немногих научно-технических целей (например, при создании спутника-ретранслятора с суточным периодом обращения).

Успешное выполнение большинства астрономических и геофизических экспериментов и измерений, в частности получение высокой точности картографирования неба и земной поверхности, зависит от диапазона тех широт, которые будет захватывать станция в своем движении по орбите. Заметим, что из-за суточного вращения Земли в поле зрения станции последовательно попадают все меридианы, но в зависимости от периода обращения станции скорость пересечения меридианной сетки будет различной. Это означает, что при больших периодах расстояние между двумя точками, лежащими на одной широте, над которыми станция будет проходить в двух очередных витках, может быть весьма велико.

Экваториальные и близкие к ним орбиты совершенно непригодны для геофизических наблюдений поскольку с таких орбит обзору доступна лишь небольшая полоса вдоль экватора. Увеличение высоты экваториальной орбиты не улучшает обзор, так как при этом уменьшаются видимые размеры деталей на земной поверхности. Поверхность, доступная для наблюдения, увеличивается с ростом угла наклона плоскости орбиты к экватору. Полярные орбиты, плоскость которых проходит через полюса Земли, обеспечивают полный охват наблюдениями всей земной поверхности и не подвержены прецессии. Например, при полярной орбите с высотой 600 км полное «покрытие» поверхности Земли достигается за полдня (или за семь оборотов станции), а «покрытие» поверхности, освещенной Солнцем, - за день.

Полярные орбиты очень выгодны для ОКС, предназначенных для использования в качестве межпланетных станций, Космические корабли, стартующие с борта такой ОКС, могут иметь относительно небольшую антирадиационную защиту. Ведь конфигурация околоземных радиационных зон такова, что в районе полюсов интенсивность радиации близка к нулю. Околополярные районы, через которые периодически проходит станция при движении по полярной орбите, представляют собой естественные ворота для безопасного выхода кораблей в дальний космос и возвращения их на Землю.

Для астрономических наблюдений имеет значение еще и другая ориентация орбиты - относительно **плоскости эклиптики**, т.е. плоскости, в которой лежит орбита Земли (ось вращения Земли составляет ней угол $66^{\circ}33'$). Продолжительность непрерывного наблюдения за Солнцем, планетами и звездами находится в прямой зависимости от этой ориентации, причем максимальная продолжительность наблюдения Солнца, любой из планет или звезд получается в каждом отдельном случае при определенном угле между плоскостями эклиптики и орбиты ОКС.

Например, полярная орбита ОКС, лежащая в плоскости, перпендикулярной плоскости эклиптики, дает возможность два раза в год непрерывно в течение 52 дней наблюдать Солнце.

Выбор наивыгоднейшей ориентации орбиты ОКС для наблюдения за планетами значительно сложнее, нежели в случае наблюдения за Солнцем. В лучшем случае удастся добиться нескольких часов в год непрерывного наблюдения за той или иной планетой.

При выборе оптимальной ориентации ОКС для астрономических наблюдений необходимо учитывать, что плоскости орбиты с углом наклона менее 60° к плоскости эклиптики являются малопригодными, поскольку при движении по такой орбите станция постоянно будет проходить через тень Земли, закрывающую как Солнце, так и планеты.

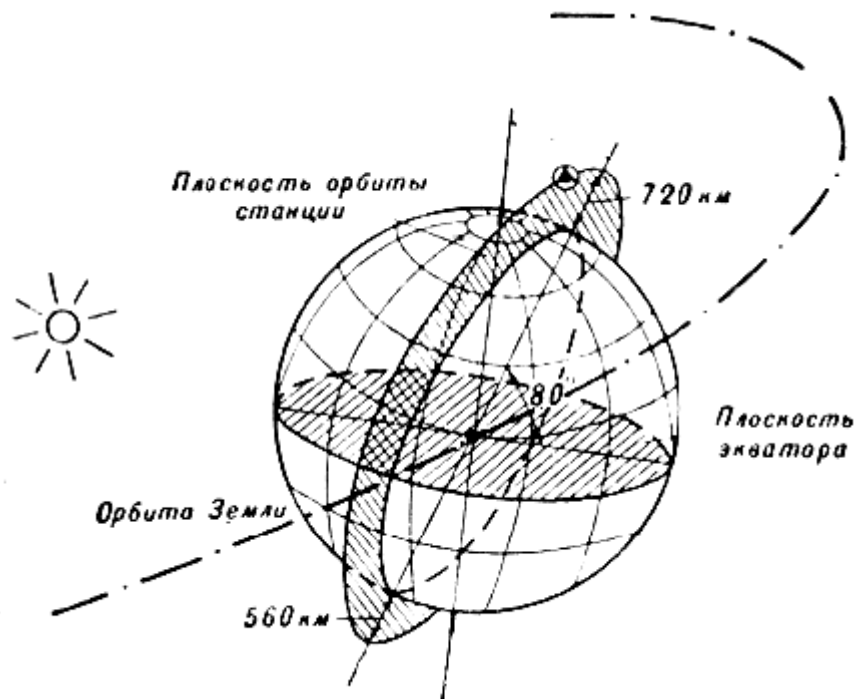


Рис. 7. Одна из возможных орбит обитаемой станции

В качестве примера приведем данные орбиты, предназначенной для ОКС фирмы «Локхид» (США), в какой-то мере удовлетворяющие большинству из рассмотренных требований:

высота апогея - 720 км;

высота перигея - 560 км;

период обращения - 97,2 мин;

угол наклона к плоскости экватора - 80° ;

скорость прецессии в западном направлении - 1° в день.

Такая орбита (рис. 7) обеспечивает почти полное «покрытие» поверхности Земли, необходимое для целей геофизики, метеорологии, картографии, геодезии, навигации и т. д. Со станции, движущейся по такой орбите, можно будет дважды в год по 50 дней непрерывно вести наблюдения за Солнцем. Западное направление прецессии орбиты, при котором станция как бы несколько отстает от Земли в ее движении вокруг Солнца, способствует продолжительности наблюдений за планетами.

Такая орбита несколько уступает полярным орбитам в отношении оптимальных условий, необходимых для научных исследований, но зато дает преимущества с точки зрения возможностей существующих ракет-ускорителей, поскольку запуск на нее можно осуществлять в восточном направлении, т.е. с использованием скорости вращения Земли. Конечная скорость, которую надо было бы развить ракете-носителю для достижения полярной орбиты с такими же значениями высот апогея и перигея, на 65 м/сек больше.

Предлагаемая орбита имеет еще одно достоинство: требуемая точность управления ракетой при выведении ОКС на такую орбиту относительно невысока (допустимая ошибка по направлению $\pm 0,5^\circ$, а допустимое отклонение конечной скорости от расчетной ± 15 м/сек).

Возникает и такой вопрос: как мыслится технически решить проблему поддержания постоянства формы орбиты? Специалисты американской фирмы «Локхид» считают, что эта проблема вполне разрешима, если два - три раза в год кратковременно включать специальный двигатель коррекции с небольшой тягой. А если на борту станции будут находиться плазменные или ионные двигатели для создания небольшой постоянной тяги, тогда точность и продолжительность поддержания параметров орбиты еще более увеличатся.

Заслуживает внимания предложение об использовании более низких орбит (150 км и ниже) для забора и накопления воздуха верхних слоев атмосферы. Движущаяся по орбите ОКС сможет собирать этот воздух в ожиженном состоянии в специальные резервуары с последующим разделением его на кислород и азот. Жидкие газы найдут на борту ОКС самое широкое применение. Кислород можно использовать для дозаправки стартующих с Земли межпланетных кораблей. Кроме того, жидкие кислород и азот, собранные на низкой орбите, можно применять для нужд самой ОКС. Кислород будет использоваться для поддержания жизнедеятельности членов экипажа и как окислитель в двигателях изменения параметров орбиты.

Азот может также применяться как рабочее тело корректирующих двигательных установок (ионных, плазменных). Таким образом, корректировка низкой орбиты, на параметры которой будет сильно влиять сопротивление среды, потребует земного запаса топлива лишь на начальной стадии орбитального полета.

Зарубежные авторы считают, что при запуске ОКС на высокую орбиту можно снизить стартовый вес почти на 75% при увеличении полезной нагрузки на 40%, если предварительно накопить воздух на высоте около 100 км. Стартовый вес такой станции может быть даже меньше орбитального (в два раза), а вес захваченного и сжиженного кислорода составит 80-90% общего веса топлива [25].

До сих пор все космические корабли строились целиком на Земле и на активном участке траектории полета являлись органической частью последней ступени ракеты-носителя. После выхода на орбиту космический корабль отделялся от последней ступени и практически тотчас же был готов к работе. Требовалось лишь сбросить защитные кожухи и обтекатели, раскрыть солнечные батареи и выпустить антенны.

Такой способ вполне пригоден и для создания небольших ОКС. Орбитальная станция, например рассчитанная на экипаж из трех - четырех человек и месяц полета, будет весить, по подсчетам специалистов, около 10 т [17]. Такая полезная нагрузка вполне доступна для ракетной техники сегодняшнего дня.

Желание конструкторов как можно более эффективно использовать последнюю ступень ракеты-носителя, любой ценой повысить размеры спутников при заданном весе последней ступени приводит к разнообразным и часто весьма остроумным идеям. Так, предлагается, например, широко использовать принцип **трансформации**.

Что это такое? Мы уже говорили, что обычно космический корабль готов к работе после сброса обтекателе и защитных кожухов. Это тоже трансформация, хотя и довольно простая, не изменяющая фактически конструкции космического корабля. Но можно сделать иначе. Например, после выхода на орбиту можно в несколько раз увеличить рабочий объем космической станции, наполнив воздухом специальную оболочку, достаточно легкую и мягкую, чтобы ее можно было сложить на время запуска, достаточно прочную и эластичную, чтобы противодействовать метеорным потокам.

Предлагается также в качестве основного рабочего помещения использовать емкости топливных баков последней ступени ракеты-носителя, разместив в них лаборатории, оборудование и жилые помещения.

Но как же быть, когда потребуется построить станцию весом не 10 и не 15 т, а в несколько десятков или даже сотен тонн? Здесь уже принцип трансформации не поможет.

Как уже указывалось, в настоящее время проектируются ракеты со стартовым весом в несколько тысяч тонн, и что в перспективе возможно выведение на орбиту полезной нагрузки более 150 т. Но все-таки вполне обоснованно скептическое отношение некоторых конструкторов к реальному осуществлению таких проектов. Прежде всего считают, что такие ракеты

появятся очень и очень не скоро. Сомневаются и в возможности постройки стартовых площадок для таких гигантских ракет. Кроме того, нецелесообразность создания ОКС с помощью одной ракеты видят и в том, что слишком уж велика вероятность безвозвратной потери всей конструкции ОКС в случае неудачи с ракетой.

Поэтому вполне вероятно, что для создания крупных ОКС придется применить тот же способ, что и для строительства больших межпланетных кораблей - **сборку на орбите** из отдельных элементов, доставленных туда заранее. Сборка на орбите может значительно приблизить сроки создания крупных ОКС, а вероятность успеха значительно возрастет, так как возможная неудача с одной из ракет приведет к существенно меньшим потерям.

Монтаж станции непосредственно на орбите из секций и блоков, доставляемых с Земли, позволит получить конструкцию, наиболее приспособленную к орбитальным условиям. Конструкция станции в целом не будет рассчитана на значительные аэродинамические, инерционные и тепловые нагрузки, сопутствующие взлету и полету на активном участке траектории. Если же ОКС будут выводиться на орбиту непосредственно с Земли, эти нагрузки приведут к перетяжелению конструкции, хотя продолжительность действия их составит ничтожную долю от общего времени существования станции. Проектирование и разработка станции, собираемой в космосе будут выполняться с учетом действия невесомости, радиации, метеорных потоков и других факторов орбитального полета.

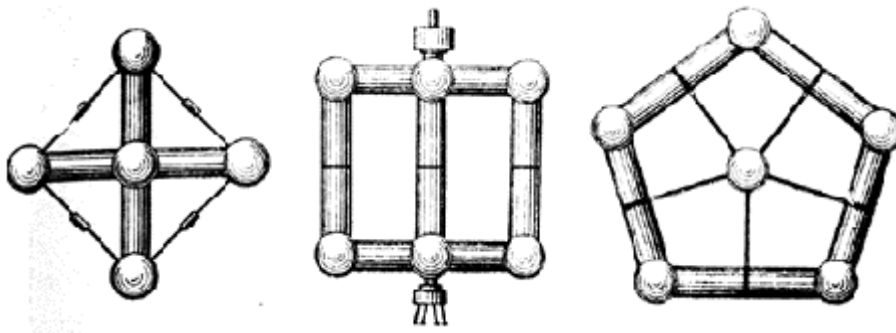


Рис. 8. Возможные конфигурации орбитальных станций, составленных из типовых блоков

Орбитальная станция будет компоноваться из самых разнообразных сборных элементов: из корпусов ракетных кораблей, вышедших на орбиту, т.е. последних ступеней ракет-носителей, из топливных баков, опустошенных к моменту выхода на орбиту ракет с экипажем и оборудованием, или из специальных типовых секций небольшого ассортимента. Из **типовых секций** можно будет собирать станции различного целевого назначения и размеров. Каждая секция может представлять собой, например, лабораторию определенного назначения или жилой отсек и иметь оборудование, которое после сборки станции войдет составной частью в общую систему энергоснабжения и обеспечения жизнедеятельности экипажа. Наиболее целесообразная геометрическая форма типовой секции - сфера или цилиндр. Секции такой формы имеют наименьший вес при заданном полезном объеме, удобны для сборки и хорошо впишутся в контуры ракеты-носителя. Собранная из цилиндрических и сферических блоков станция может иметь различную конфигурацию (рис. 8).

Типовое строительство в космосе позволит сократить время, необходимое для монтажа ОКС, максимально механизировать операции сборки.

Вполне вероятно, что при орбитальной сборке нельзя будет обойтись без наружных работ космонавтов-монтажников. Для этого потребуются специальные костюмы - скафандры, связанные с системами ОКС длинными шлангами и проводкой или даже с автономной системой жизнеобеспечения. Для перемещения вне станции космонавт-монтажник должен быть снабжен индивидуальными ракетными двигателями.



Рис. 9. Космонавт вне станции

Такие костюмы, подобные изображенному на рис. 9 по данным зарубежной печати уже сконструированы и испытываются в лабораторных условиях.

Но продолжительные работы вне станции в сложных условиях орбитального полета представят значительные трудности для космонавтов-монтажников. Невесомость, например, будет затруднять выполнение некоторых, даже самых элементарных операций, особенно связанных с вращательным движением. Быть может, придется либо полностью отказаться от резьбовых соединений в стыковочных узлах сборной конструкции, заменив ее сваркой, либо разработать такие приспособления для сборки этих соединений, которые исключали бы необходимость совершать вращательные движения. Космонавт, занятый сборкой станции на орбите, должен будет выработать определенные навыки для сохранения ориентировки и управления своим телом в состоянии невесомости. Впрочем, можно обойтись и без выхода людей непосредственно в космическую среду, если удастся создать специальные летательные монтажные аппараты, что-то вроде космических кранов-буксировщиков, управляемых человеком.

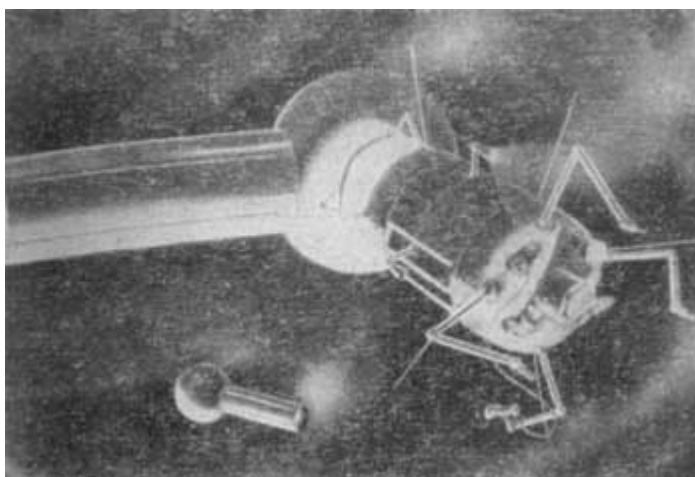


Рис. 10. Астробуксир в работе

На рис. 10 показан общий вид подобного аппарата, проект которого предложен американской фирмой «Локхид» вместе с проектом ОКС, собираемой из отдельных элементов на орбите.

Этот аппарат (фирма называет его **астробуксиром**) имеет герметическую кабину для двух человек, автономную двигательную установку для маневрирования на орбите, различную аппаратуру для управления и связи, в том числе счетно-решающие устройства. Для использования в монтажных работах астробуксир имеет механические руки-манипуляторы, которыми можно захватывать секции собираемого объекта, а также производить всевозможные рабочие операции. Руки-манипуляторы изготовлены из металлических труб, в сочленениях которых установлены небольшие электродвигатели, приводящие их в движение. На наружных стенках корпуса астробуксира в специальных зажимах будут подвешены крепежные детали и необходимые при монтаже инструменты, последовательно снимаемые в процессе работы механическими руками.

Силовая установка астробуксира состоит из четырех жидкостных ракетных двигателей, крепящихся на шарнирах. На борту астробуксира будет, кроме того, небольшая энергетическая установка на химическом горючем для питания аппаратуры управления и системы поддержания жизнедеятельности экипажа.

Предполагается, что астробуксир будет полностью собираться на Земле и не потребует никаких доработок в космосе. После завершения основных своих задач по монтажу станции он будет применяться для корректировки орбиты станции и ее наружного ремонта.

Сборка станции в космосе с помощью астробуксира все-таки довольно сложна. Авторы упомянутого проекта описывают ее следующим образом. На орбиту выводятся сначала секции сборной станции, затем два астробуксира и, наконец, в специальной капсуле космонавты. Таким образом, экипаж каждого астробуксира, состоящий из двух человек, занимает свои рабочие места только после запуска на орбиту. Затем установленный на астробуксире специальный радиолокатор отыскивает в пространстве необходимую монтажную секцию, излучающую определенный радиосигнал, и выдает на счетно-решающее устройство необходимые данные по дальности и углу азимута этой секции. Затем астробуксир начинает движение по выработанной счетно-решающим устройством траектории сближения. Когда до цели остается около 100 м, экипаж берет управление на себя и, снижая скорость сближения до 1 м/сек, контролирует движение по телевизору или визуально. Для облегчения визуального контроля астробуксир снабжен прожектором, а каждая секция станции - импульсным источником света, позволяющим следить за секцией на фоне звездного неба. Захват секции механическими руками астробуксира должен происходить при относительной скорости сближения порядка нескольких сантиметров в секунду.

Точно таким же образом действует экипаж другого астробуксира, осуществляя захват второй нужной секции. Затем две соединяемые секции доставляются астробуксирами в установленное место сборки. После совмещения стыковочных фланцев секций и соединения их болтами на место стыка накладывается временное герметизирующее кольцо. На этом предварительная сборка заканчивается. Через шлюзовые люки космонавты-монтажники проникают внутрь сочлененных секций и завершают сборку - ставят в месте соединения постоянный герметизирующий затвор, убирают временные переборки, монтируют гидравлические устройства и электропроводку, подключают систему регенерации воздуха и т.д.

К собранным двум секциям последовательно присоединяются все остальные. По окончании сборки на станцию прибывает основной экипаж.

Метод сборки станции на орбите из отдельных типовых секций найдет, по-видимому, самое широкое применение в строительстве крупных ОКС. Преимущества этого метода очевидны. При максимальном сокращении продолжительности монтажа станции в космосе возможно получить минимальный вес конструкции и в случае необходимости достраивать уже собранную станцию в соответствии с изменяющимися научно-техническими задачами.

НУЖНЫ МОЩНЫЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ

Теоретически можно рассчитать любую орбиту для космической станции. Можно спроектировать станцию почти любого веса, размеров и конфигурации. Но все расчеты и планы могут остаться неосуществленными, если они не будут основаны на реальных возможностях ракетной техники. Чтобы «забросить» ОКС на орбиту целиком или по частям, потребуется несколько очень больших ракет-носителей с мощными ракетными двигателями.

До сих пор все космические рейсы выполнялись с помощью жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). С тех пор как более 30 лет назад на испытательном стенде заработал первый советский жидкостный двигатель, ракетная техника ушла далеко вперед. Первые такие двигатели едва-едва могли поднять в воздух самих себя, а сейчас гигантские многоступенчатые ракеты с ЖРД развивают первую и вторую космические скорости, имея не одну тонну полезной нагрузки. Бурный успех космонавтики последних лет связан с прогрессом ЖРД, ростом их тяговых возможностей и повышением надежности. Вес доставляемых на орбиту тел за какие-нибудь четыре года вырос почти в 100 раз - с 80 кг 1957 г. до 6,5 т в 1961 г. Спрашивается, не исчерпаны ли уже все возможности ЖРД с точки зрения дальнейшего повышения технических данных орбитальных кораблей можно ли будет с помощью ЖРД создать огромные космические станции на орбите вокруг Земли или понадобятся принципиально новые схемы получения реактивной тяги?

Как показано Циолковским, конечная скорость ракеты зависит от скорости истечения продуктов реакции компонентов рабочего тела двигателя и относительного веса топлива, имеющегося на ракете:

$$V = 2,3 w \lg(G_{\text{нач}}/G_{\text{кон}})$$

где V - конечная скорость полета ракеты;

w - скорость истечения реактивной струи;

$G_{\text{нач}}$ и $G_{\text{кон}}$ - начальный и конечный вес ракеты.

Для одноступенчатой ракеты (для которой и написана эта формула) будет действительно следующее равенство:

$$G_{\text{нач}} = G_{\text{кон}} + G_{\text{топл}}$$

Скорость истечения из сопла ЖРД зависит от физических и химических свойств топлива, а также от температуры и давления в камере сгорания. Отношение весов $G_{\text{нач}}/G_{\text{кон}}$ зависит также от свойств топлива и, кроме того, от совершенства конструкции ракеты.

С целью увеличения полезного груза и характеристической скорости ракеты сейчас широко применяются «ракетные поезда», как называл Циолковский **многоступенчатые ракеты**.

Проблема повышения скорости истечения, которая решается не без успеха, сама по себе не является главной при создании орбитальных ракет-носителей. Весьма существенны также требования к максимальной тяге двигателя и его надежности. Особенно важны, разумеется, они для первой ступени ракеты, когда полетный вес максимальный.

Ракета для вывода ОКС на орбиту должна иметь вполне определенный избыток тяги двигателя по сравнению с весом. С одной стороны, избыток тяги должен быть достаточным для подъема ракеты данного веса. Рассуждая теоретически, можно было бы иметь начальную тягу лишь немногим больше стартового веса ракеты. Но тогда время выведения будет очень большим, а это значит, что на преодоление земного притяжения будет затрачено слишком много энергии. Это приведет к перерасходу топлива и уменьшению веса полезной нагрузки. Но, с другой стороны, избыток тяги не должен быть слишком большим, для того чтобы перегрузки, возникающие при ускорении ракеты на подъеме, были в пределах допустимых.

Работы по созданию новых мощных ЖРД ведутся сейчас довольно широко. Известно, например, что американская фирма «Рокетдайн» испытывает ЖРД с тягой около 680 т. Трудности в доводке таких двигателей значительны, а требования к точности и надежности очень высоки.

Но и такой мощный двигатель, установленный на первой ступени ракеты-носителя, не смог бы поднять на орбиту полезный груз более 10-15 т. Где же выход? В применении испытанного способа повышения тяговооруженности ракет, т.е. в использовании на начальных и последних ступенях **связок** из нескольких ЖРД.

Идея связок возникла в свое время в связи с недостаточной мощностью имевшихся двигателей. Теперь она получила широкое распространение, и появление сверхмощных ЖРД не противоречит этой идее, а увеличивает ее возможности. Правда, у такой схемы есть недостатки. Хотя надежность одного двигателя в связке может быть даже выше надежности одного большого ЖРД, эквивалентного связке по тяге, общая надежность связки из нескольких двигателей может оказаться недостаточной. Система топливопитания связки значительно усложняется. И все-таки это единственный путь создания ракет со стартовым весом 600 т и более. Поэтому в последнее время, как отмечается в американской печати появилась тенденция к **унификации** жидкостных двигателей, т.е. к сокращению различных типов ЖРД с целью получения максимальной их надежности.

Имея небольшой ассортимент достаточно надежных двигателей разной мощности, можно было бы применять их во всевозможных комбинациях на тех или иных космических аппаратах.

Однако в этом направлении можно пойти и дальше, а именно осуществить унификацию не только двигателей, но и целых ступеней ракетных аппаратов различного целевого назначения, чтобы одни и те же стандартные ступени использовать в соответствующих комбинациях для создания самых разнообразных типов ракет-носителей.

Как считают американские специалисты, помимо увеличения надежности, применение принципа унификации при проектировании носителей даст большой выигрыш от снижения затрат, связанных с разработкой всевозможных космических систем.

В табл. 2 приведены различные проектные варианты использования унифицированных ступеней американской ракеты «Сатурн» и даны соответствующие веса полезных нагрузок для различных задач, начиная от запуска обитаемого спутника Земли и кончая осуществлением **мягкой посадки** космического аппарата на Луну [35].

Каждая ступень ракеты имеет связку из нескольких жидкостных двигателей, причем на второй и третьей ступенях установлены одинаковые двигатели фирмы «Рокетдайн», а на четвертой и пятой - однотипные двигатели фирмы «Пратт Уитни». Проектные характеристики отдельных ступеней ракеты «Сатурн» приведены в табл. 3.

Улучшенный вариант ракеты «Сатурн» С-1В должен выводить на орбиту высотой 480 км полезную нагрузку около 14 т.

Таблица 2

Задача, выполняемая ракетой-носителем «Сатурн»	Полезная нагрузка ракеты, кг				
	Вариант С-1 (3 ступени) S1+S4+S5	Вариант С-2 (4 ступени) S1+S3+S4+S5	Вариант С-3 (5 ступеней) S1-S2+S3-S4+S5	Вариант С-4 (3 ступени)	Вариант С-5 (3 ступени) S1B+S2+S4B
Вывод станции на земную орбиту высотой 480 км	9980	20400	25000	40000	До 100000
Доставка контейнера с приборами на орбиту вокруг Луны	5440	-	-	-	-
Вывод ракеты на межпланетную орбиту	4080	7700	-	-	До 40000
Вывод спутника на суточную орбиту вокруг Земли	2040	4080	-	-	-
Осуществление мягкой посадки на Луну	1090	2270	-	-	-

Таблица 3

Ступени	S1	S2	S3	S4	S5
Марка двигателя	H-1	J-2	J-2	XLR-115	XLR-115
Фирма-изготовитель	Рокетдайн	Рокетдайн	Рокетдайн	Пратт-Уитни	Пратт-Уитни
Топливо	Керосин + жидкий	Жидкий водород + жидкий кислород	Жидкий водород + жидкий кислород	Жидкий водород + жидкий	Жидкий водород + жидкий

	кислород			кислород	кислород
Количество двигателей в связке	8	4	2	6	2
Тяга связки двигателей, кг	$8 \times 85400 = 683200$	$4 \times 90700 = 362800$	$2 \times 90700 = 181400$	$6 \times 6800 = 40800$	$2 \times 6800 = 13600$

Надежность двигателя Н-1 «Рокетдайн» на основании большой серии опытных испытаний оценивается 96,5%. Надежность связки из восьми таких двигателей, устанавливаемой на первой ступени, значительно меньше и составляет лишь 75%. При проектировании первой ступени была предусмотрена возможность продолжения полета и при отказе одного или двух двигателей, причем получение расчетной конечной скорости всей ракеты обеспечивается увеличением времени работы верхних ступеней. Фирма «Рокетдайн» стремится повысить надежность первой ступени путем замены связки из восьми двигателей Н-1 одним большим двигателем F-1 тягой 680 т. Конечно, и двигатель F-1 можно использовать в связках. Предполагается, что ракеты с четырьмя, шестью или восемью двигателями F-1 в первой ступени (проект «Нова») будут иметь полезную орбитальную нагрузку соответственно 113, 170 и 227 т. Реализация подобных проектов позволит обойтись одной ракетой при создании крупных ОКС.

Контуры ракеты-носителя «Сатурн» в трехступенчатом варианте показаны на рис. 11.

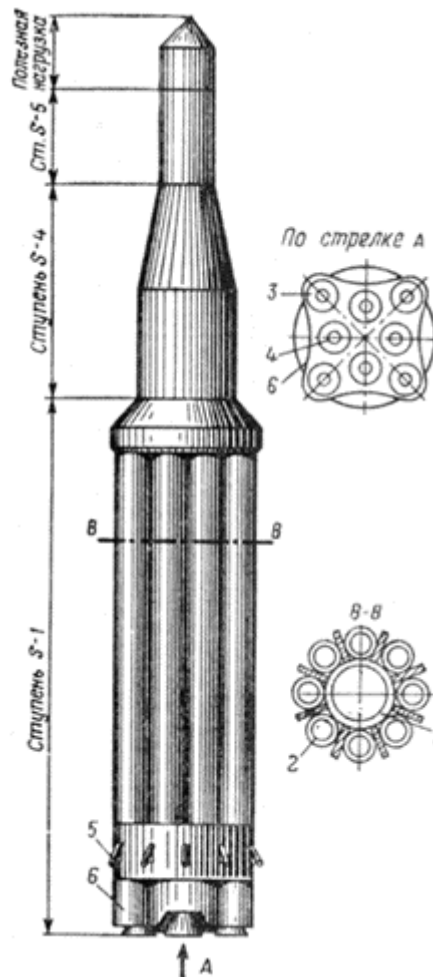


Рис. 11. Трехступенчатая ракета «Сатурн»:

1 - центральный бак; 2 - наружный бак; 3 - поворотный двигатель; 4 - неподвижный двигатель; 5 - тормозные посадочные двигатели; 6 - обтекатель

В конструктивном отношении наиболее интересна первая ступень, которая представляет собой самую сложную и дорогостоящую часть всей ракеты-носителя. Используемая во всех

вариантах ракеты и имеющая специальную парашютную, роторную или парусную систему приземления, она может быть применена многократно. Эта система, обеспечивающая постепенное гашение скорости и плавную посадку, в парашютном варианте состоит из восьми тормозных пороховых двигателей нескольких парашютов и большого надувного баллона для посадки на воду.

По мнению конструкторов, возможность многократного применения первой ступени носителя существенно снизит общие затраты на запуск и выведение на орбиту космических аппаратов.

Конструктор ракет Браун, например, считает, что сохранение первой ступени для изучения узлов ракеты «Сатурн» даст больше данных, чем телеметрическая информация, полученная через 1000 каналов во время запуска.

Данные табл. 3 обращают наше внимание на то, что двигатели первой ступени работают на хорошо освоенном топливе (керосин плюс жидкий кислород), а в двигателях всех последующих ступеней в сочетании с кислородом используется более эффективное горючее - жидкий водород.

Почему же **водородно-кислородные** двигатели, применение которых явится важным шагом вперед в строительстве ЖРД, ставятся лишь на верхние ступени ракеты-носителя «Сатурн»?

Прежде всего это выгодно с энергетической точки зрения. Дело в том, что энергия газовой струи, истекающей из сопла ракетного двигателя, наиболее полно используется тогда, когда скорость истечения близка к скорости полета.

Если скорость истечения больше скорости полета, покидающая ракетный двигатель струя газов уносит с собой и рассеивает в пространстве некоторый избыток энергии. По-другому ведет себя выходящая из сопла струя, когда скорость истечения продуктов сгорания меньше скорости ракеты: струя как бы «волочится» за ракетой и «притормаживает» ее.

При запуске орбитального тела скорость ракеты-носителя увеличивается от нуля до первой космической, что при скорости истечения $w = 2500$ м/сек соответствует изменению отношения скорости движения к скорости истечения от нуля примерно до трех. Отсюда следует, что топлива, дающие большие скорости истечения (таким топливом и является водород, у которого $w = 4000$ м/сек), рациональнее всего применять на верхних ступенях, работающих при высоких скоростях полета. Первая же ступень большую часть времени работает при скоростях полета значительно меньших скорости истечения, и повышать их невыгодно из-за роста перегрузок и сопротивления атмосферы. Заметим, что применение водорода на верхних ступенях существенно снижает требуемую тягу первой ступени. Так, при проектировании ракетной системы «Сатурн» было подсчитано, что использование для двигателей второй ступени не водорода, а керосина потребовало бы увеличения тяги первой ступени на 70%. Если же керосин применить также и на третьей ступени, то тягу двигателей первой ступени пришлось бы утроить.

Есть еще одна причина, препятствующая применению водорода на первой ступени. Дело в том, что водород как горючее обладает существенным недостатком - он имеет низкий по сравнению с другими горючими удельный вес. Поэтому для хранения водорода на борту ракеты требуются очень большие емкости. Происходит утяжеление конструкции за счет баков. По этой причине водород очень долго вообще не рассматривался как топливо для двигателей. Для первой ступени утяжеление может быть настолько существенным, что прирост конечной скорости ракеты за счет применения водорода будет совершенно незначительным из-за уменьшения отношения масс (см. формулу Циолковского). Другое дело на верхних ступенях, где требуются значительно меньшие запасы горючего. Увеличение объема и веса баков этих ступеней при использовании водорода не скажется сколько-нибудь заметным образом на отношении масс, а значит, увеличит прирост скорости ракеты.

Это не значит, однако, что невозможно дальнейшее совершенствование двигателей первой ступени. Улучшение характеристик этих двигателей будет, несомненно, достигнуто за счет более совершенной организации процессов горения и истечения продуктов сгорания. Возможности здесь еще далеко не исчерпаны. Например, установлено, что минимальные потери при истечении достигаются тогда, когда в реактивном сопле происходит полное

расширение, т.е. давление на выходе равно давлению в окружающем пространстве. У двигателей, устанавливаемых на нижних ступенях ускорителей и работающих в широком диапазоне изменения атмосферного давления, потери тяги могут быть довольно существенными за счет перерасширения или недорасширения газовой струи в выходном реактивном сопле. Потери эти в применяемых соплах (так называемых **соплах Лавалья**), обычно нерегулируемых, объясняются тем, что при изменении высоты полета, а следовательно, и давления среды давление струи в выходном сечении сопла остается неизменным. Внутри такого сопла поток газов как бы зажат и почти не «чувствует» изменения высоты полета. Переход от сопел Лавалья к соплам нового типа позволит заметно улучшить высотные характеристики ракетных двигателей.

Контуры обычного сопла Лавалья и сопел нового типа показаны на рис.12. В соплах нового типа газовая струя обладает способностью как бы подстраиваться под изменяющиеся условия внешней среды: на малых высотах она поджимается, а на больших расширяется так, что давление в выходном сечении сопла непрерывно меняется по высоте вместе с изменением атмосферного давления. Формы струи в соплах с центральным телом и центральной вставкой, характерные для различных высот полета, показаны на рис. 12, а, б пунктирными линиями.

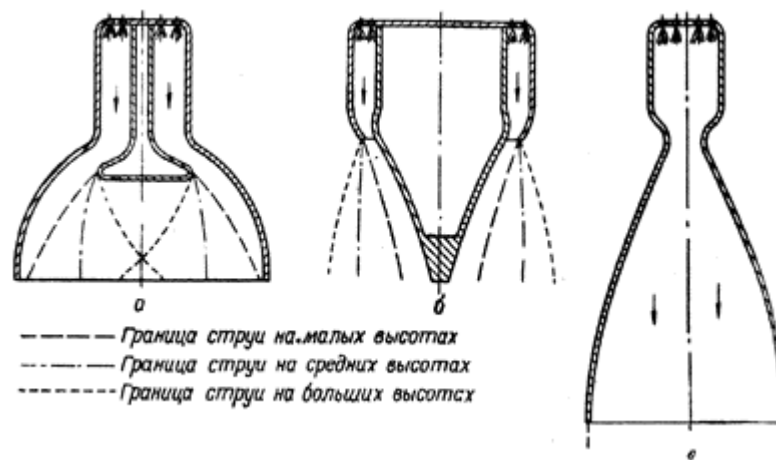


Рис. 12. Типы сопел ракетных двигателей:
а - сопло с центральной вставкой; б - сопло с центральным телом; в - обычное сопло Лавалья

Помимо улучшения высотных характеристик, применение сопел нового типа должно дать ощутимый выигрыш в размерах и весе двигателя, поскольку уже первые опыты с подобными соплами показали, что их можно делать вдвое короче по сравнению с соплами Лавалья такой же тяги.

Как видим, возможности применения ЖРД еще далеко не исчерпаны. И можно не сомневаться, что мы будем свидетелями осуществления новых грандиозных полетов в космос с помощью испытанных и надежных жидкостно-ракетных двигателей.

Однако в последние годы в зарубежной печати все чаще говорят об использовании для выведения космических аппаратов и создания ОКС некоторых других типов двигателей.

Несколько лет назад инженеры снова вернулись к тем типам ракет, которые отошли на второй план после изобретения ЖРД. Речь идет о пороховых ракетах, или, как их называют теперь, **ракетных двигателях твердого топлива** (РДТТ). Современных ракетостроителей эти двигатели привлекли своей конструктивной и эксплуатационной простотой. Для таких двигателей не нужны гигантские баки с жидким топливом, а значит, не нужны насосы, обилие топливных магистралей, форсунок и пр. Отсюда и высокая надежность РДТТ (по оценкам американских специалистов - до 99%). Правда, РДТТ, использующие энергию сгорания специальных порохов, дают несколько меньшие скорости истечения по сравнению с ЖРД, а для достижения одинаковой конечной скорости ракета с РДТТ оказывается на 30-50% тяжелее ракеты с ЖРД. Но так как ракеты на твердом топливе требуют существенно меньших затрат на изготовление и обслуживание, нежели жидкостные ракеты, то, как оказывается по подсчетам

американских специалистов, каждый килограмм взлетного веса пороховой ракеты стоит вдвое дешевле [19].

Появившийся вновь интерес к РДТТ объясняется также значительным улучшением технологии изготовления пороховых зарядов за последние годы. Раньше заряд твердого топлива, состоящий из частичек горючего и окислителя, отливался или прессовался в виде отдельной шашки, покрываемой сверху негорючим материалом, и закладывался затем в камеру сгорания. При этом по соображениям обеспечения прочности двигателя необходимо было иметь довольно толстые, а следовательно, и тяжелые стенки камеры. Между стенками камеры сгорания и пороховой шашкой оставался значительный зазор, и поэтому, несмотря на большой общий вес, двигатель получался все же недостаточно прочным - в заряде возникали напряжения и появлялись трещины. Создание твердых топлив с резиноподобным связующим веществом [20] позволило в корне изменить технологический процесс отливки зарядов и снаряжения двигателей. Появилась возможность заливать заряд непосредственно в камеру двигателя. Заряд такого топлива, который в отличие от обычных порохов назвали **смесевым**, после затвердения (полимеризации) оказывается плотно связанным со стенками камеры, а это допускает применение легких тонких стенок. Специальные связующие вещества придают заряду высокие прочностные свойства и уменьшают тепловые и механические напряжения. При этом отставания пороховой массы от стенок камеры не происходит и опасность самовоспламенения сводится к минимуму.

На пути создания крупных ракет-носителей с РДТТ для выведения орбитальных станций еще много нерешенных проблем. К ним относят, например, увеличение мощности и продолжительности работы, уменьшение удельного веса РДТТ. Существующие РДТТ могут работать, как правило, не больше 30-40 сек. Для выведения на орбиту тяжелой ОКС этого времени явно недостаточно. Его требуется увеличить по крайней мере в три-четыре раза. Правда, увеличение времени работы двигателя потребует интенсивного охлаждения стенок камеры и сопла двигателя. Здесь нет жидкого топлива, с помощью которого охлаждаются камеры сгорания ЖРД, поэтому требуются специальные системы охлаждения. В качестве эффективного способа может быть использовано испарение какого-либо металла, в жидком состоянии подаваемого на стенки сопла. Проведенные за рубежом исследования показали, что двигатели, у которых сопла охлаждаются испарением жидкого лития или магния, могут работать в течение 80 сек при температуре пламени до 3400° С.

При создании РДТТ большой мощности конструкторы сталкиваются с чрезвычайно большими весами, затрудняющими транспортировку двигателей к месту старта.

На помощь приходит так называемое **секционирование**, т.е. двигатель собирается из отдельных секций непосредственно на пусковой площадке. Учитывая кратковременность работы РДТТ, их выгоднее применять на первых ступенях космических ракет-носителей [32]. Один из зарубежных проектов вывода на орбиту высотой 560 км орбитальной станции весом 13,3 т предусматривает применение РДТТ в качестве стартовых двигателей ракеты-носителя «Титан-3». Каждый из двух пятисекционных двигателей длиной 21 м, диаметром около 4,5 м и весом около 250 т разовьет тягу около 600 т и будет работать 1,5 мин.

Способ секционирования, как отмечается в американской печати, даст возможность создать РДТТ с огромной тягой - до 4000 т и более. Конечно, это снова приведет к определенным трудностям. Транспортировка секций, сборка и установка таких двигателей на ракете будут очень сложны, ведь вес двигателей достигнет многих сот тонн при длине до 100 м и диаметре около 10 м.

В последнее время исследуется возможность использования для выведения спутников на орбиту **воздушно-реактивных двигателей (ВРД)**, получивших широкое применение в авиации. Считают, что применение ВРД снизит стартовый вес ракеты-носителя, поскольку в качестве окислителя будет использоваться атмосферный воздух. Кроме того, появится возможность использовать подъемную силу крыла, так как траектория полета будет довольно пологой. Следует помнить о том, что при возвращении на Землю ступени с ВРД с целью ее повторного использования не понадобятся дополнительные тормозные установки, а может быть, и парашюты. Для спуска и посадки потребуется лишь небольшой запас топлива.

Предварительные расчеты некоторых ученых показывают, что из всех типов ВРД наиболее подходящими для данной цели являются **прямоточные**, а также комбинированные двигатели - **ракетно-прямоточные** и **турборакетные**. Обыкновенные турбокомпрессорные ВРД, установленные на первой ступени, не дадут выигрыша в стартовом весе и вряд ли будут когда-нибудь использоваться при выведении больших орбитальных станций.

Как известно, прямоточные ВРД не могут работать на месте и при малых скоростях полета. Однако на скоростях, соответствующих числам M от 2 до 6, эти двигатели очень эффективны до высот 40 км. В связи с этим их предлагают устанавливать на второй ступени многоступенчатой ракеты-носителя.

В одном из опубликованных в печати проектов [26] рассматривается трехступенчатая ракета, у которой первая и третья (последняя) ступени работают на жидком топливе, а вторая ступень имеет крылья и снабжена прямоточными двигателями. Жидкостные двигатели первой ступени поднимают ракету на высоту 12 км, одновременно разгоняя ее до скорости 300 м/сек. На этой скорости запускаются прямоточные двигатели второй ступени, обеспечивающие разгон ракеты до 4000 м/сек по относительно пологой траектории. В конце работы второй ступени ракета достигает высоты около 30 км. С этой высоты начинает работать третья ступень, траектория полета ракеты становится более крутой, а отделившаяся вторая крылатая ступень плавно снижается и производит посадку на Землю.

Практическая реализация подобных проектов вызовет, видимо, значительные трудности. Дело в том, что пока еще не удастся обеспечить устойчивую работу прямоточного двигателя в широком диапазоне скоростей полета. Кроме того, обшивка ракеты, летящей с высокой скоростью на относительно малой высоте, будет подвержена значительному аэродинамическому нагреву.

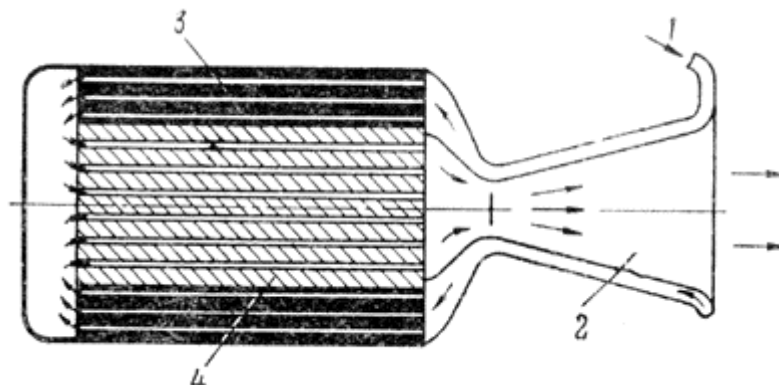


Рис. 13. Схема ядерного двигателя с твердыми тепловыделяющими элементами:
1 - подача рабочего тела; 2 - сопло; 3 - отражатель; 4 - замедлитель с ядерным горючим

Как известно, при использовании ЖРД на борту ракеты-носителя необходимо иметь два компонента топлива - горючее и окислитель. В этом отношении большой интерес представляет **ядерный ракетный двигатель (ЯРД)**, который работает на однокомпонентном рабочем теле, а главное, дает высокую удельную мощность. По своей схеме такой двигатель отличается от ЖРД только тем, что нагрев его рабочего тела происходит не в камере сгорания, а в ядерном реакторе (рис. 13). При этом отпадает одно из препятствий для получения высоких скоростей истечения, свойственное ЖРД, для которого очень важно удачно выбрать сочетание компонентов топлива. Чем легче топливо, чем меньше его молекулярный вес, тем больше можно получить скорость истечения из двигателя. В ЯРД можно применять рабочее тело с самым малым молекулярным весом, например водород или гелий. К сожалению, максимальная температура рабочего тела, от которой также зависит скорость истечения и тяга двигателя, ограничена стойкостью применяемых ядерных и конструкционных материалов. Поэтому вопросы охлаждения занимают здесь еще более важное место, чем в ЖРД.

Известно, что чистый уран плавится при температуре 1130°C , а это явно недостаточно для ракетного двигателя. Если в качестве активной массы реактора применять окись урана

(температура плавления 2750°C), то можно получить достаточно эффективный ЯРД с твердыми тепловыделяющими элементами. Но и такая температура не предел для ЯРД. Рассматривается возможность создания реакторов с жидкими тепловыделяющими элементами, позволяющими нагревать рабочее тело до температур намного выше 3000°C . Наиболее высокая температура нагрева может быть получена в так называемом **газофазном** реакторе (температура выше 3500°C) [13].

По соображениям безопасности для экипажа ракеты с ядерным двигателем необходимо иметь мощную антирадиационную защиту, что, конечно, в значительной мере увеличит стартовый вес. И еще одно условие: в целях предотвращения загрязнения атмосферы радиоактивными продуктами реактивной струи ядерный двигатель желательно включать лишь на значительной высоте. Эти недостатки делают применение такого двигателя на первой ступени ракеты неудобным и крайне нежелательным. Хотя в настоящее время ядерные ракетные двигатели находятся в стадии разработки, тем не менее многие проекты ракет-носителей для выведения ОКС предусматривают их применение. Так, по американскому проекту «Ровер» на третьей ступени ракеты-носителя «Сатурн» С-2 предполагается установить ядерный двигатель, что позволит вывести на орбиту высотой 560 км ОКС весом 31 т.

В зарубежной печати встречаются также сообщения о проектах очень мощных ракет на ядерном горючем для выведения сверхтяжелых орбитальных станций. Например, проект под условным названием «Антарес» задуман с целью исследования возможности выведения на орбиту полезного груза весом до 2500 т, а проект «Альдебаран» имеет целью создание космических систем для запуска орбитальной станции весом 30 000 т. Сейчас эти цифры кажутся нам совершенно фантастическими, но разве не фантастикой казалась еще недавно возможность посылки почти тонны полезного груза к Марсу?

ОРИЕНТАЦИЯ И СТАБИЛИЗАЦИЯ

В сообщениях о полетах космонавтов можно прочесть о ручном управлении космическим кораблем и об автоматической системе его ориентации. Что такое ориентация и в какой мере можно осуществлять управление орбитальным кораблем?

Как известно, заданную траекторию при движения орбитального тела сохраняет только центр масс (мы бы сказали центр тяжести, но нельзя забывать, что орбитальный корабль не имеет тяжести - он невесом), а весь корабль под действием различных возмущающих моментов может буквально кувыркаться относительно системы координат, связанной с центром масс. Чтобы корпус корабля был неподвижен относительно своего центра масс, необходимо его стабилизировать в нужном положении. Управление кораблем или ОКС - это не только **стабилизация** его относительно центра масс, но и **ориентация** по отношению к системе координат, не связанной с ОКС, например по отношению к Солнцу. Выбор ориентации ОКС зависит от назначения станции.

Геофизические приборы, например установленные на ОКС, потребуют ориентации на те или иные участки земной поверхности. Для проведения астрономических наблюдений Солнца, Луны, планет и звезд необходимо будет соответствующим образом ориентировать телескопы или всю станцию. Солнечные коллекторы системы энергоснабжения должны быть постоянно направлены на Солнце. Определенная ориентация необходима и для различных антенных устройств.

При выполнении различных научных экспериментов наверняка потребуется изменение пространственной ориентации всей станции в целом, так как не всегда, конечно, удастся ограничиться изменением ориентации самих приборов. При этом нужно будет не только в любое время по желанию экипажа переориентировать станцию, но и автоматически поддерживать ее в любом заданном положении, т.е. стабилизировать. Требования к качеству стабилизации могут быть достаточно велики. К примеру, некоторые астрономические измерения требуют наводки телескопа с точностью до $1''$, а иногда и десятых долей угловой секунды. Очевидно, что точность стабилизации астрономической ОКС должна быть при этом

не меньше. Так как энергетические ресурсы на борту довольно ограничены, затраты энергии на автоматическую стабилизацию должны быть минимальными.

Если придание станции требуемого пространственного положения может быть осуществлено сравнительно просто, то задача обеспечения устойчивости станции в заданном положении оказывается более сложной. Действительно, для изменения ориентации ОКС достаточно кратковременно приложить соответствующий разворачивающий момент. Сохранению же полученной ориентации будут препятствовать различного рода регулярные и нерегулярные возмущения, компенсация которых и составляет задачу стабилизации.

Очевидно, что, имея надежную систему стабилизации, нетрудно будет с ее же помощью осуществлять управление ориентацией ОКС.

Система стабилизации ОКС должна работать непрерывно, быть очень чувствительной к возмущающим моментам, которые могут иметь самое разнообразное происхождение, величину и продолжительность действия. Количественно возмущения, воздействующие на ОКС, оцениваются величиной импульса момента (в $\text{кгм}\cdot\text{сек}$), который подсчитывается как произведение возмущающего момента (в кгм) на время его действия (в сек). Величина возмущающих моментов, приводящих ОКС во вращение вокруг ее центра масс, может изменяться в широком диапазоне.

Источники возмущающих моментов могут находиться как внутри ОКС, так и вне ее.

Причин возможных **внешних возмущений** - десятки. Это и силы аэродинамического сопротивления и гравитационное и магнитное поля Земли, и давление солнечной радиации, и столкновение с метеорами, возможные толчки и удары при встрече с другими космическими аппаратами. Сразу же отметим, что рациональным проектированием станции некоторые внешние воздействия, такие, например, как аэродинамические силы или световое давление Солнца, можно из вредных превратить в полезные, т.е. из источников возмущений в стабилизирующие факторы.

Внутренние возмущения могут быть вызваны только работой подвижных частей оборудования, но и перемещениями членов экипажа.

Неизбежность таких возмущений очевидна - трудно ведь представить себе ученых-космонавтов, свобода движения и перемещения которых находится в жестких ограничивающих рамках. Расчеты показывают, что в результате перемещений членов экипажа ОКС величина возмущающего момента может изменяться от 2 до 35 кгм , что при времени действия от 0,5 до 10 сек создает импульсы момента от 1 до 350 $\text{кгм}\cdot\text{сек}$ [17]. Угловые скорости, сообщаемые при этом аппарату в различных направлениях (они зависят от конструкции станции), могут составить от 0,05 до 2 $\text{град}/\text{сек}$. А как же быть в этом случае с наводкой астрономических приборов, помехой для которых, как считают, могут быть даже дыхательные движения и биение пульса человека? Здесь уже не поможет даже полная неподвижность космонавтов - придется вынести телескопы на специально ориентируемую платформу, либо вообще разместить их на отдельном самостоятельно стабилизирующемся обитаемом спутнике вблизи ОКС.

Внешние возмущения естественного происхождения - аэродинамического, гравитационного или магнитного - характеризуются, с одной стороны, весьма малыми значениями возмущающего момента, с другой стороны, довольно большой продолжительностью их действия. Например, гравитационное поле Земли будет действовать на ОКС практически непрерывно, хотя возникающий при этом возмущающий момент будет всего лишь порядка 0,05 кгм .

Таким образом, если этот момент не компенсировать постоянно, то импульс момента может быть очень большим, а угловые скорости вращения будут расти неограниченно и станция может раскрутиться до большой скорости.

Возмущающие моменты, которые могут возникнуть при швартовке к борту ОКС межпланетного корабля или ракеты с Земли, наоборот, отличаются большой величиной (до 1000 кгм и более), но они кратковременны. Импульсы момента будут все-таки значительными - до 500 $\text{кгм}\cdot\text{сек}$.

Какие же существуют методы стабилизации пространственного положения ОКС?

Наиболее просто можно было бы придать устойчивое положение орбитальной станции, сообщив ей постоянное **вращательное движение** вокруг одной из ее осей. Такой способ стабилизации требует вполне определенной конфигурации ОКС - момент инерции станции вокруг оси ее вращения должен быть либо намного больше, либо намного меньше моментов инерции относительно двух других осей. Первому условию соответствуют станции, имеющие форму диска, тороида или креста, вращающихся в своей плоскости; второму условию отвечает цилиндрическая конфигурация станции, вращающейся вокруг своей продольной оси (этот случай напоминает стабилизацию артиллерийского снаряда).

Вращение ОКС, имеющей в плане форму диска или обода, помимо целей стабилизации, может служить и для создания на станции искусственной гравитации и в этом смысле представляется весьма удачным решением проблемы. Этот способ, однако, трудно совместить с проведением с борта ОКС большого числа геофизических и астрономических измерений. Недопустимость при выполнении таких измерений вращения всей станции в целом заставляет изыскивать другие методы стабилизации.

С точки зрения происхождения энергии, используемой для создания восстанавливающих моментов, методы стабилизации невращающейся станции можно разделить на пассивные и активные.

В **пассивных** методах компенсация возмущающих моментов осуществляется за счет энергии, приходящей извне. Источниками компенсирующих моментов могут быть либо внешние вращательные моменты как следствие воздействия все тех же потенциальных полей Земли - гравитационного или магнитного, либо внешние направленные силы (стабилизация аэродинамическим сопротивлением или световым давлением). В первом случае необходимые компенсирующие моменты могут возникнуть при прохождении ОКС какого-либо потенциального поля Земли, если ОКС снабжена соответствующим диполем, ось которого всегда стремится совместиться с направлением наибольшего изменения напряженности поля. Если же стабилизация осуществляется внешней направленной силой, то главное требование состоит в том, чтобы центр приложения этой силы находился на определенном расстоянии от центра масс спутника.

Идея использования **гравитационных сил** для стабилизации ОКС возникла при изучении видимых колебаний Луны вокруг ее центра тяжести (либрации). Оказалось, что Луна стабилизирована относительно Земли довольно точно за счет весьма небольшого отличия ее формы от сферической. Анализ влияния гравитационного поля на спутники Земли показывает, что положение ОКС будет устойчивым, если ось минимального момента инерции направить по вертикали к поверхности Земли, а ось максимального момента расположить перпендикулярно плоскости орбиты станции. Интересно, что космическая станция, выполненная по форме в виде гантели, т.е. обладающая распределением масс, характерным для гравитационного диполя, будет самостабилизироваться в поле действия силы тяжести Земли. На орбите такая станция будет всегда стремиться занять положение, при котором продольная ось «гантели» (диполя) будет направлена к центру Земли, а поперечная - по перпендикуляру к плоскости орбиты. Правда, при таком способе стабилизации процесс ее будет идти очень медленно. Кроме того, вращение станции вокруг продольной оси «гантели», конечно, контролироваться не будет. Для компенсации наклонений вокруг этой оси, т.е. для обеспечения полной трехосевой устойчивости, необходимо будет иметь дополнительные устройства.

Возможности стабилизации ОКС с использованием **магнитного поля**, при котором роль диполя должна играть катушка с электрообмоткой, ограничены еще меньшими значениями располагаемых восстанавливающих моментов. К тому же такой способ стабилизации применим для сравнительно узкого класса орбит, определяемого формой земного магнитного поля.

В качестве компенсирующего фактора в пассивных стабилизирующих системах можно использовать **аэродинамическое сопротивление** конструкции ОКС. Для обеспечения устойчивости центр приложения результирующей силы давления должен лежать позади центра масс спутника (смотря по направлению движения), причем величина восстанавливающего эффекта тем больше, чем больше площадь поверхности ОКС и

расстояние между центром масс и центром давления. Естественно, что аэродинамическая стабилизация применима лишь до определенных высот орбиты. Предельной высотой считают 500 км [24], где давление воздуха меньше $1,5 \cdot 10^{-8} \text{ г/см}^2$.

Возможности стабилизации с помощью **светового давления**, конечно, еще меньше, поскольку давление солнечного излучения вблизи Земли весьма незначительно. Расчеты показывают, что для компенсации небольшого возмущения за счет светового давления потребуется не менее получаса. Тем не менее считается, что такой способ может найти применение для компенсации моментов от вращающихся в процессе работы деталей оборудования и приборов.

Практически способы стабилизации с помощью пассивных методов будут, по-видимому, использованы при создании вспомогательных устройств; дополняющих работу других, более эффективных стабилизирующих систем ОКС.

Такие системы могут использовать лишь **активные методы** стабилизации, в которых восстанавливающий момент создается за счет энергии, получаемой или запасенной на борту ОКС. К таким методам относится стабилизация с помощью вращающихся маховиков и стабилизация реактивными соплами.

В системе стабилизации **маховиками**, предложенной для космических аппаратов еще К.Э.Циолковским, используется инерционное свойство вращающегося тела сохранять неизменной свою ориентацию. Известно, что, чем выше угловая скорость вращения тела и чем больше его момент инерции, тем устойчивее положение этого тела в пространстве. Таким образом, в данной системе восстанавливающим фактором служит момент вращения маховика. Раскрутка и поддержание заданной скорости вращения маховика должны производиться электромоторами небольшой мощности, питающимися от бортовой системы энергоснабжения. Три таких маховика с осями, расположенными во взаимно-перпендикулярных направлениях, обеспечивают полную трехосевую стабилизацию спутника по тангажу, рысканию и крену (рис. 14).

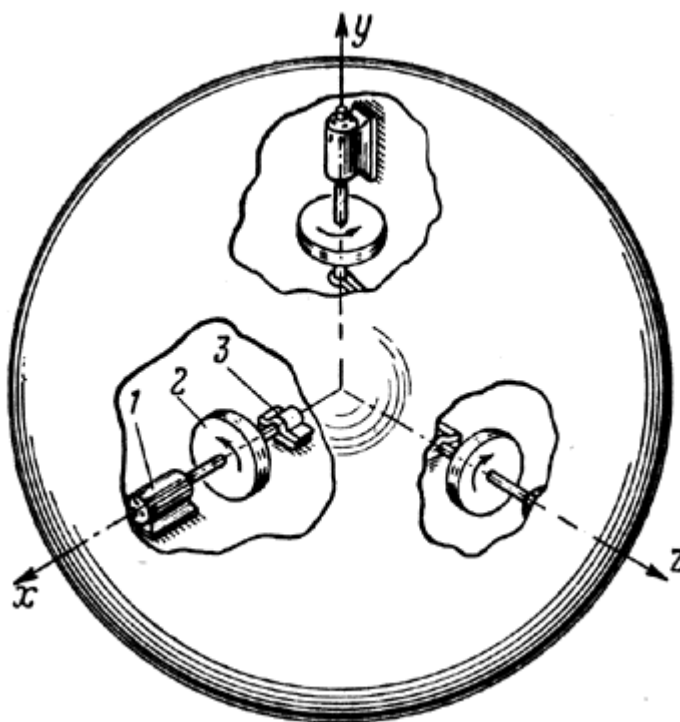


Рис. 14. Стабилизация с помощью вращающихся маховиков:
1 - электродвигатель; 2 - маховик; 3 - подшипник

Для усовершенствования системы можно взять три отдельных маховика, каждый из которых создает восстанавливающий момент только вокруг одной оси, а один сферический маховик с асинхронным электродвигателем, имеющим три взаимно-ортогональные обмотки.

Сферическому маховику не нужны подшипники: подвеску можно осуществить либо с помощью магнитного или электростатического поля, либо на газовой подушке.

Но возможности системы с маховиками по максимуму величины восстанавливающего момента далеко не безграничны и определяются предельной скоростью вращения маховиков. Поэтому реакция такой системы стабилизации на очень большие возмущения может оказаться недостаточной.

Активная система стабилизации **реактивными соплами** является наиболее эффективной и уже используется на практике. Восстанавливающий момент в этой системе возникает при выбросе массы рабочего тела из сопла небольшого реактивного двигателя, ось которого не проходит через центр масс космического корабля или ОКС. Восстанавливающий момент зависит от скорости истечения и массового расхода рабочего тела, а также от размера плеча, на котором приложена сила тяги двигателя. Рабочим телом могут служить как обычные продукты сгорания химического топлива, так и просто пар или воздух. Конечно, пар или воздух дают относительно низкие скорости истечения, поэтому расход и запасы на борту таких однокомпонентных рабочих тел будут довольно значительными. Вообще, учитывая необходимость в расходе рабочего тела, такие системы можно считать пригодными лишь для кратковременного действия. С другой стороны, система с двигателями может давать очень большие величины восстанавливающих моментов и довольно быстро реагировать на неожиданные импульсы возмущающих моментов. Поэтому для длительно существующих ОКС такая система будет очень удобной, придется лишь периодически пополнять запасы рабочего тела, транспортируя его с Земли.

Для стабилизирующей системы длительного действия можно применить плазменные или ионные двигатели, способные развивать высокие скорости истечения при небольших расходах рабочего тела. Для таких двигателей нужно будет иметь дополнительные ресурсы электроэнергии на борту ОКС.

Как будет осуществляться стабилизация ОКС с помощью двигателей? Для полной стабилизации по тангажу, рысканию и крену необходимо иметь по крайней мере шесть пар реактивных двигателей, расположенных так, как показано на рис. 15. При появлении какого-либо возмущения включается определенная пара двигателей, создающая момент, компенсирующий возмущение. Например, если аппарат почему-либо начинает наклоняться вокруг оси x в направлении, указанном стрелкой, то включится пара двигателей 1-1'. При действии момента в противоположном направлении работают двигатели 1'-1'. Аналогично компенсируются моменты вокруг осей y и z .

При одновременном возникновении возмущений вокруг всех трех осей запускаются три соответствующие пары двигателей контроля. Так, если действуют сразу три момента вращения, изображенные на рис. 15 стрелками, то необходимо включить пары двигателей 1-1', 2'-2' и 3-3'.

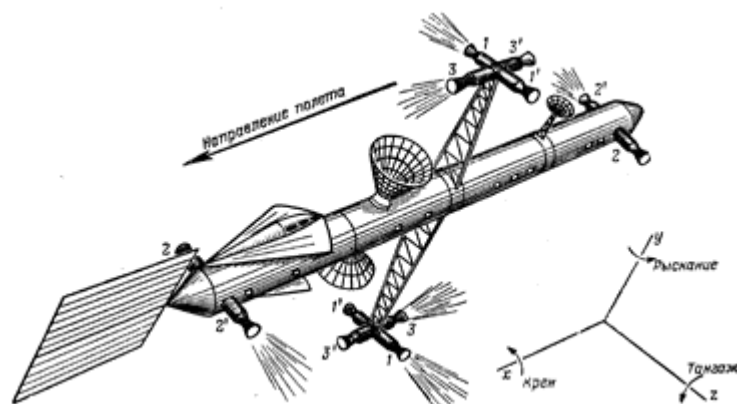


Рис. 15. Схема стабилизации ОКС с помощью реактивных сопел:
1-1' - по крену; 2-2' - по рысканию; 3-3' - по тангажу

Приведем некоторые конкретные данные о подобной системе, предназначенной, по одному из иностранных проектов, для стабилизации 12-тонной ОКС. Каждый из реактивных двигателей работает на химическом разложении однокомпонентного жидкого топлива - перекиси водорода - и развивает тягу 10 кг. Потребный расход топлива в среднем около 12 кг перекиси в день при обычных возмущениях и около 36 кг в день при компенсации толчков в период швартовки прибывающих ракет. Чувствительность системы по тангажу и рысканию $\pm 1,2^\circ$ и по крену $\pm 3^\circ$. Общий вес системы оценивается примерно в 300 кг [18].

Мы рассказали о различных способах стабилизации орбитальных космических аппаратов. Какому же из них можно отдать предпочтение при создании ОКС?

Пока еще нельзя ответить на этот вопрос совершенно определенно. Видимо, ОКС обязательно будет иметь активную систему стабилизации, которая будет быстро и точно реагировать на любые внешние или внутренние возмущения, а также позволит быстро и надежно изменять ориентацию станции по команде оператора.

Активная система будет дополнена пассивными методами стабилизации, если конструкторы ОКС заранее позаботятся о рациональном распределении масс и надлежащем выборе геометрической формы станции.

В целом система стабилизации ОКС представит собой большой комплекс разнообразных технических устройств, в который, кроме исполнительных органов - реактивных сопел, маховиков, катушек с электротоком и др., - войдут многочисленные датчики ориентации и специальные счетно-решающие устройства. Точность сигналов, вырабатываемых датчиками, во многом определяет эффективность всей стабилизирующей системы. В качестве датчиков ориентации можно использовать приборы, построенные на самых различных принципах: скоростные высокочувствительные гироскопы для регистрации возмущающих моментов вращения, фотоэлементы слежения за Солнцем и звездами, магнитометры для определения местного вектора магнитного поля, оптические или инфракрасные приборы слежения за горизонтом, маятниковые устройства и др.

ВСТРЕЧА В КОСМОСЕ

Итак, представим себе, что в космосе на расчетной орбите создана научная лаборатория.

Постоянная космическая станция - это большой комплекс оборудования, в который войдет не только само орбитальное сооружение, но и целый ряд служб и объектов наземного обеспечения. Между ОКС и Землей будет организована не только регулярная радио- и телесвязь, но и постоянное четкое ракетное сообщение. Грузовые ракеты, стартующие с Земли, доставят на орбиту новые запасы продовольствия, воды и топлива, научное оборудование и материалы. Транспортные пассажирские ракеты доставят туда новую смену экипажа, заберут возвращающихся, сотрудников и полученные материалы исследований.

Организация полета транспортной ракеты для встречи с ОКС связана с решением ряда особых космических задач. Действительно, проблема строительства станции на орбите из отдельных секций или блоков связана с вопросами организации **встречи на орбите** большого количества ракет. Аналогичная задача будет решаться при строительстве на орбите крупного межпланетного корабля. Операция встречи может реализовываться и в межпланетных полетах, когда посадку на поверхность планеты (или Луны) будет совершать лишь небольшая возвращающаяся капсула, а корабль будет ожидать ее на орбите.

Таким образом, встреча в космосе - одна из самых насущных задач не только строительства ОКС, но и вообще, освоения межпланетного пространства. Современная техника стоит на пороге осуществления встречи в космосе. Напомним, что минимальное расстояние между советскими космическими кораблями «Восток-3» и «Восток-4» было всего лишь около 5 км.

Как же будет осуществляться полет для встречи транспортной ракеты с обитаемой космической станцией? Он может складываться из четырех этапов. **Первый этап** - это старт ракеты и активный участок траектории выведения, т.е. полет с работающими двигателями. Здесь нужно сразу оговориться, что ракета может стартовать не только с Земли, но и с какой-либо промежуточной орбиты (так называемой **орбиты ожидания**). **Второй** этап начинается

после отсечки подачи топлива и продолжается до тех пор, пока ракета в свободном полете по траектории с выключенными двигателями не подойдет на минимальное расстояние к ОКС. В общем случае корректировка с помощью двигателей может производиться и на этом участке траектории, но это невыгодно из-за повышенного расхода топлива. Конечно, выйти сразу непосредственно в точку нахождения цели вряд ли возможно, поэтому на **третьем этапе** происходит сближение ракеты с ОКС, причем ракета движется по направлению к ОКС в одной с ней плоскости под действием тяги двигателей. При этом если ранее ракета и ОКС находились в разных плоскостях, то в начале этапа происходит переход ракеты на орбиту ОКС. **Четвертый этап**, заключительный, представляет собой непосредственное контактирование, швартовку ракеты к цели.

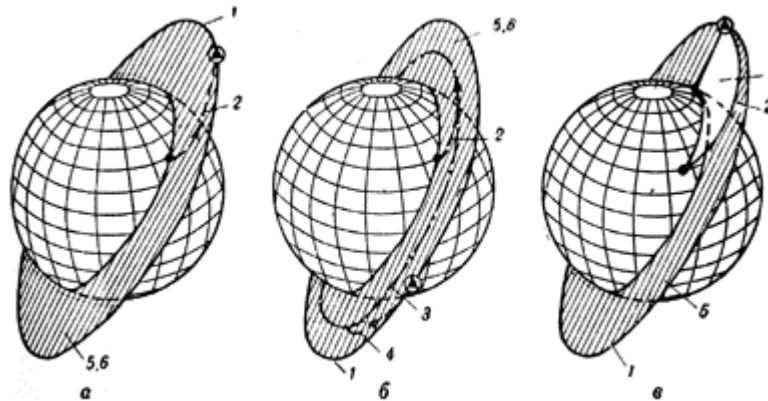


Рис. 16. Траектории полета для встречи ракет с ОКС:

а - запуск в плоскости орбиты ОКС; б - запуск с орбиты ожидания; в - запуск в некомпланарной области; 1 - орбита ОКС; 2 - траектория выведения ракеты; 3 - орбита ожидания; 4 - траектория перехода; 5 - плоскость орбиты ОКС; 6 - плоскость траектории ракеты

На рис. 16 показаны различные траектории полета для встречи на орбите: полет в плоскости орбиты ОКС на всем пути до встречи (рис. 16, а) с использованием орбиты ожидания, расположенной в плоскости орбиты (рис. 16, б), и, наконец, общий случай, когда орбита ОКС и траектория ракеты лежат в разных плоскостях (рис. 16, в).

С точки зрения получения минимального расхода топлива первый этап полета для встречи фактически определяет место и время старта, а значит, и характер траектории полета на следующем этапе. Но не только это. Например, при переходе с одной орбиты на другую требуется включение Двигателей, а каждое включение двигателей - это дополнительный расход топлива. Поэтому выгоднее всего запускать ракету в плоскости траектории ОКС, т.е. в тот момент, когда плоскость орбиты цели проходит через точку старта.

Здесь необходимо оговориться, что случай, когда траектория ракеты и орбита ОКС будут находиться в одной плоскости, на практике может встретиться очень и очень редко. Даже если запуск обоих космических тел будет производиться из одной точки, придется долго ожидать момента, подходящего для старта ракеты, а период обращения ОКС должен быть при этом заранее специально подобран. Поэтому следует говорить о совпадении плоскостей условно, пренебрегая тем небольшим импульсом тяги, который потребуется ракете для полного совмещения плоскостей орбиты и траектории. В общем случае, когда в начальный момент полета плоскости не совмещены, очень важно правильно выбрать момент старта, а также (в любом случае) величину начальной скорости свободного полета. Несоблюдение расчетных параметров приведет к излишним энергетическим затратам и большим трудностям в управлении.

Условимся называть скоростью V_0 ту начальную скорость свободного полета, которую ракета получит в момент отсечки двигателей, а точкой встречи ракеты с ОКС - конец второго этапа полета для встречи, после чего происходит переход ракеты на орбиту ОКС. Время, которое занимает первый этап полета, зависит от той перегрузки, которая допустима для пассажиров и грузов ракеты. Ракета «Сатурн», например, уже на пятой минуте после отрыва

от Земли должна достигать высоты 110 км и скорости около 6 км/сек. Величина перегрузки при этом составит 10-12 g.

Управление ракетой на первом этапе производится наземным командным пунктом, с которого в зависимости от отклонений в траектории ракеты и колебаний ее положений в пространстве подаются сигналы на органы управления. В начальной стадии полета, в плотных слоях атмосферы, ими являются аэродинамические стабилизаторы, а затем рули в струе пламени двигателей (газовые рули). Управление возможно также отклонением самих струй газа в результате поворота двигателей или их сопел с помощью шарниров (**верньерные двигатели**) а также другими специальными методами.

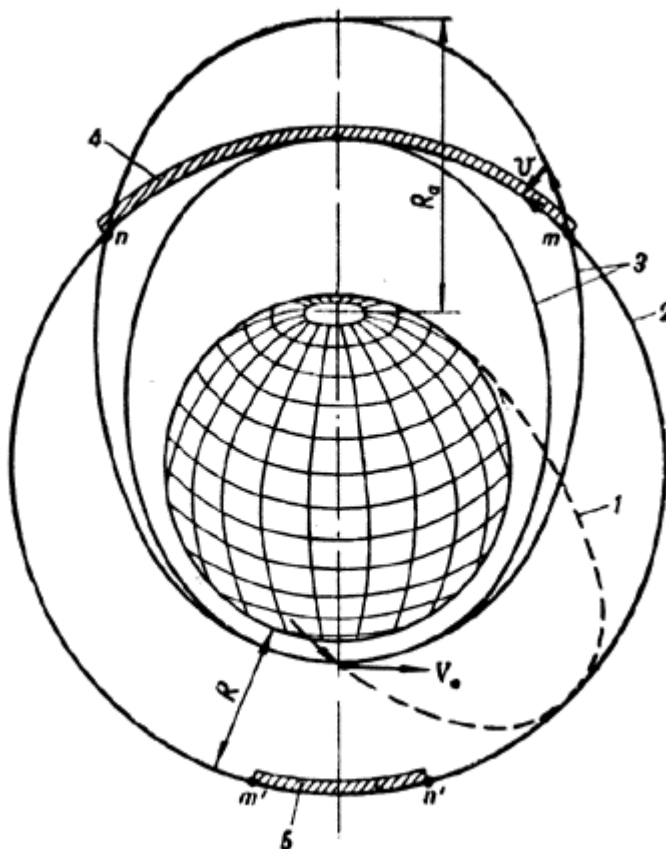


Рис. 17. Условия встречи при запуске ракеты в плоскости ОКС:

1 - баллистическая траектория; 2 - орбита ОКС; 3 - траектории ракеты; 4 - область встречи; 5 - область старта

В конце выведения ракета может иметь скорость V_0 меньше первой космической. Тогда ее траектория, называемая баллистической, замкнется на поверхности Земли (рис 17) В случае когда скорость V_0 больше или равна первой космической, ракета будет двигаться по замкнутому эллипсу или по кругу как частному случаю эллипса. Если траектория ракеты касается орбиты ОКС, не пересекая ее, то встреча возможна лишь в точке касания. Но орбита ОКС может и пересекаться с траекторией полета ракеты. Тогда, если рассматривать орбиты, сильно отличающиеся друг от друга, встреча возможна в одной из двух точек пересечения. В любом случае в точке встречи ракета должна получить соответствующее по величине и направлению приращение скорости, чтобы перейти на орбиту ОКС.

Рассмотрим условия встречи в случае, когда траектория ракеты и орбита станции пересекаются.

Представим себе, что станция движется по круговой орбите с высотой R (см. рис. 17). Ракета, получившая скорость V_0 , движется по эллипсу с высотой апогея R_a , большей R (R_a зависит от высоты перигея R_n и скорости V_0). Эллипс пересекает орбиту ОКС в двух точках t и n , в каждой из которых возможна встреча ракеты с ОКС. В момент встречи в точках m и n скорость ракеты отличается как по величине, так и по направлению от скорости цели.

Потребуется импульс тяги, уравнивающий эти величины. Возможность перехода на орбиту ОКС в точках m и n зависит от величины этой тяги, т.е. от возможного приращения скорости v в точке перехода.

Вся сложность в том, что встреча в точке пересечения произойдет, если точно выдержано время отсечки двигателей ракеты по отношению к положению станции на орбите в момент отсечки. Из рис. 17 видно, что встреча в точке m произойдет, если в момент выхода на орбиту ракеты ОКС находится в точке t' . Соответственно встреча в точке n гарантируется, если ОКС в момент выхода ракеты на орбиту находится в точке n' . Область m - n называется областью встречи, область t' - n' - областью старта. Очевидно, что величины этих областей зависят не только от параметров орбиты, но и от мощности ракеты.

Подсчитано, что если характеристическая скорость ракеты, т.е. сумма скоростей V_0 и v , составляет около 8,2 км/сек, то область старта простирается от $-7,4$ до $+6,1^\circ$, т.е. всего на $13,5^\circ$, что при невысоких орбитах (при R_n в несколько сот километров) соответствует времени полета ОКС 3-4 мин. В этом узком интервале и должен состояться старт ракеты. Чем больше характеристическая скорость ракеты, тем больше области старта и встречи и временной интервал старта. Но если учесть, что каждые 0,1 км/сек для современных многоступенчатых ракет в момент выхода на орбиту - это несколько тонн топлива, взятого на Земле, то становится очевидным недостаток такой схемы встречи.

Здесь следует учесть еще следующее. Практически не любая по величине характеристическая скорость создает благоприятные условия для перехода на орбиту ОКС. Если R_a значительно больше R , то переход в точке пересечения орбиты с траекторией весьма затруднен из-за очень большой потребной тяги и сложности управления.

Более удобен другой способ осуществления полета для встречи. Ракета выходит на орбиту ожидания, **компланарную орбите** ОКС (т.е. лежащую в той же плоскости), которая может разместиться внутри или вне орбиты цели. В этом случае значительно упрощаются требования к точности времени старта по сравнению с предыдущим способом. Из-за разности периодов обращения ракеты и станции с каждым витком угловое расстояние между ними будет сокращаться. По достижении некоторого момента производится перевод ракеты с орбиты ожидания на орбиту ОКС. При этом переход с орбиты с большей высотой производится за счет дополнительного тормозного импульса скорости, а переход с нижележащей орбиты - за счет импульса ускорения (рис. 18).

Переход между круговыми орбитами осуществляется по траектории с минимальной затратой энергии - по так называемому **эллипсу Гомана**. В точке встречи ракете понадобится лишь небольшой импульс тяги, так как разность скоростей ракеты и ОКС будет невелика. Время сближения при этом равно половине периода обращения станции.

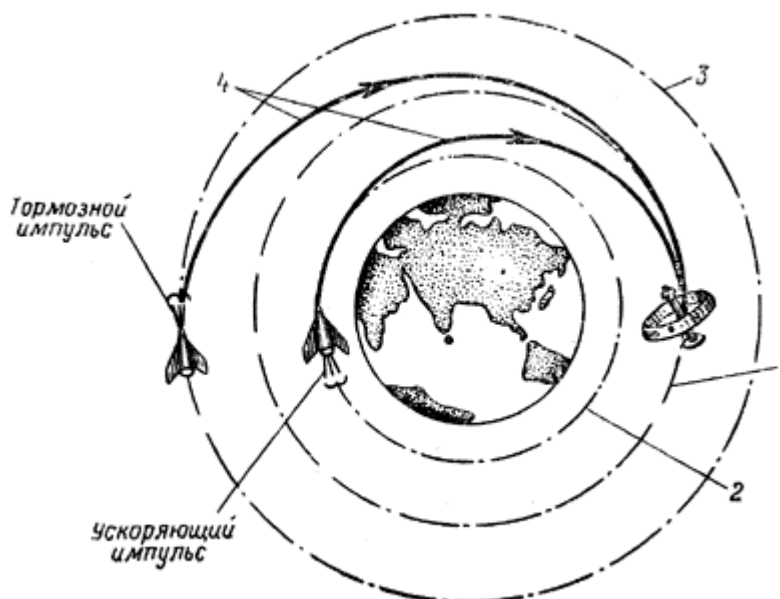


Рис. 18. Переход ракеты с орбиты ожидания на орбиту ОКС:
1 - орбита станции; 2 - низкая орбита ожидания; 3 - высокая орбита ожидания; 4 - эллипсы Гомана

Большие энергетические преимущества дает **метод совмещения** (рис. 19). Состоит он в следующем. Орбита ожидания ракеты касается орбиты ОКС (считаем их компланарными) в апогее или перигее. На орбите ракета получает лишь небольшие импульсы коррекции, чтобы между периодами обращения обоих космических тел было нужное соотношение. Движение по разным орбитам происходит до практического совмещения ракеты с ОКС в точке касания орбит. На это понадобится несколько витков вокруг Земли. В момент совмещения ракета получит дополнительную скорость, переводящую ее на орбиту ОКС.

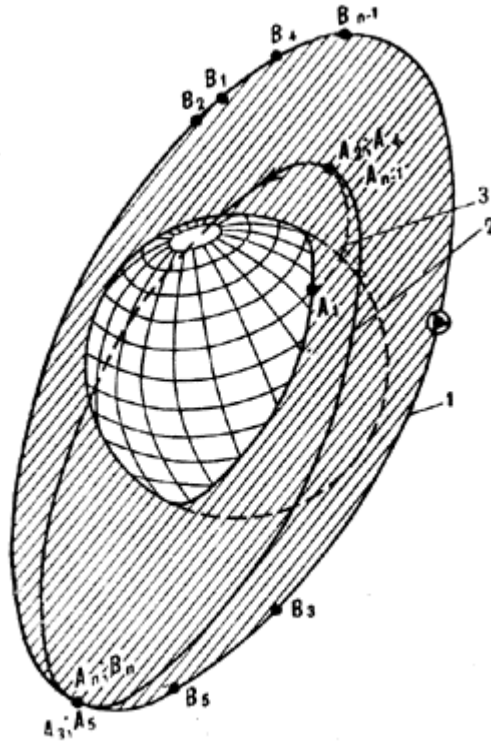


Рис. 19. Встреча на орбите по методу совмещения:
1 - орбита ОКС; 2 - орбита ракеты; 3 - траектория выведения

Теперь коротко расскажем о других этапах встречи. На третьем этапе, т.е. при **сближении**, должны быть скомпенсированы все ошибки выведения и траекторного движения ракеты, а расстояние до ОКС и относительная скорость перемещения ракеты уменьшены почти до нуля. В общем случае величина поправок зависит от взаимного положения ракеты и станции, угловой скорости линии визирования (т.е. слежения за целью) и относительной скорости сближения. Поправки будут реализовываться специальными двигателями небольшой тяги. Эти двигатели должны давать приращение скорости вдоль линии визирования или нормально к ней. На ракете должны быть установлены специальные радиолокационные, оптические или инфракрасные чувствительные элементы - датчики расстояния, скорости, ускорения и угловой скорости вращения линии визирования. При сближении они будут непрерывно измерять относительную скорость и определять взаимное положение ракеты и станции. Специальные бортовые счетно-решающие устройства будут вырабатывать необходимые данные для маневра. Конечной целью автоматического управления будет уменьшение расстояния между объектами до нескольких десятков метров и относительной скорости - до нескольких метров в секунду.

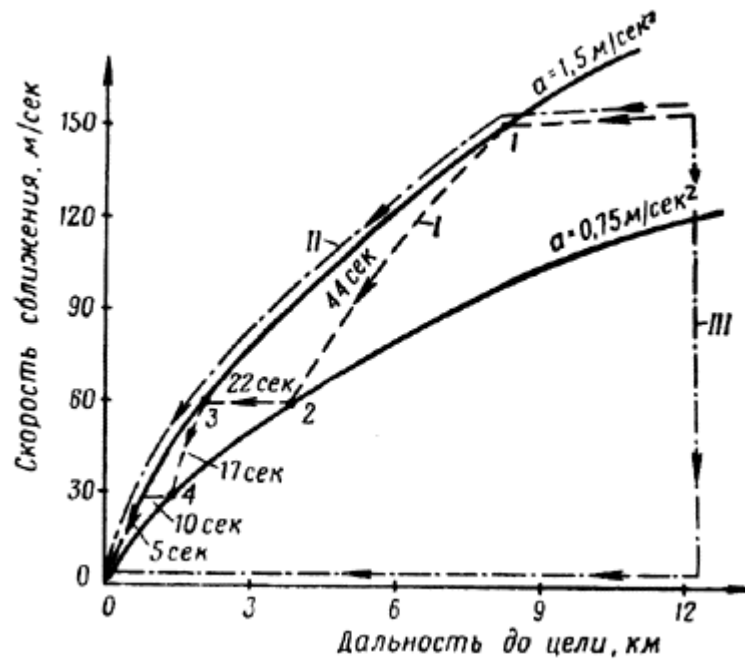


Рис. 20. Траектории сближения ракеты с целью <ОКС>:

I - с помощью импульсных двигателей постоянной тяги; II - с помощью двигателей регулируемой тяги; III - траектория с минимальным расходом топлива

Существует несколько схем реализации задачи сближения. На графике рис. 20 нанесены две линии разных Ускорений ракеты и показаны некоторые траектории сближения. Траектория I обозначает движение ракеты с помощью двигателей постоянной тяги, включаемых импульсно. Сначала ракета движется свободно по траектории с выключенным двигателем. По достижении определенной точки после захвата станции радиолокатором Двигатель включается (точка 1) и ракета идет на сближение с ОКС с уменьшением скорости сближения. Через несколько секунд ракета достигнет второй линии в точке 2. При этом расстояние до цели (ОКС) и скорость сближения уменьшились. В этой точке двигатель выключается, и ракета вновь продолжает движение с постоянной скоростью. В точке 3 ракета снова получает ускорение, и так несколько раз до полного совмещения с ОКС. Чем ближе расположены линии включения и выключения двигателей, тем чаще происходят переключения.

Значительно удобнее было бы применить двигатель с регулируемой тягой (траектория II). Тогда после включения двигателя расстояние и скорость ракеты будут плавно уменьшаться при постоянном ускорении вплоть до встречи с ОКС.

На график нанесена также траектория III, при которой расход топлива является минимальным. В этом случае сначала сводятся к нулю все относительные скорости, кроме, конечно, небольшой поступательной скорости ракеты вдоль линии визирования по направлению к ОКС. Время маневра здесь увеличивается.

На четвертом (последнем) этапе при контакте ракеты с ОКС управление возьмет на себя непосредственно пилот или оператор. С помощью специальных приспособлений (тросов, манипуляторов и т. д.) произойдет швартовка. Энергия удара при этом поглотится специальными амортизаторами.

Возможен и другой метод осуществления контакта, при котором с расстояния нескольких десятков метров с ракеты будет выпущен трос, который будет выловлен на ОКС, после чего произойдет подтягивание ракеты к станции.

В результате контакта ОКС и ракеты почти наверняка потребуются дополнительная стабилизация системы «ОКС - ракета».

Из сказанного видно, что ветрена в космосе, представляет собой труднейшую техническую задачу. Но трудности эти вполне преодолимы уже сегодня, а в недалёком будущем, вероятно,

операция встречи и контакта космических кораблей будет немногим сложнее дозаправки самолетов в воздухе.

Рассмотрим кратко проблему **возвращения** транспортной ракеты с орбиты ОКС на Землю. Как известно, решение этой проблемы заключается в первую очередь в отводе и поглощении того огромного количества тепла, которое возникает при торможении космического аппарата в плотных слоях атмосферы.

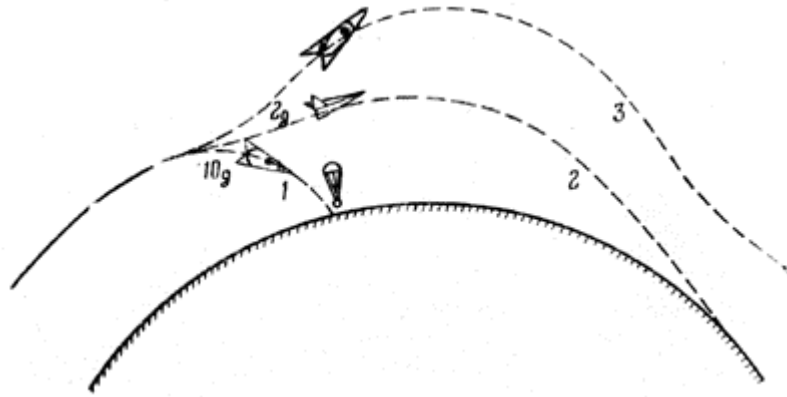


Рис. 21. Различные методы входа в атмосферу космического аппарата:
1 - баллистический; 2 - планирующий; 3 - рикошетирующий

Возможны различные способы входа в атмосферу космического аппарата после полета по орбите (рис. 21). Обычно спутники и обитаемые корабли, спускающиеся с орбиты на Землю, входят в атмосферу по довольно крутой баллистической траектории, подвергаясь значительным перегрузкам (до 10 g) и сильному нагреву головной части корабля (до нескольких тысяч градусов). Правда, при таком входе конструкция корабля не успевает сильно прогреться и все тепло поглощается и рассеивается головной частью аппарата. На высоте нескольких километров раскрывается парашют, с которым корабль и приземляется. Корабль или транспортная ракета могут быть спущены на Землю и с помощью винтового ротора типа вертолетного, что повысит точность посадки.

Другие способы входа в атмосферу напоминают обычное приземление самолетов. В таких случаях транспортная ракета должна иметь крылья. При этом траектория спуска может быть планирующей с небольшим углом к поверхности Земли и медленным торможением, при котором перегрузки и температуры относительно невелики, или рикошетирующей, когда крылатая ракета тормозится в процессе многократного соприкосновения с плотной атмосферой. При таких способах возвращения необходимо учитывать длительность теплового воздействия атмосферы.

ДЛИТЕЛЬНОЕ СУЩЕСТВОВАНИЕ НА ОРБИТЕ

Во всех случаях для уменьшения нагрева корабля нужна либо поверхностная термическая защита, либо специальная система охлаждения. Обычно головную часть входящего в атмосферу аппарата покрывают специальными материалами, которые, сплавляясь и испаряясь, поглощают большую часть тепла торможения. Охлаждение конструкции возможно и с помощью специальных систем, когда тепло от поверхности забирается каким-либо жидким теплоносителем, а потом отдается в окружающее пространство с помощью радиационного излучателя.

Путешественник, отправляющийся в незнакомые края, стремится взять с собой как можно больше, чтобы гарантировать себя от непредвиденных случайностей. В космических путешествиях в отличие от земных не должно быть ничего лишнего - каждый килограмм веса космического корабля должен быть полезной нагрузкой в полном смысле этого слова.

Успешные полеты первых космонавтов доказали принципиальную возможность существования человека в условиях орбитального полета, тем не менее даже наиболее разведанная околоземная область космического пространства таит еще много опасностей. Поэтому, прежде чем в космосе будут созданы обитаемые станции, потребуется провести множество специальных исследований, посвященных вопросам обеспечения безопасного пребывания экипажа на орбите в течение многих дней, недель и, может быть, месяцев.

Необходимо будет предусмотреть самые неожиданные ситуации и учесть совместное продолжительное воздействие разнообразных факторов межпланетного пространства. Первые полеты советских и американских космонавтов совершались по заранее разработанным программам, главной задачей которых была проверка осуществимости путешествий в космос с точки зрения Физиологических возможностей человеческого организма.

Вся деятельность пилотов сводилась в основном к наблюдению и выполнению относительно несложных операций контроля за работой систем ориентации, управления, жизнедеятельности и радиосвязи. Программа деятельности экипажа ОКС будет намного шире и сложнее. Конечно, все многочисленные научные исследования на ОКС будут проводиться строго по графику. Однако должны быть предусмотрены и запасные варианты, которые позволили бы в случае необходимости быстро менять направление или характер исследований. Нельзя, видимо, будет обойтись и без инструкции по действию экипажа в аварийных случаях.

Длительное пребывание человека на орбите уже само по себе сопряжено со значительными трудностями инженерного, физиологического и психологического порядка. Однако недостаточно просто поддерживать в кабине приемлемые значения давления, температуры, влажности и состава воздуха. Необходимо создать такие условия, при которых человек мог бы плодотворно работать и нормально отдыхать, т.е. обеспечить экипажу хотя бы минимум комфорта, к которому он привык на Земле. Чтобы знать, как защищаться от какой-либо опасности надо прежде всего ясно представлять, что это за опасность. Теперь, после многочисленных запусков ракет, искусственных спутников и обитаемых космических кораблей, наши знания об околоземном космическом пространстве намного расширились. Наметились конкретные способы защиты экипажа и конструкции орбитальных аппаратов от вредных воздействий космической среды и внешнего радиационного излучения. Вопросы, связанные с поддержанием требуемого теплового режима в жилых помещениях ОКС, а также некоторые другие инженерные проблемы, связанные с длительной работой оборудования в необычных условиях космического полета, представляют значительный интерес. Особое внимание должно быть уделено системам обеспечения жизнедеятельности членов экипажа станции. Обо всем этом и пойдет дальше речь.

КОСМОС НАЧИНАЕТСЯ... В АТМОСФЕРЕ

Среда. Атмосфере как среде, в которой мы существуем, присущи три важные функции. Прежде всего это поддержание необходимых для жизнедеятельности человека состава, температуры и давления воздуха. Кроме того, атмосфера играет роль фильтра от таких опасных для жизни факторов межпланетного пространства, как космическая радиация, ультрафиолетовое излучение Солнца, метеоры и космическая пыль. И, наконец, атмосфера является средой, в которой осуществляются разнообразные механические и физические эффекты, например распространение звука, создание аэродинамической силы или сопротивления движению и т.д. Расскажем подробнее о свойствах земной атмосферы, об изменении их с подъемом на большую высоту и о поддержании нужных свойств среды в помещениях ОКС. В начале нашей книги мы говорили о научных спорах по поводу определения верхней границы атмосферы. Напомним, что сейчас ею считают высоту 1000 км - по так называемой **физической классификации** зон околоземного пространства. Критерием при этом служит явление взаимного столкновения частиц воздуха или длина свободного пробега отдельных молекул воздуха, которая выше 1000 км становится настолько большой, а столкновения между частицами настолько редкими, что атомы и молекулы воздуха получают

возможность беспрепятственно двигаться из атмосферы в свободное космическое пространство. Выше 1000 км лежит зона таких свободно движущихся частиц воздуха. Протяженность этой зоны, которую называют **экзосферой**, также составляет около 1000 км. На высоте около 2000 км экзосфера постепенно переходит в так называемый **ближнекосмический вакуум**, который заполнен сильно разреженными частицами межпланетного газа, главным образом атомами водорода. Но этот газ представляет собой лишь часть межпланетного вещества. Другую часть составляют пылевидные частицы кометного и метеорного происхождения. Кроме этих чрезвычайно разреженных частиц, в межпланетное пространство проникает электромагнитная и корпускулярная радиация солнечного и галактического происхождения.

Теперь перейдем к **физиологической классификации** зон. Летчики и космонавты поднимаются на большие высоты в специальных герметических кабинах, изолирующих организм человека от окружающей среды. Почему человек не может существовать на большой высоте вне такой кабины? Какая высота является предельной для человека и почему?

Атмосфера снабжает нас необходимым для дыхания кислородом. Однако это одна из наиболее важных функций атмосферы очень быстро ослабевает по мере подъема на высоту. Уже на высоте 5 км над уровнем моря у нетренированного человека появляется кислородное голодание, и без надлежащей акклиматизации работоспособность человека значительно снижается. Здесь кончается так называемая физиологическая зона атмосферы. Дыхание человека становится невозможным на высоте 15 км, хотя примерно до 115 км атмосфера содержит молекулы кислорода, вполне пригодные для дыхания. Это объясняется значительным уменьшением внешнего барометрического давления. Поясним это. Из физиологии известно, что в легких человека постоянно содержится около 3 л так называемого **альвеолярного воздуха**. Давление кислорода в этом объеме при нормальных условиях составляет 110 мм рт. ст., давление углекислого газа - 40 мм рт. ст., а паров воды - 47 мм рт. ст. С увеличением высоты давление кислорода падает, а суммарное давление паров воды и углекислоты в легких остается постоянным - 87 мм рт. ст. Поступление кислорода в легкие полностью прекратится, когда давление окружающего воздуха станет равным этой величине. Это происходит при достижении высоты 15 км.

На высоте около 19 км давление снижается до 47 мм рт. ст. Поэтому здесь начнется кипение воды и межтканевой жидкости в организме человека. Вне герметической кабины на этих высотах смерть наступит почти мгновенно.

Таким образом, с точки зрения физиологии человека космос начинается уже на высоте 19 км.

В современной авиации большое распространение получили герметические кабины с наддувом внешним атмосферным воздухом. Но такой тип кабины практически пригоден лишь для полетов на высотах ниже 30 км. На больших высотах для сжатия сильно разреженного воздуха требуется очень большая мощность компрессора. Кроме того, при сжатии такого разреженного воздуха температура его растет настолько интенсивно, что требуется дополнительное охлаждение воздуха. Поэтому в космических полетах используется принципиально новый тип кабины для пилота - полностью герметизированная и наддуваемая изнутри.

Однако для поддержания жизнедеятельности человека внутри герметической кабины совершенно недостаточно иметь лишь атмосферное давление воздуха и нужное количество кислорода. Внутри космического корабля должен поддерживаться такой климат, к которому человек привык на Земле, т.е. определенный диапазон изменения влажности и температуры воздуха.

Такой искусственно созданный и автоматически поддерживаемый климат был в кабинах советских космических кораблей. Напомним, что в кабине корабля «Восток-5» состав воздуха, давление, влажность и температура поддерживались в заданных пределах почти пять суток. Таким же и даже более высоким требованиям будут удовлетворять рабочие и жилые отсеки ОКС, в которых помещения для экипажа будут намного больше по объему, а время поддержания нормального для человека климата возрастет во много раз.

Физиологическая классификация зон указывает и на то, что на высотах более 36 км интенсивно действует ионизирующая радиация - первичные космические лучи, на высотах более 40 км действует опасная для человека ультрафиолетовая часть солнечного спектра и на высотах более 120 км - интенсивные метеорные потоки.

Можно представить себе любую другую классификацию зон околоземного пространства. Следует лишь оговориться, что каждая из этих классификаций, как и предыдущие, является условной и неокончательной. В частности, можно рассматривать **техническую классификацию** зон атмосферы.

По мере подъема на все большую высоту над поверхностью Земли постепенно ослабевают, а затем и полностью исчезают такие привычные всем явления, наблюдаемые в нижних слоях атмосферы, как распространение звука, возникновение подъемной силы и сопротивления, передача тепла конвекцией и др.

В верхних, разреженных слоях воздуха, где длина свободного пробега частиц становится соизмеримой с длиной волны звуковых колебаний, распространение звука оказывается невозможным. До высот порядка 60-90 км еще возможно использование сопротивления и подъемной силы воздуха для управляемого аэродинамического полета. Но начиная с высот 100-130 км знакомые каждому летчику понятия числа М и «звукового барьера» теряют свой смысл, хотя при больших скоростях полета там еще можно применить аэродинамическое крыло. На высотах же 180-200 км начинается сфера чисто баллистического полета, управлять которым можно лишь используя реактивные силы. Если при таком полете развивается центробежная сила, равная силе тяжести на данной высоте, то наступает состояние так называемой динамической невесомости и летательный аппарат становится искусственным спутником Земли.

На высотах выше 100 км атмосфера лишена и другого замечательного свойства - способности поглощать, проводить и передавать тепловую энергию обычной конвекцией. Это означает, что различные элементы оборудования аппаратуры ОКС не смогут охлаждаться так, как это делается обычно на самолете, - с помощью воздушных струй и воздушных радиаторов. На такой высоте, как и вообще в космосе, единственным способом передачи тепла является радиационное излучение. Известно, что полет с большой скоростью в нижних слоях атмосферы связан с очень сильным конвективным нагревом носовой части и обшивки летательного аппарата, возникающим в результате трения о молекулы воздуха. При полете же на высотах 130-160 км нагрев обшивки от трения о воздух становится ничтожно малым.

Итак, где же, начинается собственно космос - свободное межпланетное пространство в «чистом» виде?

Едва ли на этот вопрос можно ответить вполне определенно. На схеме рис. 22 показаны все три рассмотренные нами классификации зон околоземного пространства - физическая, физиологическая и техническая. Интересно, что при подъеме на высоту особенно быстро начинается космос для физиологов - с высоты 19 и даже 15 км. Правда, на этих высотах проявляются лишь отдельные свойства космической среды. Поэтому зону от 19 до 200 км физиологи считают **частично эквивалентной** космосу.

Конечно, и выше 200 км космос все же отличается от межпланетного пространства, так как еще сказывается влияние близости Земли. Радиационные пояса Земли распространяются на многие десятки тысяч, а гравитационные и магнитные поля - на многие сотни тысяч километров.

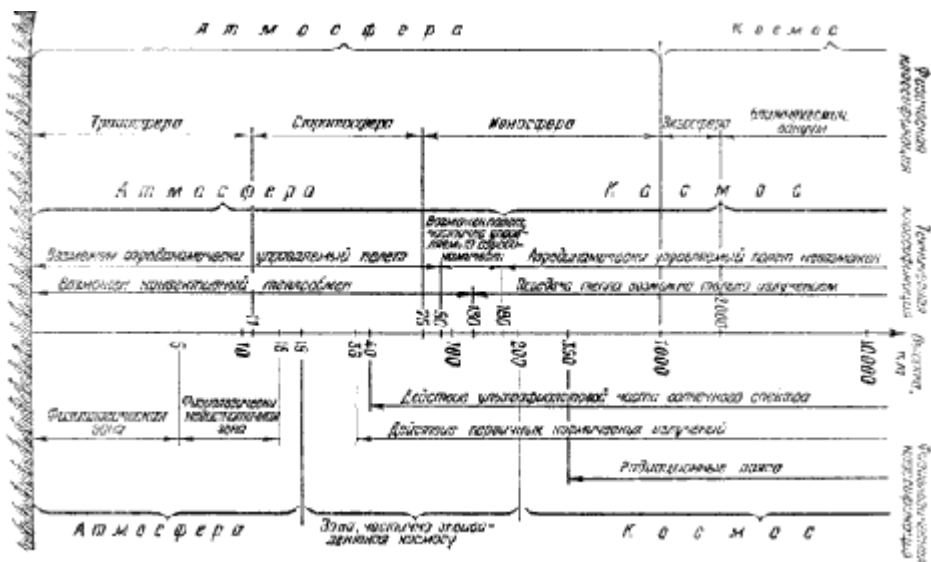


Рис. 22. Классификация зон околоземного пространства

Радиация. Пожалуй, одной из самых больших опасностей, подстерегающих человека в космосе, является воздействие **космической радиации**. Еще не ясны до конца размеры этой опасности, но уже очевидна: необходимость в мощной антирадиационной защите для экипажа ОКС, тем более что вредное влияние радиации на организм обладает свойством накапливаемости и может проявиться через несколько лет или передаться по наследству.

С биологическим действием ионизирующей радиации: люди впервые столкнулись более полувека назад после открытия естественной радиоактивности. Однако серьезным изучением влияния радиации на живые организмы ученые занялись лишь в недавнее время в связи с бурным развитием атомной техники.

Предельно допустимая доза облучения для человека не должна превышать 0,3 рентгена в неделю или 15 рентген в год. Предельной для человека дозой при кратковременном облучении считают 600 рентген. В связи с необходимостью длительного пребывания человека на борту ОКС или в далеком космосе ученые ищут эффективные средства защиты от ионизирующей радиации. Такой защитой, возможно, будут специальные экраны - поглотители и отражатели космических частиц. Ученые ведут также усиленные поиски специальных препаратов, способных в случаях сильного облучения предотвратить или хотя бы задержать развитие лучевой болезни.

При проектировании ОКС будет учитываться влияние космической радиации не только на организм человека, но и на материалы конструкции и оборудование. Исследования показали, что радиация почти не действует на металлы, но в условиях вакуума способна вызывать деполимеризацию пластмасс, нарушающую их структуру. Процесс деполимеризации сопровождается обычно выделением газа, обесцвечиванием, повышением хрупкости и электропроводности, уменьшением сцепляемости частиц пластических материалов.

Известную опасность радиация представляет и для полупроводниковых приборов - транзисторов.

Мы уже упоминали об **околоземных поясах радиации**, образованных магнитным полем Земли (см. рис. 6). Это главный источник опасных излучений для экипажа ОКС. Радиационная «оболочка» Земли состоит из трех зон, или поясов - внутреннего, внешнего и самого внешнего.

Первый - **внутренний пояс** радиации - как бы охватывает земной шар вдоль геомагнитного экватора. Он состоит из частиц с высокой энергией - **протонов**. Относительно центра Земли этот пояс, как и порождающее его магнитное поле, расположен несимметрично: в западном полушарии нижний край его опускается до высоты 600 км, в восточном - поднимается до 1600 км. В некоторых местах (например, в южной части Атлантического океана) повышенная радиация начинается на еще меньших высотах - 350-400 км, что объясняется влиянием местных магнитных аномалий. По широте внутренний пояс распространяется примерно на 20°

к северу и на 20° к югу от экватора. Интенсивность потока заряженных частиц в нем переменна по высоте: с подъемом на каждые 100 км она удваивается и достигает максимального значения на высоте 3000 км. Ионизирующее действие радиации внутреннего пояса вызывают главным образом протоны, которые могут создавать максимальную дозу, равную 50-100 рентгенов в час. Создать надежную защиту при такой дозе радиации можно, лишь применяя очень толстые экраны, вес каждого погонного сантиметра которых, по оценке американских специалистов, на современном уровне техники может составлять до 80 г.

Второй - **внешний пояс** радиации, - открытый советскими учеными, расположен на высотах от 9000 до 45000 км. Он намного шире внутреннего (распространяется на 50° к северу и на 50° к югу от экватора) и также обладает переменной интенсивностью. Максимальная доза, создаваемая внешним поясом за один час, может составить громадную величину - до 10000 рентген. Однако проблема защиты от радиации внешнего пояса будет, по всей вероятности, менее сложной, чем проблема защиты от радиации внутреннего пояса. Дело в том, что внешний пояс состоит в основном из частиц сравнительно невысокой энергии - электронов, от которых могут неплохо защитить даже обычные материалы обшивки космического корабля. Если же применить довольно тонкие свинцовые экраны, то эту дозу можно снизить в тысячи и десятки тысяч раз.

Что касается третьего - **самого внешнего пояса** радиации, - расположенного на высотах 45000-80000 км, то, несмотря на его пока еще недостаточную изученность, полагают, что радиация в нем не будет представлять большой опасности из-за малой энергии его частиц.

Интенсивность космической радиации резко возрастает под влиянием солнечных вспышек, которые, что особенно важно, довольно нерегулярны по времени и интенсивности. Например, за период с 1956 по 1960 г. было отмечено около десятка мощных вспышек на Солнце с частотой появления около двух в год. Вспышка, наблюдавшаяся 12 мая 1959 г., сопровождалась излучением протонов, которые на высоте 30 км создавали биологическую дозу в 2 рентгена в час; причем надо учитывать, что на этой высоте сильно сказывается экранирующее влияние атмосферы. Как видим, уже этот уровень дозы чрезмерно велик для человека, однако солнечные вспышки могут создавать и более интенсивные потоки радиации. Зарегистрированная в июле того же года при очередной вспышке на Солнце интенсивность потока протонов оказалась в десять раз больше предшествующей.

Обеспечение надежной защиты экипажа космического аппарата от действия радиации солнечных вспышек - весьма сложная задача. Достаточно сказать, что для защиты от средней по интенсивности вспышки 12 мая 1959 г. потребовался бы толстый графитовый экран, вес которого при площади 10 м² составил бы 5 т. Теперь понятно, почему большое значение приобретает прогнозирование вспышек на Солнце. Многолетними наблюдениями за Солнцем установлено, что в его деятельности имеются периоды минимальной активности. Эти периоды наиболее благоприятны для полетов человека в космос и пребывания людей на борту орбитальных станций. Предполагается, что очередные периоды минимальной солнечной активности будут наблюдаться в 1963-1966 и 1972-1975 гг.

Итак, наибольшую опасность для экипажа ОКС представят интенсивные потоки протонов при вспышках на Солнце и при прохождении станцией внутреннего пояса радиации, где мощность дозы может достигать 1 рентгена в минуту и более. Как мы уже говорили, именно протоны являются теми частицами, от которых в первую очередь необходимо защищаться. Однако при разработке системы радиационной защиты ОКС нужно учитывать и то, что, попадая в материал обшивки и конструкции, протоны способны создавать вторичные продукты радиации, в частности гамма-лучи и рентгеновские лучи, обладающие еще большей проникающей способностью, чем протоны.

Способы защиты от космической радиации могут быть пассивными и активными. **Пассивные** способы аналогичны тем, которые применяются в настоящее время в практике реакторостроения, и основаны на свойствах материалов поглощать и частично отражать радиацию. **Активные** способы - это отражение протонов с использованием электростатических или электромагнитных полей. Используя положительный заряд протонов, можно воздействием поля изменить направление их потока и заставить обойти космическую станцию. Активная защита более эффективна, но связана с очень большим расходом энергии.

Пассивная защита может осуществляться экранированием наиболее ответственных, в первую очередь жилых и рабочих, отсеков ОКС щитами из материала, обеспечивающего уменьшение дозы ниже допустимого предела. Наилучшей поглощающей способностью обладают элементы с высоким атомным весом и прочными электронными связями, например свинец. Он является эффективным защитным материалом не только от протонов, но и от вторичных продуктов радиации. Водород, например, в качестве защиты от протонов по весу в пять раз эффективнее свинца, но водород беспомощен против гамма-излучения. Система же защиты свинцовыми экранами имеет очень большой вес.

На графике рис. 23 в логарифмическом масштабе показано изменение требуемого веса защитных свинцовых экранов в зависимости от допускаемой скорости нарастания биологической дозы, создаваемой протонами внутреннего пояса радиации на высоте 3500 км и протонами от солнечной вспышки в мае 1959 г. [16].

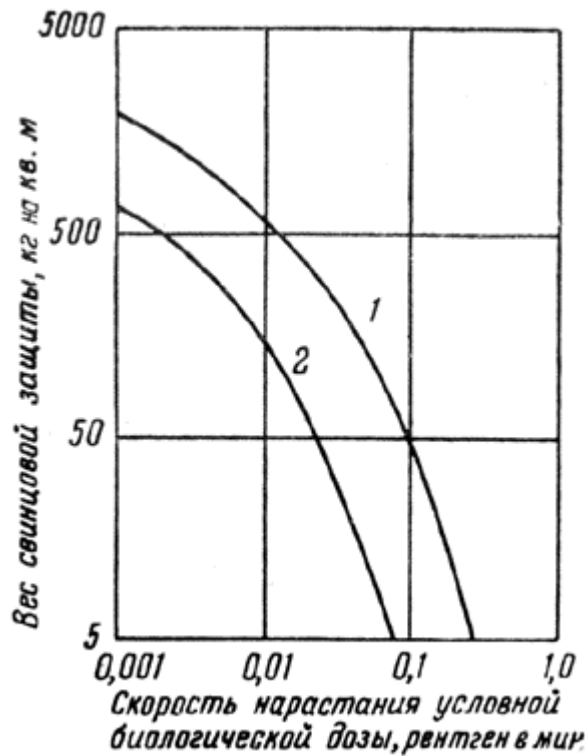


Рис. 23. График изменения веса защиты в зависимости от скорости нарастания условной биологической дозы: 1 - от протонов во внутреннем поясе радиации; 2 - от протонов солнечной вспышки <май 1959 г.>

На том же графике можно видеть, что если экипаж ОКС длительное время находится на орбите и существует опасность возникновения солнечной вспышки, то для снижения скорости нарастания дозы до более или менее приемлемого уровня (0,001 рентгена в минуту) свинцовая защита должна иметь толщину, соответствующую погонному весу более 500 кг на квадратный метр.

Приведенные зависимости носят, разумеется, общий оценочный характер и нуждаются в дальнейшем уточнении. Однако уже в таком виде они дают представление о требуемой толщине свинцовых экранов и свидетельствуют о необходимости применения более эффективных в весовом отношении защитных материалов. Такими материалами могут оказаться исследуемые в настоящее время бор, углерод, полиэтилен и их комбинации.

Весьма перспективным средством повышения эффективности противорадиационной защиты считается комбинирование пассивного экрана с одним из активных способов.

Зная энергию входящих протонов, нетрудно подсчитать потенциал электростатического поля для отражения всех протонов с заданным уровнем энергии. При создании электростатического поля вокруг космического аппарата его можно окружить двумя концентрическими сферами: внешней, заряженной отрицательно, и внутренней, заряженной

положительно. Чем больше будет радиус внешней сферы, тем меньше величина заряда, которую надо сообщить сферам для отражения всех протонов с заданной энергией.

Разумеется, создание противорадиационной защиты подобного типа является пока лишь проблемой. При наличии внешней сферы с радиусом лишь в несколько метров (что само по себе связано с большими конструктивными трудностями) величина заряда, необходимая для защиты от высокоэнергичных протонов, должна быть огромной. Однако в условиях космического вакуума создать большие заряды, видимо, будет легче, чем в атмосфере, где велики токи утечки. Осуществимость такой противорадиационной защиты всецело зависит от создания сверхвысоковольтных электростатических генераторов приемлемого веса.

Электромагнитное поле также может изменять траекторию заряженных частиц, не изменяя их энергии. Для отражения высокоэнергичных протонов важна не только величина электромагнитного поля, но и его форма. Расчеты показывают, что для создания вокруг ОКС сферического защитного электромагнитного поля потребуется громадная электрическая мощность порядка 10-100 Мвт. Несколько эффективнее будут поля других, более сложных форм, например спиральное. Но нельзя забывать и о том, что наличие сильного электромагнитного поля вокруг ОКС затруднит выполнение многих научных экспериментов.

И все же надо полагать, что электромагнитный и электростатический способы противорадиационной защиты будут служить хорошим дополнением к пассивной защите экранированием. А в будущем, при полетах к другим планетам, быть может, они станут основным средством борьбы с радиационной опасностью.

Метеорные тела. Атмосфера надежно защищает поверхность Земли от еще одного «властелина» космоса - метеоров, метеорных дождей и потоков космической пыли. Подходя к поверхности Земли, большинство из этих посланцев космоса сгорает при входе в атмосферу на высоте 40-120 км.

До недавнего времени наши представления об истинных размерах метеорных потоков на больших высотах основывались лишь на оптических и радиолокационных наблюдениях. Только в последние годы благодаря многочисленным запускам исследовательских ракет, спутников и космических кораблей были получены обширные сведения, позволившие более строго подойти к оценке той опасности, которую представляют метеоры при продолжительных полетах людей в космосе.

Частицы космического вещества распределяются в пределах солнечной системы неравномерно и имеют самые различные физические свойства. Пока более или менее изучены метеорные потоки лишь в околоземной части межпланетного пространства, но они-то и представляют наибольший интерес с точки зрения создания ОКС. Обшивка орбитальных станций будет подвержена бомбардировке частицами различных размеров и массы.

Осколки больших метеорных тел, изредка достигающие земной поверхности, называются **метеоритами**. Они имеют относительно высокие плотности - от 2 г/см^3 (плотность камня) до 8 г/см^3 (плотность железа). Метеорные частицы кометного происхождения, составляющие 89% в общем метеорном потоке, имеют, судя по косвенным оптическим и радиолокационным измерениям, гораздо меньшую плотность - ниже $0,05 \text{ г/см}^2$ (плотность только что выпавшего снега). Около 10% общего числа метеорных тел, встречающихся в околоземном пространстве, составляют осколки рассыпавшихся астероидов. Лишь 1% всех метеорных частиц имеет галактическое происхождение.

Плотность метеора определяют обычно с Земли оптическими методами по яркости его свечения. Скорости метеорных потоков вблизи Земли достигают огромных величин - от 11 до 76 км/сек, причем, как полагают, наиболее интенсивно метеорные потоки действуют в плоскости эклиптики.

В чем же заключается метеорная опасность при полетах в космос? Продолжительные полеты искусственных спутников Земли показали, что вероятность столкновения в космосе с крупными метеорными телами весьма мала. Более реальную угрозу для экипажа и конструкции корабля представляют мелкие твердые частицы. При столкновении их с обшивкой ОКС в ней могут образоваться сквозные пробоины, что может вызвать разгерметизацию кабины.

Метеорные частицы имеют самые различные размеры и вес. Наиболее крупные из них, весом от $5 \cdot 10^{-3}$ до $2 \cdot 10^{-5}$ г и диаметром от 1 до 0,2 см, составляют в общем потоке лишь около 0,3%.

При проектировании обшивки ОКС нельзя забывать о том, что вероятность попадания микрометеора возрастает с увеличением размеров станции. Кроме того, толщина обшивки в значительной мере влияет на вес полезной нагрузки всей станции. Поэтому толщина обшивки должна быть выбрана оптимальной, причем ограничением является, с одной стороны, вес обшивки, с другой - возможность пробивания ее метеорными телами.

Учитывая, что вероятность попадания этих частиц в ОКС невелика, полет станции практически можно будет считать безопасным в течение длительного времени. Несмотря на это, конструкторам космических станций придется преодолеть немало трудностей при создании прочных и легких обшивок. Для этого им необходимо знать возможные глубины проникновения микрометеоров в различные материалы. Все эксперименты в этом направлении проведены пока что при скоростях метеорных частиц до 8 км/сек и плотностях материалов больших, чем это необходимо. Существует много различных оценок пробивных свойств микрометеоров. По опубликованным данным [21], глубина проникновения микрометеора в дюралевую обшивку в среднем равна $7,5 d$, а в стальную - $4,4 d$, где d - диаметр метеора. Тогда по средневероятностной оценке размеров метеоров для обшивки ОКС потребуется толщина 4,8 мм для дюрала (вес 1 м^2 обшивки 12,6 кг) и 2,8 мм для стали (вес 1 м^2 обшивки 21,4 кг).

В зависимости от размеров пробитого отверстия и объема внутренних помещений ОКС воздух будет с той или иной скоростью вытекать наружу. Расчеты показывают, что в среднем скорость падения давления (декомпрессии) в помещении ОКС при пробивании обшивки метеорным телом, как правило, будет не настолько значительной, чтобы космонавты не успели принять необходимые защитные меры: перейти в запасную кабину (если таковая имеется) или надеть специальный скафандр.

Конструкторы ищут пути уменьшения вероятности пробоя обшивки космических кораблей путем подбора лучших материалов и создания специальных конструкций обшивки. Из новых материалов, выгодных с точки зрения уменьшения веса обшивки и способных более или менее успешно противостоять метеорным телам, можно назвать бериллий, магний, титан. Каждый из них имеет, конечно, и свои недостатки. Например, магний при нагреве теряет свои прочностные свойства, поэтому он может быть применен лишь в том случае, если конструкция ОКС не будет возвращаться на Землю. Кроме того, предполагается использовать самогерметизирующиеся при пробое резиновые материалы, наносимые на металлическую обшивку и предохраняющие от утечки воздуха при пробое, как это делается в авиации для герметизации баков.

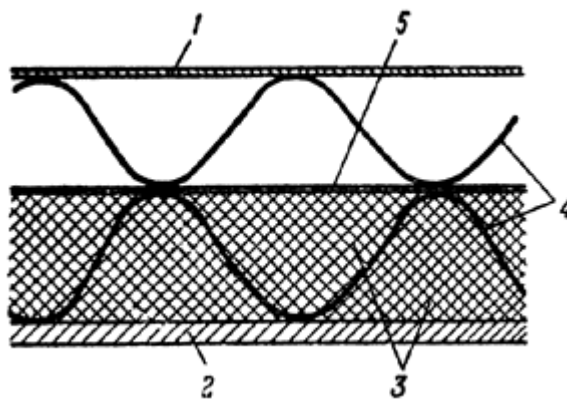


Рис. 24. Схема многослойной антиметеорной защиты:

1 - тонкая внешняя стенка; 2 - толстая внутренняя стенка; 3 - «запечатывающий» материал; 4 - бандаж; 5 - сепаратор из фольги

Весьма перспективным способом антиметеорной защиты является применение **многослойной обшивки**, состоящей из нескольких листов металла, разделенных промежутками. Защитные листы можно сделать очень тонкими, и суммарный вес многослойной обшивки будет во много раз меньше веса однослойной защиты. В простейшем случае такая обшивка состоит из двух стенок. Внешняя стенка, выполненная, например, из бериллия, - тонкая - толщиной всего 0,3-0,5 мм; она предназначена для поглощения энергии микрометеоров низкой плотности. Толщина внутренней стенки, также бериллиевой, будет выбрана в соответствии с обычными условиями непробиваемости для определенного размера частиц в течение заданного времени.

Многослойную обшивку ОКС можно сделать еще более тонкой и легкой, если промежутки между стенками заполнить резиновым материалом или специальным веществом, способным «запечатывать» пробойны, например кипящим при понижении давления. Многослойная обшивка с «запечатывающим» наполнителем показана в разрезе на рис. 24.

Хотя пробивание обшивки микрометеором даже при длительном существовании ОКС можно считать весьма редким явлением, с которым к тому же можно довольно успешно бороться, тем не менее метеорную опасность нельзя недооценивать. Кроме того, постоянное воздействие мелких метеорных частиц на различные поверхности приведет к их эрозии, т.е. к уносу материала с поверхности обшивки. При проектировании ОКС с периодом существования более одного года придется, вероятно, учитывать возможное уменьшение толщины обшивки вследствие эрозионного действия попавших в обшивку станции метеорных тел. Вероятно, эрозии будет подвергаться и разнообразное оборудование научной космической станции: наружные линзы оптических приборов, поверхности излучателей и солнечных коллекторов.

ЧТО ТАКОЕ ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ СИСТЕМА?

Любая форма живой материи немислима вне той среды, к существованию в которой она приспособлена, причем более высокоорганизованные формы жизни являются и более требовательными к постоянству состава и свойств внешней среды.

Отрасль биологии, занимающаяся изучением взаимоотношения живых организмов с окружающей их средой, называется **экологией**. Наука поставила перед учеными и инженерами сложнейшую проблему: как обеспечить человеку вне Земли длительную работоспособность, как создать в космической пустыне, в невесомости условия, пригодные для жизни и работы?

Протекание жизненных процессов в человеческом организме основано на преобразовании одних форм энергии в другие, которое сопровождается химическими превращениями веществ. Так, при совершении мускульной работы входящие в состав человеческого организма углеводы и жиры (вещества с высоким уровнем энергии) превращаются в воду и углекислый газ (вещества с низким уровнем энергии). Освобождающаяся при этом энергия идет на получение полезной механической работы. Кроме того, часть энергии выделяется и рассеивается в виде тепла. Убыль энергии восполняется затем вводом в организм новых жиров и углеводов. Это пример одного из многочисленных проявлений так называемого **метаболизма** - круговорота веществ в живом организме при взаимодействии его с внешней средой.

Количественные отношения, в которых совершается процесс обмена веществ, во многом зависят от состояния окружающей среды, например от температуры. Но прежде всего они определяются родом жизнедеятельности. Достаточно сказать, что часовое потребление кислорода человеком может изменяться в среднем от 15 л при полном покое (сон) до 75 л и более при тяжелой физической работе.

Однако для уяснения требований, предъявляемых к системе жизнеобеспечения экипажа ОКС, обычно рассматривают некоторые средние нормы. Примером таких осредненных норм суточного круговорота веществ в организме человека могут служить данные, представленные в виде диаграммы на рис. 25 [16]. Приведенная диаграмма составлена из предположения, что

вес человека равен 70 кг, суточный рацион питания состоит из 80 г белков, 270 г углеводов и 150 г жиров, а отношение массы вдыхаемого кислорода к массе выдыхаемого углекислого газа составляет 0,82. Рассматривая диаграмму, можно прийти к двум важным выводам. Во-первых, масса всех вводимых в организм веществ равняется массе всех выделяющихся продуктов жизнедеятельности; другими словами, процесс обмена веществ у здорового взрослого человека, вес которого практически остается неизменным, совершается при строгом массовом балансе. Во-вторых, воды выделяется несколько больше, чем вводится. Увеличение массы воды происходит за счет окислительных процессов пищеварения. Количество этой «лишней» воды зависит от типа пищи. Жиры, в частности, создают больший прирост воды, нежели белки и углеводы.

Таким образом, для поддержания постоянства весового баланса веществ, который на Земле вполне естествен, на борту ОКС должна постоянно действовать заранее рассчитанная система обеспечения жизнедеятельности человека. Такая система называется **экологической**.

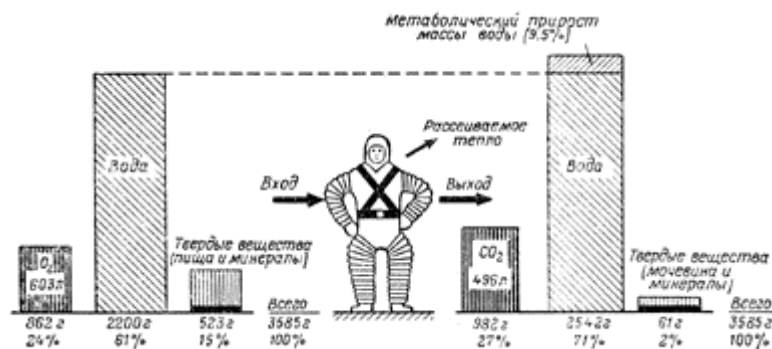


Рис. 25. Диаграмма суточного круговорота веществ в организме человека

Важно тщательно предусмотреть все факторы, влияющие на процесс обмена веществ. Выгодно ли, например, увеличить в рационе космонавта процент высококалорийных жиров? Казалось бы, да - ведь это позволит снизить вес запасаемых на борту продуктов питания. Но оказывается, что увеличение в рационе количества жиров будет повышать содержание воды в атмосфере кабины, а следовательно, потребует и дополнительного влагопоглощающего оборудования. Таким образом, исходя из требования минимального веса всей экологической системы можно будет найти оптимальные решения.

Приступая к разработке принципов построения экологических систем для полетов в космос, ученые обращаются прежде всего к идеальному прототипу таких систем, которым служит созданный самой природой, «космический корабль» - наша планета. На Земле осуществляется замкнутый круговорот всех необходимых для жизни веществ: постоянно расходуются и вновь регенерируются вода и азот, циклически совершаются превращения кислорода в углекислый газ при дыхании животных и углекислого газа в кислород при фотосинтезе в растениях и т.д.

Возникает вопрос: можно ли хотя бы в какой-то мере скопировать эти процессы в экологической системе ОКС? Ведь запастись всеми нужными для жизни продуктами в достаточном количестве для длительного пребывания людей в космосе очень сложно. Это потребует огромного количества транспортных ракет, тем более что вес потребного запаса быстро возрастает с увеличением численности экипажа и времени полета.

Разумеется, какой-то первоначальный запас надо иметь в любом случае. Однако если при кратковременном полете в космос можно пойти на то, чтобы полностью расходовать этот запас, заботясь лишь об удалении продуктов жизнедеятельности из кабины, то обеспечение продолжительного пребывания человека в космосе заставляет подумать о способах регенерации продуктов жизнедеятельности для повторного их использования. Это означает, например, что надо иметь такие материалы для поглощения углекислого газа и влаги, которые допускали бы многократное применение их после регенерации. Еще лучше, если они будут при этом в достаточном количестве выделять новые порции необходимого для человека

кислорода. Ставится и более сложная задача получения пищевых продуктов из остатков процесса жизнедеятельности: сахара и крахмала - из углекислого газа и воды, белков - из азотсодержащихся веществ мочевины.

Главной проблемой при создании экологической системы ОКС является поддержание в кабине нормального давления и состава атмосферы, а также ее температуры и влажности. При этом давление в кабине может быть и меньше атмосферного, но не ниже $0,7 \text{ кг/см}^2$. Парциальное давление кислорода необходимо поддерживать близким к давлению на уровне моря (158 мм рт. ст.). Давление других газов, присутствующих обычно в земной атмосфере, соответствующее их содержанию, не должно превышать следующих норм: для углекислого газа - 4-8 мм рт. ст., паров воды - 5-12 мм рт. ст.

В настоящее время существует несколько способов поддержания нормального состава атмосферы в герметических кабинах. Все они сводятся к одному - к созданию запаса кислорода и средств для поглощения углекислого газа и воды.

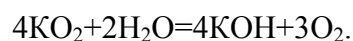
Самый простой способ обеспечения экипажа кислородом - это создание на борту ОКС его запасов в газообразном или жидком виде. Но хранение газообразного кислорода приводит к большому «мертвому» весу металлических баллонов. Так, например, вес газообразного кислорода обычно составляет только 10-20% полного веса снаряженных баллонов.

Жидкий кислород хранится в специальных сосудах - конверторах. Однако хранение его в условиях космического полета сопряжено с некоторыми техническими трудностями. В частности, необходимо иметь очень хорошую тепловую изоляцию конверторов с жидким кислородом для уменьшения потерь на испарение.

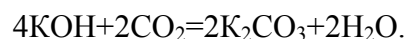
Перспективным представляется получение кислорода непосредственно на борту ОКС из продуктов, запасенных на Земле, хранение которых в количествах, достаточных для обеспечения кислородом, не вызывает больших трудностей.

Такими химическими соединениями, которые при реагировании с другими веществами выделяют кислород, вполне пригодный для дыхания, являются перекись водорода (H_2O_2), хлорат натрия (NaClO_3), перекись натрия (Na_2O_2) и др. Правда, с точки зрения весовой отдачи химические источники кислорода занимают пока промежуточное положение между баллонами с газообразным кислородом и жидкостными конверторами.

Использование химических соединений для кислородного снабжения экипажа ОКС может дать и другие преимущества. Некоторые из этих веществ могут не только выделять кислород, но и образовывать продукты, способные поглощать углекислый газ, частично влагу, также уничтожать вирусы и бактерии. Примером такого соединения служит перекись калия KO_2 . При взаимодействии перекиси калия с водяными парами протекает следующая реакция:



Как видно из уравнения этой реакции, кроме трех молекул O_2 , образуется еще четыре молекулы гидроокиси калия, которые можно затем использовать для поглощения углекислого газа:



Кстати, для поглощения углекислого газа давно уж используют гидроокиси щелочных металлов - натрия калия, кальция, бария или лития. Правда, при поглощении углекислого газа гидроокисью какого-либо щелочного металла образуется вода, часть которой испаряется и должна удаляться другими влагопоглотителями.

Существует также метод удаления углекислого газа основанный на высокой растворимости его в некоторых жидкостях. Этот метод, широко применяющийся на подводных лодках, требует довольно тяжелых и громоздки; установок, что делает его малоприменимым для использования в космосе.

В качестве влагопоглотителей для герметической кабины предлагается целый ряд химических веществ. Обычные поглотители воды - окислы кальция или бария и широко используемый в авиации и быту силикагель - требуют от 7 до 10 единиц собственного веса

для поглощения одной весовой единицы воды. Значительно выгоднее в весовом отношении перхлорат магния и хлорид лития, требующие лишь 2-3 единицы собственного веса на единицу веса поглощаемой воды. Перхлорат магния может к тому же регенерироваться, т.е. восстанавливаться нагреванием. Правда, это потребует специальных мер предосторожности, так как перхлорат магния при контакте с парами органических веществ и высокой температуре становится взрывоопасным.

Воду и углекислый газ можно удалять и вымораживанием. На ОКС с постоянной ориентацией на Солнце такой метод может оказаться эффективным; для этого необходимо будет обеспечить отвод воды и углекислого газа на холодную, теневую, сторону станции. Как показали лабораторные испытания [23], система поддержания атмосферы в герметической кабине с использованием перекиси калия получается достаточно простой и надежной, причем для поддержания жизнедеятельности одного человека в течение суток необходимо иметь около 2 кг перекиси калия. Определенный интерес для регенерации кислорода на борту ОКС представляет также известный из химии процесс электролиза, т.е. разложения воды под действием электрического тока на кислород и водород. Необходимые для этой цели запасы воды могут пополняться с помощью углекислого газа, который сам может быть превращен в воду при взаимодействии с водородом в присутствии катализатора. Полученный в результате электролиза газообразный кислород можно использовать непосредственно для дыхания, а водород вновь применить для получения воды.

Выполненная в США действующая модель электролитического устройства для регенерации кислорода в герметической кабине весит около 90 кг и занимает площадь примерно 0,2 м².

Недостатками системы, использующей электролиз воды, являются взрывоопасность свободного водорода и довольно значительный расход электроэнергии. Рассмотренные выше способы поддержания нормального состава атмосферы в герметической кабине основаны на физико-химических процессах, протекающих без участия органической природы, и предоставляют поэтому лишь ограниченные возможности для получения замкнутого кругооборота веществ внутри космической станции.

Но еще К.Э.Циолковский указывал, что в систему жизнеобеспечения продолжительных полетов нужно включать живую материю. Он предлагал выращивать на космическом корабле растения, богатые хлорофиллом. В последнее время в литературе по космической медицине широко обсуждается вопрос об использовании для этой цели водорослевых культур. Особенно перспективна в этом отношении одноклеточная водоросль хлорелла. Теоретически она позволяет осуществить почти полностью замкнутый цикл обмена веществ внутри ОКС при сравнительно несложном оборудовании. Из 230 л водной суспензии хлореллы под действием света ежедневно может выделяться около 600 л кислорода. При этом в процессе фотосинтеза образование кислорода сопровождается поглощением углекислого газа, причем отношение объема выделяемого кислорода к объему поглощаемого углекислого газа равно единице.

Хлорелла обладает еще одним интересным свойством. В процессе роста она синтезирует ценные пищевые продукты: белки, углеводы, жиры и различные витамины, которые могут служить пищей человеку. Если учесть, что для питания хлореллы пригодны такие продукты жизнедеятельности человека, как мочевины, соли и эфиры азотной кислоты, то эту ценную водоросль можно считать замыкающим звеном в цикле азотного обмена между человеком и растениями. Кстати, растет хлорелла поразительно быстро: каждый килограмм ее при соответствующих условиях может увеличить свой вес за сутки в 2,6 раза.

Водорослевая система жизнеобеспечения обладает отличными весовыми характеристиками. Целесообразность ее применения возрастает с увеличением времени пребывания в космосе. Трудностей в разработке подобных систем еще очень много. Но несомненные достоинства их для применения на очень больших обитаемых станциях, а также при длительных межпланетных полетах привлекают к ним все большее внимание.

Приведем примерную классификацию и весовые характеристики экологических систем, предназначенных для обитаемых космических аппаратов, которые позволяют судить о целесообразности применения системы того или иного типа в зависимости от продолжительности полета [28].

В качестве критерия для классификаций взята степень изолированности экологической системы от внешней среды, т.е. способность к продолжительному функционированию без пополнения необходимыми продуктами извне. С этой точки зрения все экологические системы могут быть подразделены на незамкнутые (открытые), полузамкнутые и замкнутые.

В **открытой системе** кислород, вода и пища запасаются на все время полета, а накапливающиеся продукты жизнедеятельности постоянно удаляются из кабины. Открытые системы имеют несложное оборудование - баллоны, контейнеры, вентиляторы, приборы контроля за поступлением и удалением продуктов. Вес таких систем быстро возрастает с увеличением продолжительности полета и численности экипажа.

В **полузамкнутой системе** пища и питьевая вода также запасаются на все время полета, но первоначальный запас кислорода может быть взят небольшим, поскольку в такой системе предусматривается поддержание нормального состава атмосферы кабины одним из рассмотренных выше способов. В отличие от открытой системы в этом случае удаляются наружу не все продукты жизнедеятельности. Углекислый газ используется в ней для регенерации кислорода.

Для **замкнутой экологической системы** характерным является минимум отброса продуктов жизнедеятельности. Исходный запас продуктов, в том числе и пищевых, многократно регенерируется для повторного использования. Такие системы нуждаются в сложном оборудовании для осуществления в герметической кабине замкнутого кругооборота веществ, но «мертвый» вес этого оборудования практически не изменяется с течением времени, а первоначальный запас продуктов зависит только от численности экипажа.

Из диаграммы (рис. 26), показывающей зависимость веса систем жизнеобеспечения различных типов от продолжительности времени их применения для ОКС с тремя космонавтами на борту, можно увидеть, что небольшие ОКС, рассчитанные на продолжительность существования две - три недели или на частую смену экипажа с доставкой необходимых грузов, могут иметь экологические системы открытого типа [28]. Полузамкнутая экологическая система обладает приемлемым весом при продолжительности полета до двух месяцев (срок, считающийся вполне достаточным для ОКС со сменой экипажа и пополнением запасов пищи и воды с Земли грузовыми ракетами).

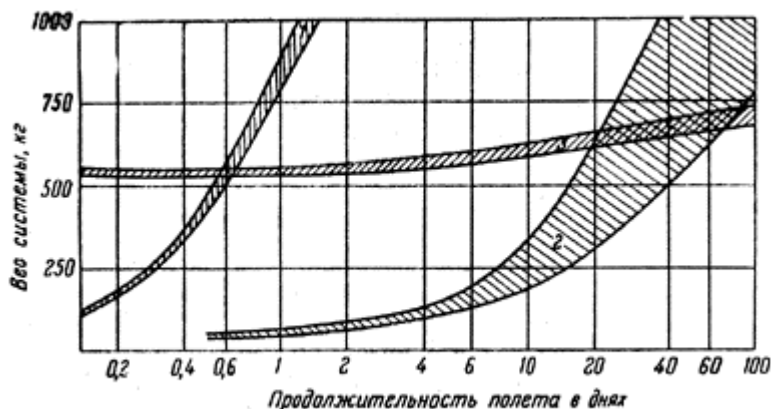


Рис. 26. Диаграмма изменения веса экологических систем в зависимости от времени полета ОКС с экипажем из трех человек:

1 - открытая система; 2 - полузамкнутая система; 3 - замкнутая система

Рассмотрим один из возможных вариантов незамкнутой экологической системы на примере американского проекта трехместной научной лаборатории «Сателлаб», рассчитанной на автономное существование на орбите в течение двух недель [28].

С целью повышения надежности основные отсеки «Сателлаба» имеют сдублированную систему жизнеобеспечения, принципиальная схема которой представлена на рис. 27. Капсула возвращения экипажа и отсеки лаборатории имеют идентичные, независимые друг от друга системы теплорегулирования и поддержания нормального состава атмосферы. На орбите в

нормальных условиях функционирует система лабораторного отсека, в случае отказа последней включается система, размещенная в капсуле возвращения.

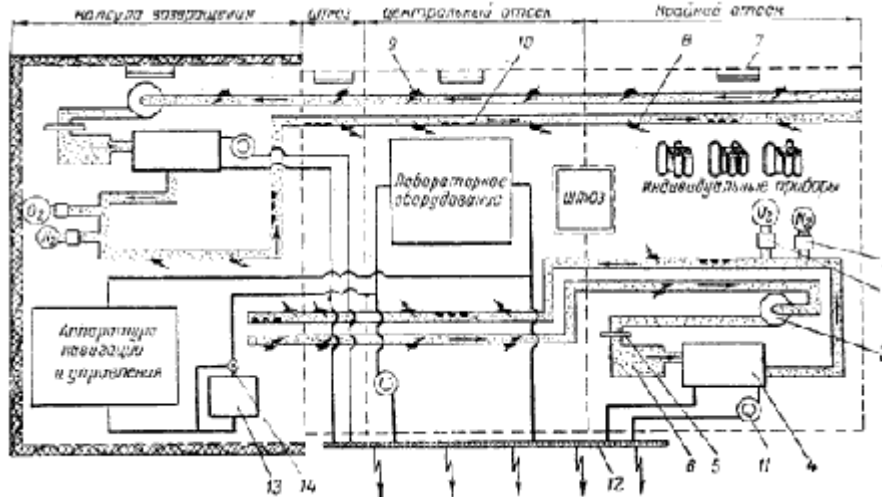


Рис. 27. Схема экологической системы обитаемой космической станции «Сателлаб»:

1 - автоматический регулятор расхода кислорода; 2 - ручной регулятор расхода азота; 3 - вентилятор; 4 - кондиционирующая установка; 5 - электростатический фильтр очистки воздуха; 6 - поглотитель CO₂ и запахов; 7 - регулятор давления в кабине; 8 - отверстие подвода воздуха в кабину; 9 - отверстие забора воздуха; 10 - клапаны для подсоединения шлангов наддува скафандров; 11 - водяной насос; 12 - излучатель; 13 - кипятильник; 14 - обратный клапан

Поясним некоторые особенности рассматриваемой экологической системы, связанные с поддержанием нормальных атмосферных условий.

Кислород и азот запасаются в жидком виде, причем расход кислорода контролируется автоматически в зависимости от потребностей экипажа и полного давления в кабине; поступление же азота регулируется вручную. Углекислый газ непрерывно удаляется поглощением гидроокисью лития, хранящейся в специальных канистрах, каждая из которых рассчитана на сутки.

Вредные, газы и неприятные запахи поглощаются с помощью фильтров из древесного угля. Для этой же цели служат электростатические воздушные фильтры-ионизаторы. Очень важную роль выполняют вентиляторы, осуществляющие принудительную циркуляцию воздуха в кабине с целью рассасывания возможных в условиях невесомости застойных зон вредных газов. В аварийной обстановке космонавты могут надеть скафандры с наддувом воздухом. Изготовленный из пластика скафандр вместе со шлемом и ботинками весит около 9 кг. К числу аварийных средств относятся и индивидуальные дыхательные приборы, используемые также при переходе из одного отсека в другой через шлюзовые люки.

Полный вес экологической системы «Сателлаб» без учета запаса пищи и питьевой воды составляет около 700 кг.

В настоящее время наиболее разработаны экологические системы открытого типа. Такие системы можно успешно использовать на первом этапе освоения околоземного космического пространства, учитывая возможность снабжения орбитальных станций с Земли. В дальнейшем, по мере увеличения числа и размеров обитаемых станций, будет выгоднее, видимо, перейти к созданию более сложных полузамкнутых и замкнутых систем жизнеобеспечения.

На крупных ОКС можно будет испытывать и обрабатывать замкнутые экологические системы будущих межпланетных кораблей, предназначенных для многолетних путешествий к отдаленным мирам.

ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЕ

Регулирование температуры входит в комплекс создания микроклимата внутри помещений ОКС.

Температурные условия на станции должны способствовать успешной работе экипажа и оборудования. Температуру внутри жилых помещений и приборных отсеков станции, а также тепловой режим конструкции станции необходимо поддерживать в заданных пределах в течение длительного времени.

Радиотехническая, фотографическая, энергетическая другая научная аппаратура, устанавливаемая внутри снаружи станции, потребует поддержания вполне определенной температуры. Большинство элементов современного авиационного и космического оборудования рассчитано на температуры от -60 до $+50^{\circ}\text{C}$, но некоторые космические приборы нуждаются в еще более узком диапазоне температур.

Организм человека весьма чувствителен к колебаниям температуры окружающей среды; привычный диапазон температуры для него невелик - от $+15^{\circ}$ до $+25^{\circ}\text{C}$. Что является источниками тепла для ОКС? Это не только приборы, аппаратура, а также жизнедеятельность членов экипажа станции, но и внешние источники - Солнце и Земля, отражающая солнечные лучи и имеющая собственное тепловое излучение.

Тепловой поток от внутренних источников может изменяться в широком диапазоне величин в зависимости от числа членов экипажа и мощности тепловыделяющего оборудования. Тепло, выделяемое одним человеком, равно примерно тепловыделению 100-ваттной электролампы и составляет около $0,033$ ккал/сек. По некоторым данным, тепловой поток от оборудования средней по размерам пятиместной ОКС может колебаться от $0,7$ до $1,75$ ккал/сек [16].

Особенностью теплового режима внутренних помещений ОКС является отсутствие вследствие невесомости естественной конвекции воздуха. Поэтому потребуется принудительная вентиляция, а это еще один источник тепла и потребитель энергии.

Количество тепловой энергии, поступающей от Солнца на площадку, перпендикулярную к солнечным лучам, в верхних слоях атмосферы равно 1140 ккал/м²•час. Как известно, альбедо Земли, т.е. доля отраженного от поверхности Земли солнечного теплового потока, равно 37%. Собственное излучение Земли дает тепловой поток величиной 180 ккал/м²•час.

Основные проблемы терморегулирования ОКС - это теплоизоляция и отвод избыточного тепла в окружающее пространство. Отвод тепла в космосе возможен только излучением, так как конвективный теплообмен со средой у космических тел практически отсутствует.

Следует отметить, что создание системы терморегулирования осложняется неравномерностью тепловых потоков во времени. О нерегулярной работе оборудования говорить не приходится. Солнечный тепловой поток равен нулю при прохождении тени Земли. И излучение Земли, и отраженный поток также зависят от взаимного положения станции, Земли и Солнца, а также от облачного покрова Земли.

Воспринимающая внешние тепловые потоки наружная поверхность ОКС является одновременно излучающей поверхностью.

Как известно, количество излученного с поверхности тепла пропорционально четвертой степени температуры этой поверхности. Это значит, что, чем выше температура поверхности обшивки ОКС, тем больше она отдает тепла в космос. Но при этом для поддержания требуемой температуры внутри станции потребуется усиленная теплоизоляция, а может быть, и дополнительная система охлаждения.

На рис. 28 показана схема **тепловых потоков** в случае, когда температура наружной обшивки станции выше, чем температура внутренней стенки.

Пусть на поверхность наружной обшивки падает теплоток Q_1 от внешних источников, а к внутренней стенке кабины подходит поток Q_2 от внутренних источников тепла. В зависимости от поглощательно-отражательной способности и теплопроводности наружной обшивки большая или меньшая часть внешнего тепла уходит обратно в окружающее пространство (поток Q_3). Остальная часть теплового потока ($Q_1 - Q_3$) проникает в межстеночный промежуток. Чем выше теплоизоляционные свойства этого промежутка, тем меньшая часть потока ($Q_1 - Q_3$) достигает внутренней стенки и тем больше температура наружной обшивки. Чтобы температура внутренней стенки не превышала верхнего

установленного предела, внутренний теплоток Q_2 и часть внешнего потока ($Q_1 - Q_3$) должны быть отведены от стенки.

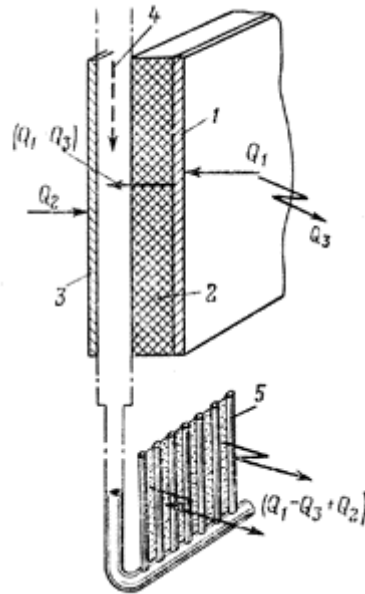


Рис. 28. Схема теплового баланса на наружной обшивке орбитальной станции:

1 - внешняя оболочка; 2 - теплоизоляция; 3 - внутренняя стенка; 4 - поток охладителя; 5 - радиационный излучатель

Отвод тепла от внутренних стенок может производиться с помощью какого-либо жидкого теплоносителя, например воды. В этом случае вода циркулирует по вделанным в стенки трубам, забирает тепло, а затем поступает в специальный, расположенный на теневой стороне станции радиатор. Для отвода тепла, кроме того, могут быть использованы химические реакции или процессы изменения агрегатного состояния вещества (плавление, испарение) с целью поглощения тепловых потоков. Если обозначить отводимое через радиатор тепло через Q_4 , то можно написать уравнение теплового баланса для рассматриваемой стенки:

$$Q_1 + Q_2 = Q_3 + Q_4$$

Было бы сравнительно нетрудно обеспечить заданный температурный режим внутри ОКС с помощью радиатора расчетных размеров, если бы внешний и внутренний теплоток были постоянны во времени. Создать же гибкую систему с переменным теплоотводящим потоком - очень сложная задача. Необходимо, чтобы хотя бы один из потоков, входящих в тепловой баланс, например Q_3 или Q_4 , можно было изменять. Одним из решений этой задачи является использование межстеночного промежутка с переменной теплоизолирующей способностью, позволяющей изменять поток $Q_1 - Q_3$. Несколько проще обстоит дело в случае охлаждения жидким теплоносителем - можно будет просто менять его расход. Но можно регулировать и теплоток Q_3 , т.е. изменять излучающую способность наружной поверхности. Этого можно будет достигнуть надлежащим подбором материала наружной обшивки ОКС, «скроив» ее из отдельных кусков так, чтобы участок с высокой отражательной способностью чередовался с участком, материал которого хорошо поглощает тепло. Ученые работают также над специальными тонкими керамическими покрытиями с переменной, зависящей от температуры, излучающей способностью. Представляет интерес также способ механического регулирования, теплоток Q_3 с помощью выдвигаемых ставней или поворотных лопастей, меняющих поглощательно-отражательные свойства поверхности.

Здесь возникает также проблема подбора материалов для наружной обшивки конструкции ОКС с учетом их свойств как отражателей или поглотителей внешних излучений.

Количественно эти качества материала оцениваются отношением коэффициента поглощения α к коэффициенту его излучения ϵ . В зависимости от величины α/ϵ материал считается либо поглотителем тепла, либо его отражателем.

Некоторые полированные металлы (нержавеющая сталь, алюминий, сплавы магния) имеют высокое значение α/ϵ - от 3 до 4,5. Это **поглотители тепла**.

Другие материалы являются **отражателями** тепловой радиации, например белые оксидные пленки алюминия ($\alpha/\epsilon \sim 0,3$) или цинковые белила ($\alpha/\epsilon \sim 0,19$). Очевидно, что поглотители будут нагреваться гораздо сильнее под действием тепловой радиации, чем отражатели.

Терморегулирование подбором материала обшивки следует рассматривать как простейший способ сохранения заданного теплового режима ОКС. Более сложными являются метод терморегулирования с замкнутым контуром теплоносителя и радиатором, о котором мы уже упоминали, и метод **вакуумно-газовой изоляции**. Суть последнего метода - в заполнении межстеночного промежутка обшивки ОКС специальным порошковым или волокнистым материалом, обладающим пониженной теплопроводностью. Увеличение термического сопротивления такой обшивки производится откачиванием, а уменьшение - нагнетанием воздуха (газа), который заполняет пространство между отдельными частицами изолирующего материала. При откачивании воздуха уменьшаются газовые промежутки между частицами изолирующего материала, теплоизолирующая способность растет за счет уменьшения доли тепла, передаваемого конвекцией газа. В качестве заполнителей могут быть применены такие волокнистые материалы, как термофлекс, керамофибровые заполнители и др. В качестве газа может применяться не только, воздух, но и, например, углекислый газ, азот, гелий или водород.

Вся оболочка конструкции ОКС может в этом случае состоять из отдельных автономных секций, каждая из которых будет наддуваться независимо от других. Подвод газа к различным секциям можно осуществить по-разному. Во-первых, газ может подаваться из запасенных на борту станции контейнеров, где он будет находиться под давлением или в жидком состоянии. Во-вторых, в обычный материал изоляции может быть включено специальное вещество, способное, например, при увеличении температуры внутренней поверхности обшивки выделять газ, благодаря чему увеличится теплоотвод. Расход газа, потребный для эффективного терморегулирования с помощью вакуумно-газовой изоляции, оказывается небольшим.

Поскольку, как правило, одна часть поверхности станции будет оставаться холодной, а другая нагретой, то секционный принцип терморегулирования позволит обойтись очень небольшим количеством газа даже в том случае, когда для повышения теплосопrotивления часть газа придется стравливать наружу.

По ориентировочным расчетам, одного литра жидкого азота в системе наддува термоизоляции ОКС достаточно для надежного терморегулирования обшивки с площадью поверхности 90 м².

Для крупных станций эффективность такой системы терморегулирования может оказаться недостаточной. Тогда потребуется применение системы с циркуляцией теплоносителя **по замкнутому контуру**. При этом, конечно, система значительно усложнится, так как потребуются перекачивающие насосы, теплообменники, дополнительное количество трубопроводов. В системах, построенных по этому принципу, в качестве теплоносителя лучше всего использовать воздух или воду.

Более простой является воздушная система охлаждения, состоящая из нескольких каналов, по которым протекает воздух из кондиционирующей установки. Если температура внутренней стенки находится на заданном уровне, то весь кондиционированный воздух поступает прямо в кабину. При повышении температуры воздух направляется в каналы, расположенные в данный момент времени на «холодной» стороне станции, и охлажденным подается в кабину.

Более сложная схема терморегулирования с замкнутым циклом теплоносителя предполагает окружение внутренних стенок кабины водой, протекающей через сеть тонких трубок. Подобная схема, включенная в общую систему обеспечения жизнедеятельности экипажа орбитальной научной лаборатории (американский проект «Сателлаб»), показана на рис. 27. Система терморегулирования «Сателлаб» предназначена для передачи тепловых потоков от тепловыделяющего оборудования и нагретых участков обшивки к расположенному на теневой стороне радиатору и состоит из множества наполненных водой трубок, нескольких подводящих и отводящих магистралей, перекачивающих насосов и двух кондиционирующих

установок теплообменного типа. Регулирование теплового режима осуществляется изменением расхода воды через соответствующие магистрали, а также циркуляцией воздуха кабины через кондиционирующие установки. Большая эффективность системы достигается раздельным регулированием температуры в кабине и в контейнерах с электронной аппаратурой. Главные источники внутреннего нагрева, например координационно-вычислительное оборудование, теле- и радиоаппаратура, изолируются от атмосферы кабины и имеют свои собственные системы терморегулирования, подобные тем, которые применяются в настоящее время в авиации и на ракетах.

В заключение нужно отметить, что, хотя при любом способе терморегулирование на ОКС должно осуществляться автоматически, необходимо все же предусмотреть возможность активного вмешательства в процесс регулирования температурного режима со стороны экипажа.

ИСКУССТВЕННАЯ СИЛА ТЯЖЕСТИ

Над проблемой **человек в невесомости** давно работают многие специалисты космической медицины, но, несмотря на наличие экспериментальных данных, много вопросов, связанных с влиянием невесомости на человека, остаются пока неразрешенными. Главное в этой проблеме - переносимость человеком длительного пребывания в невесомости и перехода затем к нормальным условиям.

До полетов человека в космос с помощью лабораторных исследований не удавалось даже сколько-нибудь приблизиться к разрешению этих вопросов. Объясняется это прежде всего трудностью получения невесомости в наземных условиях. Известно, например, что наибольшая продолжительность состояния невесомости, достигаемая обычными, некосмическими средствами (при полете самолета по специальной параболической траектории), составляет всего около 1,5 мин. Однако даже в этих условиях удалось установить, что состояние невесомости неодинаково переносится разными людьми. Одни вполне удовлетворительно чувствуют себя в невесомости, испытывая приятное ощущение необычайной легкости, другие, наоборот, испытывают состояние непрерывного падения, ощущая при этом тошноту и головокружение.

Полет первого космонавта Ю.А.Гагарина был одним из самых смелых экспериментов в мировой науке. Ведь до него никто не мог сказать вполне определенно, как будет вести себя человек после полуторачасового пребывания в невесомости.

Полет Титова - это 25 часов, а полет Быковского - это почти пять суток в состоянии невесомости. Значение этих полетов для создания будущих ОКС трудно переоценить.

Здесь мы не будем останавливаться на психико-физиологических воздействиях невесомости на человека***. Скажем только, что нормальная жизнь и работа на борту ОКС могут быть вполне возможны и в условиях невесомости, но лишь в том случае, если все члены экипажа пройдут специальную тренировку. В противном случае уже через некоторое время возможна полная или частичная потеря пространственной ориентировки и координации движений. Причина этого - нарушение функционирования вестибулярного аппарата и прекращение поступления обычных рецепторных сигналов от мышц и сухожилий после «исчезновения» веса тела. Возможно, что длительная весовая разгрузка скелетных мышц отрицательно скажется на их тонусе, а следовательно, и на состоянии всего организма.

Только длительной специальной тренировкой можно достичь известной приспособляемости организма человека к необычным условиям полета в невесомости и добиться хорошей ориентировки в пространстве, координации движений.

Такая тренировка не понадобится лишь в том случае, если конструкция ОКС позволит получить постоянно действующую **искусственную силу тяжести** в рабочих и жилых помещениях ОКС. Создание искусственной гравитации на орбите возможно с помощью центробежных сил, возникающих при равномерном вращении элементов конструкции, отнесенных на некоторое расстояние от центра вращения. Величина создаваемой гравитации определится этим расстоянием и скоростью вращения.

Технические проблемы осуществления искусственной силы тяжести на больших ОКС не являются непреодолимыми. Энергетические затраты будут также невелики. Первоначальный момент вращения может быть создан кратковременным включением небольших ракетных двигателей, а энергетические затраты на поддержание заданной угловой скорости будут ничтожно малы. Если вращаться будет вся конструкция ОКС целиком, то единственное и очень слабое тормозящее действие будут оказывать лишь остатки атмосферы; если же вращение будет сообщено лишь расположенным на периферии жилым отсекам, а центральная часть конструкции будет неподвижна, то торможение будет вызываться также и трением в соединениях и подшипниках.

Однако в физиологическом отношении преимущества искусственной тяжести, создаваемой вращением, перед состоянием невесомости во многом являются пока спорными.

Уровень гравитации на Земле определяется ускорением силы тяжести, равным в среднем $9,81 \text{ м/сек}^2$ («перегрузка» 1 g). Значение необходимого уровня гравитации на орбитальной станции нуждается еще в серьезных экспериментальных исследованиях. Однако уже сейчас можно сказать, что особой необходимости в создании ускорения, эквивалентного нормальной земной гравитации, нет, так как уровень гравитации, в три - четыре раза меньший земного (0,25-0,3 g), переносится человеком вполне нормально. Каким же образом можно получить подобный уровень гравитации?

Из механики известно, что центростремительное ускорение равно радиусу вращения, умноженному на квадрат угловой скорости. Очевидно, желаемый уровень искусственной гравитации можно создать либо быстрым вращением на малом радиусе, либо медленным вращением на большом радиусе. Физиологические возможности человеческого организма накладывают вполне определенное ограничение на величину допустимой угловой скорости. Многочисленными экспериментами на центрифугах выявлено, что уже при скорости, большей 4 об/мин, у испытуемых возможно нарушение нормального функционирования вестибулярного аппарата.

С другой стороны, при уменьшении радиуса вращения уменьшается окружная скорость и, следовательно, увеличивается процентное ее изменение по направлению от ног к голове стоящего человека. Испытаниями на центрифугах установлено, что это изменение не должно превышать 10-15%; в противном случае при движениях космонавта будут возникать неблагоприятные для его самочувствия кориолисовы ускорения. Ориентируясь на средний рост человека, легко подсчитать нижний предел, для окружной скорости вращения кабины. Он оказывается равным примерно 6,7 м/сек. При угловой скорости 4 об/мин такая окружная скорость может быть получена на радиусе 16 м, а развиваемое при этом центростремительное ускорение составит всего одну треть от земного ускорения силы тяжести.

Поскольку величина 16 м есть минимально допустимая для радиуса вращения кабины, для небольших ОКС предпочтение будет отдано, видимо, состоянию невесомости (по конструктивным соображениям), тем более что эффект невесомости весьма интересен для выполнения многих физических, химических и биологических экспериментов. Более того, проведение большинства геофизических и астрономических исследований, выполнение задач навигации и управления требуют наличия стабилизированной невращающейся платформы. Что касается экипажа, то ученые теперь не без основания считают, что для натренированного человека пребывание в состоянии невесомости по крайней мере в течение двух - четырех недель не представит большой сложности.

Кабина ОКС без искусственной тяжести будет иметь некоторые особенности. Все предметы в ней должны быть надежно закреплены, а внутренние стенки покрыты мягкой обивкой, чтобы обезопасить «плавание» космонавтов. Расположение в кабине приборов и оборудования, а также их окраска должны способствовать быстрой ориентации оператора, невольно ослабленной невесомостью. Кресла для работы и отдыха должны быть удобными и снабжены привязными ремнями. Для облегчения передвижения и работы внутри кабины и вне ее можно применить слегка намагниченные обувь и перчатки или снабдить космонавтов воздушными реактивными пистолетами.

Крупные ОКС будущего с экипажем в несколько десятков и сотен человек и длительным непрерывным прерыванием на орбите, несомненно, будут иметь искусственную тяжесть.

Неподвижные отсеки таких станций, расположенные над осью вращения, могут использоваться в качестве причалов, а также как рабочие помещения - в них будет располагаться оборудование, нуждающееся в постоянной ориентации. Условия для жизни и работы космонавтов на больших станциях будут максимально приближены к обычным условиям земного существования.

НЕКОТОРЫЕ ДРУГИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ

Необходимость обеспечения длительной и надежной работы конструкции ОКС и ее многочисленного оборудования выдвигает перед учеными и инженерами ряд специфических задач, которые до сих пор почти не встречались в инженерной практике. Из этих задач мы рассмотрим лишь некоторые, постановка которых в технической литературе представляется сейчас наиболее интересной.

Нагрузки и демпфирование. С точки зрения строительной механики конструкция выведенной на орбиту ОКС представляет собой изолированную систему, лишенную поддерживающего фундамента и практически свободную от обычного для самолетных конструкций действия гравитационных сил, которые уравновешены центробежными силами, и аэродинамических нагрузок, пренебрежимо малых из-за чрезвычайной разреженности атмосферы.

Все это говорит о том, что конструкции космических аппаратов должны быть принципиально отличными от конструкций обычных летательных аппаратов, предназначенных для полетов в атмосфере. При этом главную роль для конструкции ОКС играют два типа статических нагрузок. Нагрузки первого типа возникают от внутреннего давления - наддува. Наддуву воздухом подвергаются жилые и рабочие отсеки ОКС. Создание таких отсеков достаточного объема требует разработки легких и прочных оболочек, хорошо воспринимающих внутреннее давление, близкое к нормальному атмосферному. Появление нагрузок второго типа - от центробежных сил - возможно тогда, когда всей конструкции или части ее сообщается постоянная скорость собственного вращения для создания искусственной силы тяжести. Максимальная нагрузка при этом будет равна по величине создаваемой силе тяжести.

Динамические нагрузки на конструкцию ОКС будут несравнимо меньшими по величине, нежели нагрузки на атмосферный летательный аппарат.

Тем не менее проблема **демпфирования колебаний** конструкции ОКС, нуждающейся в точной ориентации и стабилизации, считается очень важной. Между гашением колебаний в обычных строениях и демпфированием в орбитальной конструкции существует принципиальная разница. Большая часть энергии динамических нагрузок, воспринимаемых наземным сооружением при землетрясении или сильных порывах ветра, передается фундаменту и затем рассеивается в грунте, а также идет на возбуждение колебаний окружающих воздушных масс. Вся энергия динамического возбуждения конструкции ОКС, являющейся изолированной механической системой, должна быть поглощена и рассеяна внутри самой конструкции.

Демпфирование должно произойти за счет деформации элементов конструкции или за счет трения при относительном сдвиге деталей соединения (например, заклепочного). Последний тип демпфирования называется скользящим.

Смазка. Смазывание трущихся элементов машин в космосе необходимо не только для уменьшения трения, а следовательно, и энергии, потребной для перемещения и охлаждения движущихся деталей, но и для предотвращения взаимного схватывания (сваривания) трущихся элементов. В условиях космического вакуума это явление может возникнуть из-за отсутствия между трущимися поверхностями обычной в земных условиях тонкой пленки водяного пара в несколько молекул толщиной.

Отсутствие такой пленки в условиях космоса способствует, кроме того, повышенному испарению смазки и сублимации (испарению с твердой поверхности) самих металлов. Это

явление представляет известную опасность для механических элементов - шестерен, подшипников, кулачков, а также для электрических контактов реле и переключателей.

Применение обычных нефтяных и жировых смазок для ОКС в условиях низкого вакуума чрезвычайно затруднено. В известном смысле задача обеспечения надежной смазкой в вакууме подобна проблеме смазки при нормальных давлениях, но повышенных температурах. Как нагрев, так и уменьшение давления увеличивают скорость испарения нефтяного масла или жировой смазки, в результате чего увеличивается сила трения в движущихся деталях. При этом температура деталей повышается, что еще больше способствует испарению смазки. Поэтому для смазки наружных агрегатов ОКС должны применяться специальные жиры и масла с низким давлением паров, в частности такие, которые разработаны в настоящее время для вакуумных насосов и высокотемпературных нагруженных деталей.

Трудность при конструировании системы смазки, предназначенной для работы в вакууме, состоит еще и в том, что необходимо учитывать возможность выдувания смазочных материалов из подшипников и других смазываемых деталей в процессе выведения космической станции на орбиту, когда наружное давление быстро уменьшается.

А как будет влиять на смазку деталей и механизмов ОКС отсутствие кислорода в космической среде? С одной стороны, это обстоятельство можно считать благоприятным, поскольку в смазке не будет образовываться вредный отстой вследствие реакции масла или жира с кислородом. С другой стороны, без кислорода на трущихся поверхностях не образуется окисная пленка. Между тем экспериментально установлено, что смазка осуществляется благодаря химической реакции между металлом поверхности и входящими в состав масла жирными кислотами. Эти реакции протекают только при наличии окисной пленки и усиливаются в присутствии кислорода и воды. Невозможность протекания таких реакций в условиях космической среды будет также ухудшать процесс смазки.

Разрабатываемые в настоящее время принципиально новые виды смазок найдут широкое применение на орбитальных станциях. Например, смазочным материалом в вакууме может быть тонкая пленка из мягкого металла (рис. 29), помещенная между двумя трущимися деталями. Сила трения F при этом будет небольшой, так как нагрузка давления будет восприниматься на небольшой площади контакта A и при небольшом касательном напряжении S . В качестве материала для такой смазывающей пленки в особо ответственных сочленениях можно использовать серебро или золото.

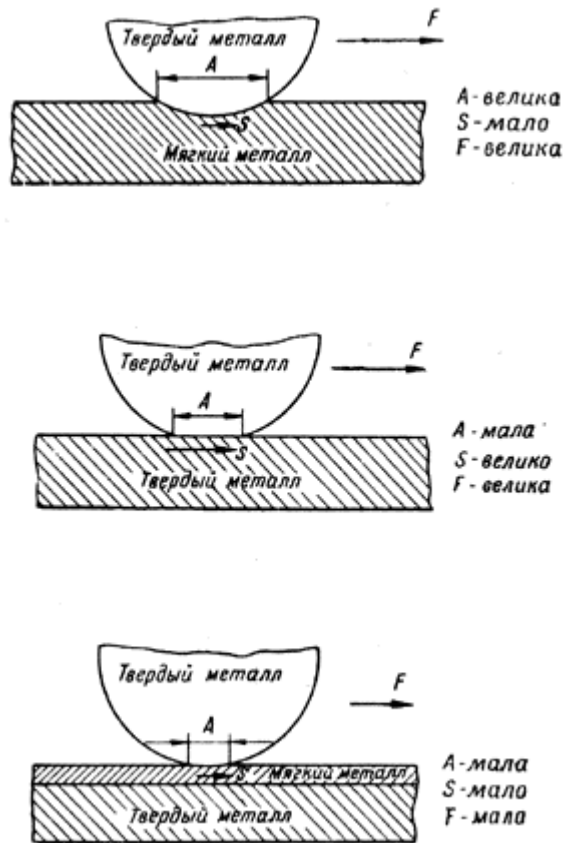


Рис. 29. Влияние структуры трущихся деталей на величину силы трения

В качестве вакуумной смазки может быть применен и твердый материал - сернистый молибден, структуру которого такова, что атомы серы допускают проскальзывание разных слоев металла относительно друг другу.

Внедрение смазки твердыми материалами связано с определенными трудностями. Во-первых, коэффициент трения твердых смазок все-таки намного выше, чем жидких. Это приводит к большому выделению тепла, которое к тому же трудно отвести, поскольку нет обычного при жидкой смазке протока масла. Во-вторых, твердые смазки не так живучи, как жидкостные смазочные системы, в которых масло постоянно очищается и обновляется. Тонкие пленки твердой смазки подвержены значительному износу и не способны самовосстанавливаться. Простое утолщение пленки не решает проблемы живучести, так как, чем толще пленка, тем труднее обеспечить надежное ее сцепление с основной поверхностью. Получение хорошего сцепления твердой смазывающей пленки выдвигает особые требования к чистоте обработки поверхности трения.

В некоторых подвижных деталях оборудования ОКС можно будет вообще обойтись без смазки. В состоянии невесомости на опоры не будет действовать нагрузка от веса деталей, поэтому важно лишь обеспечить небольшие усилия трения, а прочностные требования отступают в этом случае на второй план. Это значит, что детали таких агрегатов можно сделать из легких органических материалов, имеющих низкие коэффициенты трения. Некоторые пластики, например тефлон и нейлон, уже используются в качестве материала для самосмазывающихся шестерен и подшипников в самолетостроении. Тефлон, мягкий, но стойкий термопластик, обладает из всех известных твердых веществ наименьшим коэффициентом трения (0,04). Для повышения сопротивляемости износу детали из тефлона обычно армируют металлическими волокнами, графитом, стеклянным порошком или сернистым молибденом. Применяют его и в качестве смазывающего наполнителя. Пористые металлические поверхности, наполненные тефлоном, имеют такой же коэффициент трения, как и чистый тефлон, и отлично противостоят деформациям и износу. Фрикционные свойства нейлона несколько хуже, чем тефлона, но зато он более тверд и износостойчив.

Необходимо отметить все же, что использование для смазки узлов конструкции ОКС пластических материалов ограничивается их невысокой антирадиационной стойкостью.

ЭЛЕКТРИЧЕСТВО В КОСМОСЕ

Длительное функционирование научной ОКС невозможно без развитой сети энергоснабжения на борту станции.

Пока еще не представляется возможной передача энергии с Земли прямо на борт орбитального корабля. Использование электромагнитных колебаний для беспроводной передачи энергии на расстояние дало бы, по некоторым оценкам, суммарный к. п. д. всего лишь около 0,02%. Правда, большие возможности в этом отношении таит изобретение последних лет - квантовый генератор. Концентрация энергии в пучки высокой плотности обещает целую революцию в области передачи энергии.

А пока конструкторам ОКС придется решать проблему источника энергии, который обладал бы качествами, свойственными всему космическому оборудованию. Электростанция орбитальной станции должна обладать чрезвычайно высокой надежностью при длительном сроке непрерывной работы, она должна быть полностью автоматизирована и иметь относительно небольшой вес. Кроме того, источник энергии на борту ОКС должен быть высокоэкономичным и не реагировать на специфические факторы космического полета (невесомость, радиацию, метеорную опасность и т.п.).

Как известно, создать энергию нельзя. Ее можно лишь откуда-то получить и соответствующим образом преобразовать. Но где же брать энергию в космосе? Может ли источник ее находиться непосредственно на борту ОКС или энергию нужно получать извне?

Прежде чем ответить на эти вопросы, следует получить хотя бы некоторое представление о потребностях ОКС в электроэнергии.

Основные потребители тока - это научно-исследовательское и специальное техническое оборудование, система обеспечения жизнедеятельности экипажа, радиоаппаратура связи с Землей или какими-либо космическими объектами, а также различные вспомогательные установки, например для управления ориентацией станции, для коррекции и изменения ее орбиты.

Потребная мощность элементов оборудования может быть различной - от долей ватта до нескольких киловатт. Но обычно приборы, проектируемые специально для использования в космосе, потребляют относительно небольшие мощности. Так, например, устанавливаемый на некоторых американских спутниках Земли детектор космического излучения потребляет 2 вт, магнетометр - 5 вт, счетчик микрометеоров - 2,5 вт, масс-спектрограф - 17 вт, аппаратура активного ретранслятора радиосигналов - 10 вт и т.д.

По-разному оценивается мощность, необходимая для поддержания условий жизнедеятельности экипажа на борту ОКС. Иностранцы специалисты чаще всего здесь называют цифры 100-500 вт, иногда 1000 вт на человека [31].

Значительную долю мощности источника электропитания будут потреблять радиоаппаратура связи с Землей при передаче на Землю и обратно различной научной информации, а также системы радиосвязи с космическими кораблями-путешественниками, системы навигации и др. Мощность отдельных элементов электронной аппаратуры может составить лишь несколько десятков ватт. Но телевизионная связь с Землей потребует нескольких сот ватт, активная же многоканальная ретрансляция - нескольких киловатт, а может быть, и десятков киловатт.

Двигатели коррекции орбиты, управления станцией на орбите или изменения параметров орбиты также потребуют нескольких киловатт мощности.

Суммарная мощность бортовых электростанций на большинстве искусственных спутников США колеблется от 0,3 до 150 вт. Однако здесь нужно заметить, что оборудование большинства американских спутников довольно невелико по объему ввиду малого веса полезной нагрузки их ракет-носителей. Значительно выше мощность энергоустановки на обитаемых космических кораблях. Например, средняя мощность, необходимая для орбитального

полета американской пилотируемой капсулы «Меркурий», составляет около 260 Вт, максимальная потребляемая мощность - не более 1 кВт.

Для ОКС потребная мощность источника энергии будет еще выше: от 0,8-1 кВт для небольшой станции с экипажем из одного - двух человек и до 50-100 кВт для крупной орбитальной лаборатории.

Одной из трудностей в проектировании космической энергоустановки является необходимость периодически обеспечивать мощности, значительно большие, чем обычные средние потребляемые нагрузки, - так называемые пиковые нагрузки, которые могут превосходить номинальные в два - три раза. Если на борту ОКС иметь установку с постоянным потреблением энергии, которая может обеспечить пиковые нагрузки, то, очевидно, большую часть времени она будет работать с существенной недогрузкой. А это лишний вес, так как вес энергетической установки пропорционален ее мощности.

В связи с этим некоторые авторы предлагают иметь в системе энергоснабжения ОКС две энергоустановки: главную - для длительной непрерывной эксплуатации, обеспечивающую среднюю потребляемую нагрузку, и дополнительную - для кратковременной работы при пиковых нагрузках. Источник питания, рассчитанный на редкое и кратковременное применение, может быть, например, аккумулятором энергии, который подзаряжается от главного источника при невысокой загруженности последнего. Дополнительная энергоустановка имеет небольшой вес, а в целом наличие ее при оптимальном соотношении мощностей обоих источников даст возможность получить выигрыш в весе всей энергоустановки.

Кроме того, дополнительный источник энергии будет служить резервом на случай отказа главной установки или при ее ремонте и профилактике. Возможно, что в связи с этим, кроме мощной централизованной системы энергоснабжения, на борту ОКС будут автономные источники энергии небольшой мощности.

Все это свидетельствует о том, что типы космических электростанций, применяемых для ОКС, могут быть самыми разнообразными, различных мощностей и ресурсов. Конечно, на небольшой ОКС с экипажем из двух - трех человек едва ли будет возможно иметь дополнительную энергоустановку. Это, несомненно, потребует очень высокой надежности единственного бортового источника питания.

Теперь обратимся к тем методам генерирования энергии, которые могут быть применены в космическом пространстве.

АККУМУЛЯТОРЫ И СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ

На первых спутниках Земли аппаратура потребляла относительно небольшие мощности тока и время работы ее было очень непродолжительным. Поэтому в качестве первых космических источников энергии успешно применялись обыкновенные аккумуляторы.

Как известно, на самолете или автомобиле аккумулятор является вспомогательным источником тока и работает совместно с электромашинным генератором, от которого периодически подзаряжается.

Основными достоинствами аккумуляторов являются их высокая надежность и отличные эксплуатационные качества. Существенный недостаток аккумуляторных батарей заключается в большом весе при малой энергоемкости. Например, серебряно-цинковая батарея при емкости 300 а-ч весит около 100 кг [31]. Это означает, что при мощности тока 260 Вт (нормальное потребление на обитаемом спутнике «Меркурий») такая батарея будет работать менее двух суток. Удельный вес батареи, характеризующий весовое совершенство источника тока, составит около 450 кг/кВт.

Поэтому аккумулятор как автономный источник тока применялся в космосе до сих пор лишь при небольших потребляемых мощностях (до 100 Вт) при сроке службы несколько десятков часов.

Для больших автоматических спутников Земли, насыщенных разнообразным оборудованием, потребовались более мощные и легкие источники тока с весьма продолжительным сроком действия - до нескольких недель и даже месяцев.

Таковыми источниками тока явились чисто космические генераторы - полупроводниковые фотоэлектрические элементы, работающие на принципе преобразования световой энергии солнечного излучения непосредственно в электричество. Эти генераторы называют **солнечными батареями**.

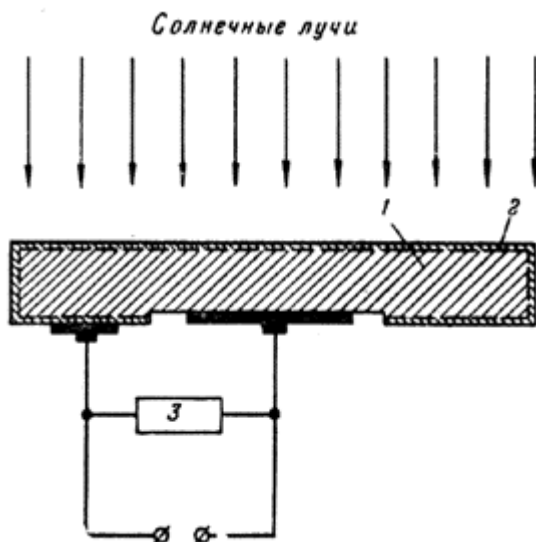


Рис. 30. Схема работы кремниевой солнечной батареи:
1 - чистый монокристаллический кремний; 2 - «загрязненный» кремний; 3 - аккумулятор

Мы уже говорили о мощности теплового излучения Солнца. Напомним, что за пределами земной атмосферы интенсивность солнечной радиации довольно значительна: поток энергии, падающей на поверхность перпендикулярную солнечным лучам, составляет 1340 вт на 1 м². Эту энергию, а вернее, способность солнечной радиации создавать фотоэлектрические эффекты и используют в солнечных батареях. Принцип действия кремниевой солнечной батареи показан на рис. 30.

Тонкая пластина состоит из двух слоев кремния с различными физическими свойствами. Внутренний слой представляет собой чистый монокристаллический кремний. Снаружи он покрыт очень тонким слоем «загрязненного» кремния, например с примесью фосфора. После облучения такой «вафли» солнечными лучами между слоями возникает поток электронов и образуется разность потенциалов, а во внешней цепи, соединяющей слои, появляется электрический ток.

Толщина кремниевого слоя требуется незначительная, но из-за несовершенства технологии она обычно бывает от 0,5 до 1 мм, хотя в создании тока принимает участие лишь около 2% толщины этого слоя. Поверхность одного элемента солнечной батареи по технологическим причинам получается очень небольшой, что требует последовательного соединения в цепь большого числа элементов.

Кремниевая солнечная батарея дает ток лишь тогда, когда на ее поверхность падают лучи Солнца, причем максимальный съем тока будет при перпендикулярном расположении плоскости батареи по отношению к солнечным лучам. Это означает, что при движении космического корабля или ОКС по орбите необходима постоянная ориентация батарей на Солнце. Батареи не будут давать тока в тени, поэтому их необходимо применять в сочетании с другим источником тока, например с аккумулятором. Последний будет служить не только накопителем, но и демпфером возможных колебаний в величине потребной энергии.

К.п.д. солнечных батарей невелик, он не превышает пока 11-13%. Это значит, что с 1 м² современных солнечных батарей снимается, мощность около 100-130 вт. Правда, есть возможности увеличения к.п.д. солнечных батарей (теоретически до 25%) за счет

совершенствования их конструкции и улучшения качества полупроводникового слоя. Предлагается, например, накладывать две или несколько батарей одну на другую так, чтобы нижняя поверхность использовала ту часть спектра солнечной энергии, которую пропускает, не поглощая, верхний слой.

К.п.д. батареи зависит от температуры поверхности полупроводникового слоя. Максимальный к. п. д. достигается при 25°C , а при увеличении температуры до 300°C к.п.д. уменьшается почти вдвое. Солнечные батареи выгодно применять, так же как аккумуляторы, для небольших потребляемых мощностей тока из-за большой площади их поверхности и высокого удельного веса. Для получения, например, мощности 3 квт требуется батарея, состоящая из 100 000 элементов с общим весом около 300 кг, т.е. при удельном весе 100 кг/квт. Такие батареи займут площадь более 30 м^2 .

Тем не менее солнечные батареи прекрасно зарекомендовали себя в космосе как достаточно надежный и стабильный источник энергии, способный работать очень длительное время.

Главную опасность для солнечных батарей в космосе представляют космическая радиация и метеорная пыль, вызывающие эрозию поверхности кремниевых элементов и ограничивающие срок службы батарей.

Для небольших обитаемых станций этот источник тока, видимо, будет оставаться единственно приемлемым и достаточно эффективным, но крупные ОКС потребуют иных источников энергии, более мощных и с меньшим удельным весом. При этом необходимо учесть трудности получения с помощью солнечных батарей переменного тока, который потребуется для больших научных космических лабораторий.

ЯДЕРНЫЕ ИСТОЧНИКИ ПИТАНИЯ

Применение энергии ядерного распада дает в отличие, например, от солнечных источников питания качественно иные типы космических электростанций длительного действия. Дело в том, что источники энергии, космических ядерных установок (реактор или радиоактивный изотоп) не получают эту энергию из космоса, а являются как бы аккумуляторами. В то же время ядерный реактор не является непосредственно источником электроэнергии. Реактор или изотоп - это мощный источник тепла. Получение электрического тока в ядерном источнике питания сводится к преобразованию тепловой энергии в электрическую.

Ядерный источник энергии будет находиться непосредственно на борту ОКС, а это дает возможность получать энергию практически непрерывно и независимо от каких-либо внешних факторов.

Здесь мы не будем останавливаться на принципе действия и устройстве ядерного реактора, об этом написано достаточно много и обстоятельно. Рассмотрим лишь некоторые способы преобразования тепловой энергии в электрическую.

Турбогенераторная установка с ядерным реактором считается одной из наиболее перспективных систем для длительного применения в космосе, поэтому рассмотрим ее подробнее.

На рис. 31 показана принципиальная схема такой установки, с теплопередающим агентом и рабочим телом которой является жидкость.

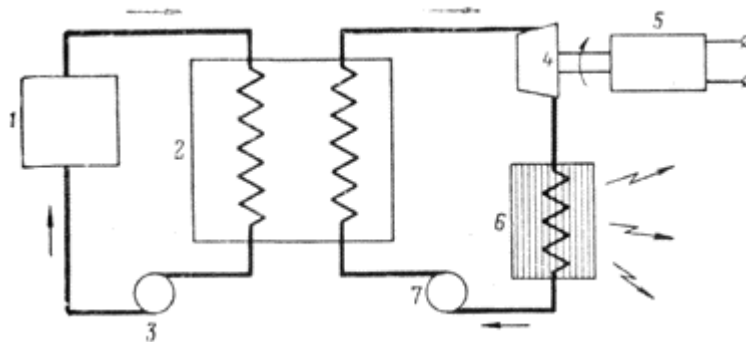


Рис. 31. Схема ядерной турбогенераторной установки:

1 - реактор; 2 - кипятильник; 3 - насос; 4 - турбина; 5 - электрогенератор; 6 - холодильник; 7 - насос

Выделяющееся в ядерном реакторе тепло воспринимается **теплоносителем** первичного контура. Нагретая до высокой температуры жидкость поступает в теплообменный аппарат - кипятильник, где отдает свое тепло **рабочему телу** вторичного контура. После этого первичный теплоноситель насосом высокого давления перегоняется снова в реактор.

Основной рабочий цикл установки осуществляется во вторичном контуре. Рабочее тело (также жидкость) сначала нагревается до температуры кипения в кипятильнике, а затем здесь же полностью испаряется. Пар, который поступает на рабочие лопатки паровой турбины, приводит во вращение обыкновенный машинный электрогенератор. Отработанный пар по выходе из турбины поступает в холодильник, где полностью конденсируется, т.е. снова превращается в жидкость.

Как мы уже говорили, единственным способом отдачи тепла в окружающее пространство в космосе является радиационное излучение. Поэтому холодильником любой космической установки является излучатель тепла. Рабочее тело, пришедшее к первоначальному жидкому состоянию, перегоняется насосом снова в кипятильник. На этом цикл основного рабочего контура замыкается.

Схема, в которой основное рабочее тело не нагревается непосредственно в реакторе, а воспринимает тепло через промежуточный теплоноситель, называется **двухконтурной**.

Возможно применение и **одноконтурной** схемы теплопередачи, в которой нет первичного контура и рабочее тело нагревается и испаряется не в кипятильнике, а непосредственно в каналах тепловыделяющих элементов реактора.

Очевидно, что одноконтурная схема проще и легче, так как в ней нет теплообменного аппарата - кипятильника и магистралей первичного контура. Кроме того, при такой схеме можно было бы значительно увеличить съем тепла с тепловыделяющей поверхности реактора, получить более высокую температуру цикла, а следовательно, и больший к.п.д. Но несмотря на все эти преимущества, одноконтурную схему нельзя применить для ОКС. Главная причина - засорение теплоносителя системы радиоактивными продуктами распада и возникновение так называемой наведенной активности в элементах конструкции установки. А это влечет за собой увеличение веса антирадиационной защиты для экипажа и, кроме того, делает в значительной мере невозможным ремонт и профилактику установки в условиях эксплуатации. При двухконтурной схеме основное рабочее тело не имеет непосредственного контакта с ядерным реактором и вторичный контур системы вполне доступен для обслуживания.

Реальное осуществление космической электротурбоустановки с ядерным реактором связано с выбором подходящего рабочего тела для основного (вторичного) контура.

В наземных атомных электростанциях с турбогенератором в качестве рабочего тела применяется вода. Но высокая коррозионная активность, большие давления пара (до 280 атм и более), высокая наведенная радиоактивность, а главное, низкие максимальные температуры цикла (не выше 300° С) делают воду совершенно неприменимой для космических энергоустановок.

Наилучшие свойства имеют **жидкометаллические** теплоносители. Жидкие металлы: ртуть, натрий, калий, рубидий, цезий и некоторые другие - обладают очень высокой

теплопроводностью, большой скрытой теплотой парообразования, небольшими давлениями паров при высоких температурах, что и оправдывает их широкое распространение в конструктивных разработках ядерных турбогенераторных установок. Антикоррозионные свойства и наведенная активность их также вполне приемлемы.

Принципиально турбогенераторная схема может осуществляться не только на парах жидких металлов, но и с газом в качестве рабочего тела - по так называемому циклу Брайтона, т.е. как газотурбинная установка, в состав которой вместо насоса входит компрессор. Но такая схема при некоторых преимуществах (более высокие температуры и высокие эксплуатационные качества) имеет очень существенные недостатки, в частности очень большой удельный вес.

Конструктивное решение турбогенераторной ядерной установки можно рассмотреть на примере разработанной в США системы SNAP-2 с электрической мощностью 3 кВт (рис. 32).

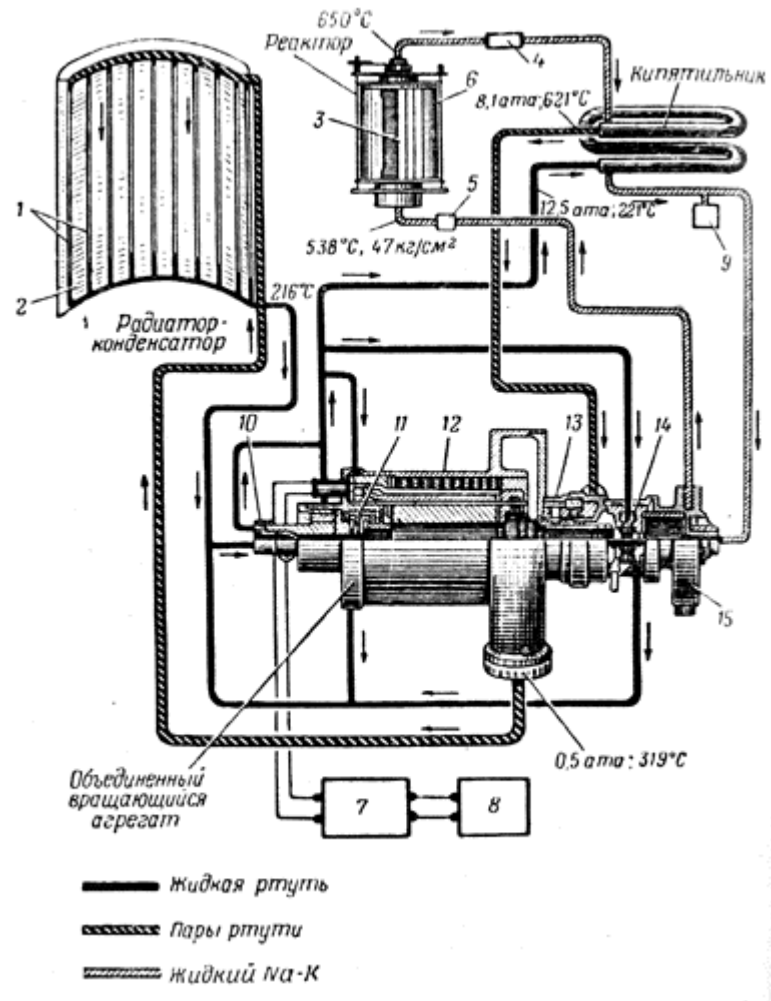


Рис. 32. Энергетическая установка SNAP-2:

1 - трубка конденсатора; 2 - излучатель; 3 - активная зона реактора; 4 - дополнительный подогреватель; 5 - насос теплоносителя; 6 - отражатель реактора; 7 - управление нагрузкой; 8 - полезная нагрузка; 9 - расширительный бак; 10 - ртутный насос; 11 - подшипник скольжения и упорные подшипники; 12 - статор электрогенератора; 13 - турбина; 14 - подшипник скольжения; 15 - насос

В качестве теплоносителя первичного контура применен сплав натрия с калием, температура которого на выходе из реактора 650°C . Теплоноситель вторичного контура - ртуть. Максимальная температура рабочего цикла 621°C . Турбина - двухступенчатая. Площадь радиационного холодильника - излучателя - $9,3\text{ м}^2$. Электрический генератор дает переменный ток напряжением 110 в, частотой 2000 гц.

Полный к. п. д. SNAP-2 равен всего лишь 6,5%. Это значит, что из 50 кВт тепловой мощности реактора около 47 кВт рассеивается излучателем или уходит на нагрев конструкции.

Общий вес системы SNAP-2 без биологической защиты - 270 кг (из них 90 кг приходится на реактор), т.е. удельный вес установки без защиты составляет 90 кг/кВт.

Но и этот довольно высокий удельный вес ядерной установки заметно увеличится из-за веса биологической защиты, который в большой степени зависит от размещения энергоустановки на станции, а также от условия эксплуатации, в частности от места запуска реактора - будет ли он производиться на Земле или после выведения ОКС на орбиту.

Наземный запуск ядерной установки усложняет обслуживание стартовой площадки, но обеспечивает условия для полной проверки работы всей энергосистемы.

Запуск же на орбите связан со снижением надежности всей энергетической системы и довольно сложен в осуществлении. В случае запуска на Земле экипаж в момент подготовки к старту и в полете при прохождении атмосферы должен быть полностью защищен не только от направленной радиации, но и от «разбрызгивания» ее молекулами окружающего воздуха, т.е. практически защита должна быть круговой, сплошной. На орбите же достаточно лишь так называемой теневой защиты экипажа, вес которой, очевидно, намного меньше. Кроме того, на орбите энергоустановка может быть удалена от основной конструкции ОКС на некоторое расстояние, например с помощью выдвижной телескопической штанги или другим способом. А так как толщина защиты зависит от расстояния до источника радиации, то вес теневого защитного экрана можно будет сделать еще меньше. Сколько же должна весить биологическая защита для турбогенератора SNAP-2? При ее расчете исходят из допустимой дозы облучения экипажа. Если принять, что суммарная доза для экипажа ОКС за три месяца не должна превысить 15 рентген, то вес защиты при удалении реактора от экипажа на 15 м составит от 200 до 450 кг в зависимости от взаимной компоновки реактора и кабины экипажа.

Таким образом, суммарный вес установки может достичь 720 кг, а удельный вес - 240 кг/кВт. Следует заметить, однако, что с увеличением мощности установки эти Цифры значительно уменьшаются.

Турбогенераторная установка - не единственный способ использования энергии ядерного реактора в космосе. Существуют и другие способы преобразования ее в электричество. Об этих способах мы расскажем в разделе о немашинных методах преобразования энергии.

Энергия ядерного распада может быть получена не только в реакторе, но и с помощью **радиоактивных изотопов**. Основные достоинства этого источника энергии, применимого для небольших мощностей (до 0,5 кВт), - малый вес и длительное время непрерывной и стабильной работы.

Принципиальная схема использования изотопов ничем не отличается от схемы турбогенераторной установки с реактором - теплоноситель прокачивается через специальный котел с трубками из материала, насыщенного изотопом, например стронцием-90 или цезием-144. Но может использоваться и схема, применяемая в солнечных батареях: облученный теплом от изотопа слой люминофора излучает фотоны, которые попадают на кремниевый элемент, аналогичный солнечной батарее. Получить большую электрическую мощность с помощью радиоизотопов очень трудно, да и вряд ли выгодно, если учесть сложность получения изотопов и их высокую стоимость.

ТЕПЛОВУЮ ЭНЕРГИЮ - ОТ СОЛНЦА

Мы уже рассказали о применении энергии Солнца для получения электрического тока в кремниевых батареях, использующих световую энергию солнечной радиации. Но для энергоснабжения ОКС можно использовать и другую часть энергии Солнца - тепло, которое оно щедро распространяет в космическом пространстве.

В турбогенераторной схеме получения электроэнергии ядерный реактор как источник тепла может быть заменен специальными **коллекторами** - собирателями тепловых лучей Солнца.

В такой схеме для нагрева кипятильника с теплоносителем, циркулирующим в замкнутом контуре, используются сферические или цилиндрические вогнутые зеркала.

С одной стороны, применение дешевой солнечной энергии в турбогенераторной схеме дает большие преимущества: нет реактора, а значит, и нет радиационной опасности, исходящей от энергетической установки, нет потребности в биологической защите. Разумеется, в этом случае нет надобности и в двухконтурной схеме - конструкция установки значительно упрощается. Но нельзя забывать об относительно невысокой мощности солнечного теплового потока. Мы уже говорили о величине тепловой мощности потока солнечных лучей за пределами атмосферы. На 1 м^2 поверхности солнечного коллектора падает тепловой поток, составляющий без учета потерь всего лишь около $0,316 \text{ ккал/сек}$. Поэтому для использования тепловой энергии Солнца необходимы большие зеркальные поверхности, постоянно ориентируемые на Солнце.

Например, вес турбогенераторной системы мощностью 3 кВт , работающей по схеме SNAP-2, но с нагревом от солнечного коллектора, оценивается почти в 350 кг , считая и вес механизмов управления ориентацией коллектора на Солнце. Если эффективность использования поверхности солнечного коллектора составляет 40% , а продолжительность пребывания ОКС в тени - 35% времени каждого оборота вокруг Земли, то к.п.д. такой установки будет 10% , а диаметр круглого солнечного коллектора - 10 м . При большей мощности размеры солнечного зеркала могут достигать в диаметре нескольких десятков метров. Очевидно, что до выхода на орбиту такой рефлектор должен находиться в сложенном состоянии и иметь компактную форму. Он может быть выполнен, например, в виде нескольких подвижных лепестков, напоминающих складной веер, распускающийся под лучами Солнца, или в виде надувной мягкой оболочки с вогнутой сферической формой.

На рис. 33 изображена схема нагрева в солнечной турбогенераторной установке, использующей двумерные параболические зеркала, которые концентрируют тепловые лучи на трубах кипятильника. На той части трубы, которая воспринимает отраженные лучи, делается покрытие специальным поглощающим слоем, например окисью меди. Остальная поверхность трубы покрыта слабо излучающим веществом, например серебром, с тем чтобы уменьшить потери тепла. Наружные поверхности зеркал можно использовать как излучатели. Это повысит компактность системы. По расчетам такая установка при работе на парах ртути и максимальной температуре цикла 500° С может дать примерно $0,3 \text{ кВт}$ мощности с каждого квадратного метра зеркальной поверхности.

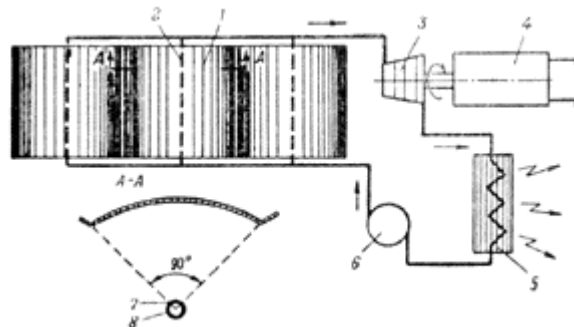


Рис. 33. Схема солнечной турбогенераторной установки:

1 - параболическое зеркало; 2 - трубка кипятильника; 3 - турбина; 4 - генератор; 5 - излучатель; 6 - насос; 7 - поглощающий слой; 8 - слабо излучающее покрытие

Срок службы солнечных коллекторов энергоустановки ОКС ограничен воздействием метеорных потоков, которые вызывают эрозию и снижают фокусирующую способность зеркал.

ХИМИЧЕСКИЕ ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ

Постоянное стремление найти способы получения электроэнергии, не связанные с такими конструктивными и эксплуатационными трудностями, какие возникают при использовании

ядерной или солнечной энергии, пусть даже при некотором проигрыше в весовом отношении, приводит к возникновению самых различных схем. Использование энергии химического топлива, широко распространенное в наземном транспорте и авиации, может найти себе применение и в космических энергоустановках, особенно при непродолжительном времени их работы. Одним из таких источников энергии может быть вращающаяся электрогенератор турбина, которая работает на истекающих из реактивного сопла продуктах сгорания какого-либо топлива, например обычного жидкого ракетного, одно- или двухкомпонентного. На рис. 34 показана схема **химического источника** энергии, работающего на продуктах реакции водорода и кислорода. Топливные компоненты могут служить для охлаждения камеры сгорания и других элементов схемы. При реакции водорода и кислорода в камере сгорания образуется горячий газ с температурой до 1200°C , который и подается через реактивное сопло на рабочие лопатки многоступенчатой турбины.

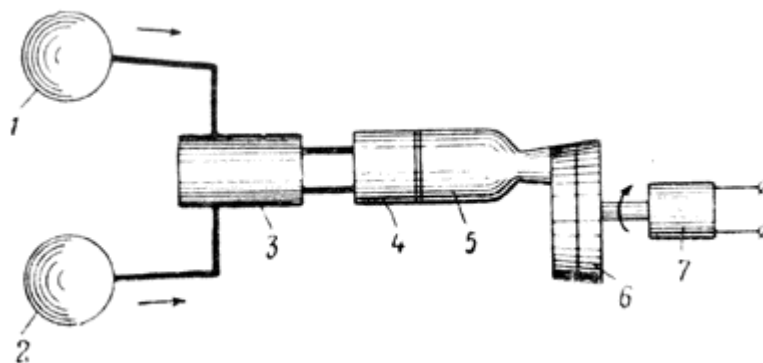


Рис. 34. Схема турбогенератора на химическом топливе:

1 - горючее; 2 - окислитель; 3 - регулятор соотношения компонентов; 4 - регулятор расхода; 5 - камера сгорания; 6 - турбина; 7 - генератор

Расчеты показывают [17], что четырехступенчатая турбина мощностью 0,5 квт будет расходовать в час 0,55 кг топлива. В сутки это составит 13,2 кг, а в месяц - около 400 кг.

Применение химического источника энергии возможно и в той схеме, которую мы рассматривали для солнечной энергоустановки. Нагрев теплоносителя в замкнутом контуре будет осуществляться с помощью тепловой энергии продуктов реакции. В отличие от предыдущей схемы, где использовалась кинетическая энергия газов, здесь важно будет добиться такого соотношения расходов компонентов, чтобы от каждого килограмма смеси получить максимальное количество тепла.

При такой схеме температура сгорания будет ограничиваться не жаропрочностью лопаток турбины, как в предыдущей схеме, а жаростойкостью покрытия трубок теплообменника. Вес конструкции такой системы будет, Конечно, больше, но расход топлива может быть снижен, что при длительном сроке работы даст заметный выигрыш в удельном весе установки. Большие перспективы применения таких установок заложены в возможности снижения расхода топлива за счет применения специальных высококалорийных и легких топлив, например лития с фтором или атомарного водорода.

Так как вес баков и топлива зависит от суммарного времени работы химической установки, использовать ее, вероятно, окажется выгодно лишь как дополнительный источник энергии для ОКС при кратковременном или импульсном применении.

НЕМАШИННЫЕ ЭЛЕКТРОГЕНЕРАТОРЫ

Большой ресурс энергоустановок, предназначенных для ОКС, требует максимального повышения надежности всех систем. Одним из путей повышения надежности является уменьшение вращающихся, трущихся и других нагруженных в тепловом и механическом

отношении узлов и агрегатов. Во всех рассмотренных нами после аккумуляторов и солнечных батарей схемах наиболее напряженными узлами являются турбина и электрогенератор. Но турбогенераторная установка - не единственный принципиальный способ получения электричества из тепловой энергии.

На рис. 35 показана схема **термоэлектрического генератора** с ядерным реактором. Работа его основана на получении термической электродвижущей силы (или термо-э.д.с.), т.е. на том же принципе, на котором работает обычная термопара, применяемая при измерениях температур.

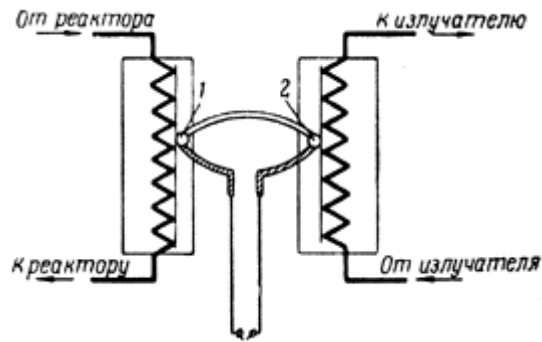


Рис. 35. Схема термоэлектрического генератора:
1 - горячий слой; 2 - холодный слой

Чем выше температура горячего спая, тем совершеннее термоэлектрический генератор. Поэтому одной из основных проблем осуществления такой схемы является подбор пар материалов, обладающих высокой жаропрочностью и высокими термоэлектрическими свойствами: малыми электросопротивлением и теплопроводностью материалов. Рекомендуется применять материалы с большим атомным весом, например свинец, теллур, висмут, у которых наилучшим образом сочетаются высокая термо-э.д.с. с минимальными электросопротивлением и теплопроводностью, что позволяет получить низкое рассеивание электрической мощности и небольшие потери тепла.

К.п.д. термопар невелик. Так, по сообщениям иностранной печати, при максимальной температуре горячего спая 1100°C и температуре холодного спая 550°C к.п.д. не превышает 2%. Экспериментальные термопары, например висмут плюс теллур, никель плюс серебро, дают к.п.д. до 5-7%. В перспективе к. п. д. термоэлектрических установок может быть доведен до 15%.

После выхода на основной режим ядерная термоэлектрическая система не нуждается в системе регулирования, так как соответствующее конструирование системы «реактор - термопара - излучатель» дает возможность получить автоматическое саморегулирование перепада температур в течение нескольких лет [31].

Термоэлектрический преобразователь может быть с успехом использован также в солнечной или в радиоизотопной энергетических установках. Теплоноситель горячего спая в такой установке вообще не нужен. Нагрев будет осуществляться непосредственно сфокусированным пучком солнечных лучей или изотопом. К.п.д. таких установок будет выше, а удельный вес меньше.

Значительно лучшие характеристики дает другой немашинный способ генерирования электроэнергии - **термоэлектронный**. Принцип работы ядерной энергосистемы с таким генератором показан на рис. 36. Катод получает постоянный приток тепла от ядерного реактора, анод же отдает тепло во внешнюю среду с помощью радиационного излучателя. Нагретый до высокой температуры катод эмитирует, т.е. излучает электроны, которые попадают на холодный анод. Таким образом, возникает э.д.с., т.е. разность потенциалов. Пространство между анодом и катодом представляет собой глубокий вакуум. Подобное устройство напоминает простейшую электронную лампу - диод.

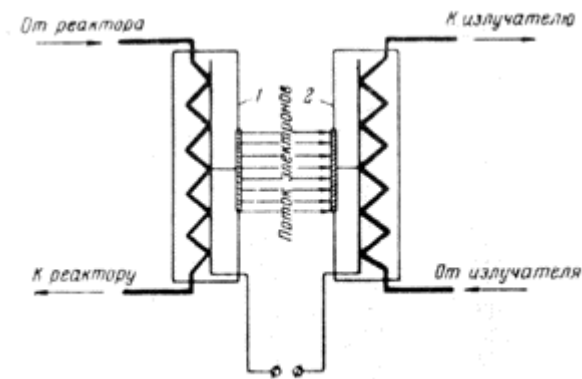


Рис. 36. Схема термоэлектронного генератора:
1 - горячий катод; 2 - холодный анод

В таком генераторе параметры тока также зависят от максимальной температуры катода. К.п.д. термоэлектронного устройства может достигать довольно больших величин. Так, при температуре катода 1250°C и анода 550°C был получен к.п.д. преобразования, равный 13%. Считается, что к.п.д., равный 30%, далеко не предел для термоэлектронных генераторов. Удельный вес таких преобразователей оценивается в 50-100 кг/кВт без защиты, но в будущем предполагается получить 10 кг/кВт, что позволит успешно применить термоэлектронные установки для энергоснабжения ОКС.

Хорошие весовые данные можно получить и от солнечной энергоустановки с термоэлектронным преобразователем, а также от установки, работающей на химическом топливе.

В настоящее время в зарубежной печати появляются сообщения о разработке принципиально новых, еще более эффективных бестурбинных электросистем с высоким к.п.д., например магнитогиродинамического генератора с к. п. д. 60% и выше при относительно небольшом удельном весе.

Кроме немашинных схем получения электроэнергии, которые основаны на преобразовании тепловой энергии, существует еще один довольно перспективный способ получения небольших мощностей тока, основанный на применении так называемого **топливного элемента**, который является непосредственным преобразователем химической энергии в электрическую. В этом отношении данный способ во многом напоминает действие аккумулятора. Устройство топливного элемента схематически показано на рис. 37. Через емкость, заполненную электролитом, например раствором едкого калия, проходят электроды - полые стержни из специального пористого материала, например графита.

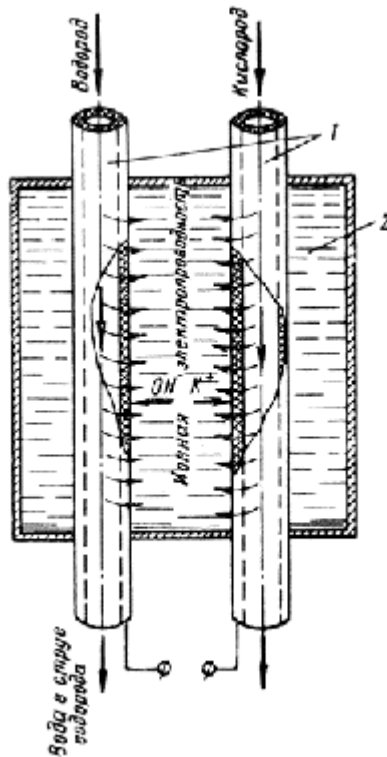


Рис. 37. Схема топливного элемента:
1 - пористые графитовые трубки; 2 - электролит

Через внутренние полости электродов под давлением пропускаются газы - водород и кислород. Диффундируя через пористую поверхность, они вступают в контакт с электролитом. На водородном электроде в результате химической реакции освобождаются электроны, которые по внешней электрической цепи поступают на кислородный электрод. Движущиеся между электродами ионы замыкают цепь, причем образующаяся в результате химической реакции вода уходит через полый электрод вместе со струей водорода.

Топливные элементы могут дать очень высокий к.п.д. - до 80% (теоретически до 100%) при мощности в несколько киловатт. Удельная мощность и расходы газов через топливный элемент зависят от температуры электролита и давления газов. Расход газообразного водорода через один элемент с напряжением 0,8 в - около 1100 л/час на каждый киловатт мощности. Удельный вес топливных элементов при мощности 1 квт оценивается в 30-60 кг/квт [32].

Как видим, в качестве основных рабочих компонентов для топливного элемента (а также для рассмотренных ранее химических источников энергии) применяются водород и кислород. Транспортировать эти газы в жидком состоянии на орбиту и хранить их на борту ОКС - весьма сложная задача. Но в этом и нет необходимости. Существует целый ряд способов получения газообразных водорода и кислорода непосредственно на орбите из различных «полуфабрикатов», транспортировка и хранение которых не представляют трудностей и не требуют очень больших емкостей. Водород, например, можно получать из воды разложением ее с помощью гидроксида кальция или гидроксида лития, а также разложением аммиака или углеводородов с помощью катализаторов. Очень выгодно получать сразу оба компонента - и кислород, и водород. Как известно, если воду подвергать фотоэлектролизу, то она будет разлагаться, выделяя газообразный водород и кислород. Этот способ очень удобен для применения на ОКС, так как солнечных лучей, ультрафиолетовая часть спектра которых служит отличным средством электролиза, на орбите вполне достаточно. При этом запасы воды на борту ОКС практически не расходуются, так как в результате реакции в топливном элементе снова образуется вода. Чувствительность исходного продукта - воды - к ультрафиолетовым лучам Солнца может быть повышена более чем в 10 раз специальными светочувствительными добавками - **сенсбилизаторами**.

ЧТО ЖЕ ЛУЧШЕ?

Мы рассмотрели несколько способов получения электроэнергии, которые могут найти применение для космической станции. В табл. 4 [31, 32] приведены некоторые параметры различных источников тока. Разумеется, приведенные цифры нельзя считать окончательными, так как известно еще слишком мало успешно работающих конструкций космических электростанций.

Таблица 4

Источники электроэнергии	Удельный вес, кг/квт	Диапазон применяемых мощностей, квт	Срок службы
Аккумуляторы	400-450	0-1	До 50 час
Солнечные батареи	100—180 (80—100 вт/кв.м)	0-0,5	До года
Радиоактивные изотопы	50—500	До 0,5	До 5 лет
Ядерные турбогенераторы (с защитой)	6—250	3—1000	До 10000 час
Ядерные турбогенераторы (без защиты)	4—90	3-1000	До 10000 час
Солнечные турбогенераторы	30-100	3-15	До 5000 час
Ядерные термоэлектрические системы	120— 500	3-10	Год и более
Солнечные термоэлектрические системы	Около 500	0,005—0,5	До года
Ядерные термоэлектронные системы	10-100	3—10	Год и более
Солнечные термоэлектронные системы	10-100	0,005—1	До года
Химические системы с газовой турбиной	100—450	0,1—1	До 100 час
Химические элементы с паровым циклом	100—200	0,1—1	До 100 час
Топливные элементы	30—60	До 5	До 100 час

Табл. 4 свидетельствует о преимуществах ядерных и солнечных тепловых установок перед остальными, особенно в отношении максимальной мощности и ресурса, что прежде всего важно для применения на ОКС.

Если недостатками ядерных систем являются потребность в защите и эксплуатационные трудности, то недостатками солнечных систем являются необходимость развертывания в космосе огромных солнечных рефлекторов, сложность их постоянной ориентации на Солнце с высокой точностью, а также неэффективность работы в неосвещенной части орбиты. Кроме того, длительное воздействие потока микрометеоров на зеркальное покрытие рефлектора приведет со временем к ухудшению свойств отражающей поверхности.

Такой показатель, как удельный вес, сам по себе еще не определяет пригодности системы для данного летательного аппарата. Зато очень важны такие показатели, как надежность и стабильность работы.

С точки зрения надежности несомненные преимущества имеют немашинные генераторы электроэнергии - у них нет вращающихся в тяжелых температурных условиях узлов, каким является турбина. Они хороши для небольших энергоустановок длительного действия. Из немашинных способов наиболее перспективен с точки зрения весовой отдачи термоэлектронный источник, но он требует более высоких температур и сложен в конструктивном отношении.

Для малых мощностей очень перспективны радиоактивные изотопы и топливные элементы.

Применение электролиза воды под действием солнечных лучей может выдвинуть топливные элементы в ряд самых перспективных источников тока для небольших ОКС.

ОТ ПРОБЛЕМ К ПРОЕКТАМ

В 1903 г. К.Э.Циолковский предложил начать непосредственное освоение космоса с создания «эфирного поселения», т.е. околоземной обитаемой станции, на орбите высотой 1000-2000 км. По существу это была первая попытка проектирования орбитального корабля.

Циолковский поставил и решил целый ряд технических задач по созданию ОКС. Большинство идей Циолковского отличается оригинальностью и смелостью решения и, несмотря на низкий уровень техники того времени, сохраняет свое значение до сих пор. Например, для регулирования температуры в помещении космического аппарата Циолковский предложил систему, состоящую из специальных жалюзи, имеющих с одной стороны хорошо отражающую блестящую поверхность, а с другой - темную, хорошо поглощающую солнечные лучи. Изменением излучающей способности теневой стенки и отражающих (поглощающих) свойств стенки, обращенной к Солнцу, можно регулировать температуру внутри герметической кабины. Циолковский предложил замкнутую систему обмена веществ, которую предполагал осуществить с помощью специальных растений, выращиваемых на космическом корабле и дающих плоды для питания. Эти растения должны поглощать углекислый газ и производить кислород. Для создания небольшой искусственной тяжести - Циолковский считал, что полная, земная, она и не нужна в космосе, - станция будет вращаться с определенной угловой скоростью. Для работы вне станции им были предусмотрены специальные скафандры с запасом сжатого кислорода. Источником энергии на орбитальном корабле, по мнению Циолковского, должно быть Солнце.

ПЕРВЫЕ ПРОЕКТЫ ОКС

С 20-х годов идеи Циолковского получили широкое распространение на Западе, особенно в Германии.

Проекты обитаемых космических станций стали появляться один за другим. Однако все они несли на себе печать фантастики, ибо никто из конструкторов не знал еще, когда и с помощью каких ракет эти станции будут доставлены на орбиту.

Герман Оберт (Германия) вслед за Циолковским, которого он считал своим вдохновителем и учителем, в своих трудах широко рассмотрел возможность создания ОКС и ее задачи. По его мнению, в основном это геофизические наблюдения, астрономия и военная разведка. В качестве средства связи с Землей Оберт предложил применить пучок солнечного света, образованный системой зеркал. Одновременно Оберт предложил создать гигантское, диаметром 100 км, космическое зеркало, надеясь с его помощью использовать тепло Солнца для смягчения климата Земли. Он же выдвинул идею использования космического орбитального корабля как межпланетной станции для дозаправки на ней космической ракеты топливом. На рис. 38 показана схема космической станции по проекту Оберта (1923 г.).

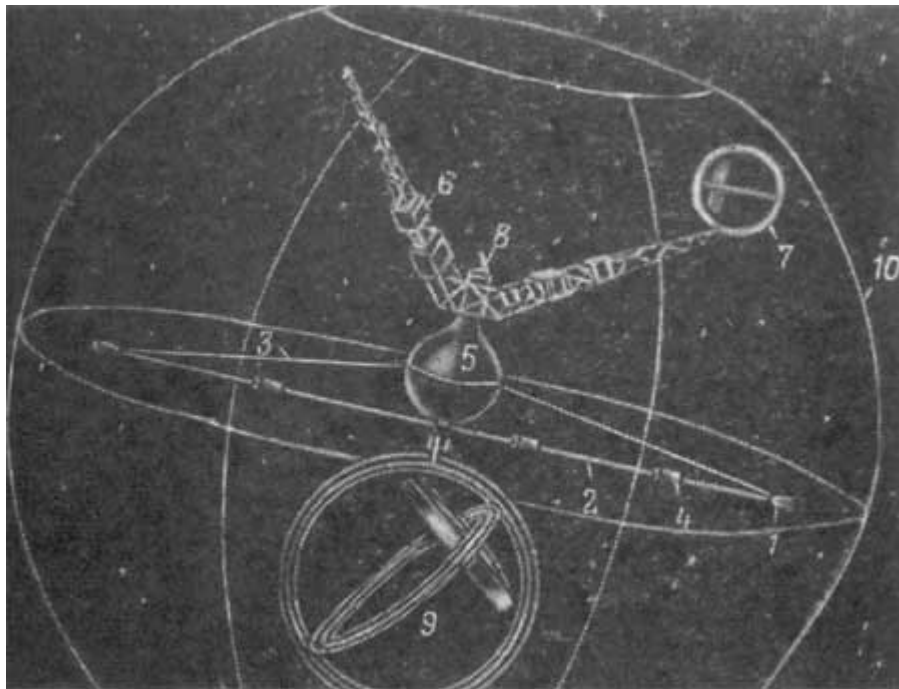


Рис. 38. Обитаемая космическая станция по проекту Оберта:

1 - жилые помещения; 2 - труба; 3 - натяжной насос; 4 - лифт; 5 - рабочий отсек; 6 - подсобные помещения; 7, 9 - телескопы; 8 - выход наружу; 10 - каркас

Проект Оберта предусматривал создание искусственной силы тяжести с помощью вращающейся конструкции. Как видно из рисунка, жилые помещения расположены на концах гигантских труб, связанных с осью натяжными тросами. Вдоль труб расположены лифты, предназначенные для перемещения членов экипажа станции из жилых помещений в рабочий отсек и обратно.

На специальных фермах размещены подсобные помещения, средства связи, специальные лаборатории и огромных размеров телескоп.

В центре рабочего отсека предусмотрен выход наружу для астронавтов.

Вокруг станции Оберт предложил построить легкий проволочный каркас с защитными средствами против метеорной опасности.

Большой интерес представляет проект Германа Нордунга (Австрия), который опубликовал книгу по межпланетным станциям (1929 г.). Относительно близкий к реальности проект Нордунга предусматривает создание для экипажа ОКС искусственной силы тяжести путем расположения жилых и вспомогательных помещений на ободе колеса диаметром 30 м, вращающегося со скоростью 8 об/мин. Кроме этого, станция включает силовую установку и обсерваторию.

В качестве источника энергии для станции Нордунг предложил использовать солнечные зеркала, нагревающие рабочую жидкость турбогенераторов в паропроводах, размещенных в фокусе зеркала. На теневой стороне колеса располагаются трубы конденсаторов для сброса избыточной тепловой энергии. Ступица, вращающаяся в обратную сторону по отношению к колесу, является воздушной камерой, т.е. входом и выходом для космонавтов.

Солнечную энергию Нордунг предложил использовать и для обогрева внутренних помещений, превратив стекла иллюминаторов в линзы и поставив снаружи около них специальные сборные зеркала.

Менее подробно Нордунг описал две другие части своей конструкции - обсерваторию и силовую установку. Первая из них должна иметь форму цилиндра и не вращаться, с тем чтобы исследования велись в реальных космических условиях, в невесомости. Силовая энергетическая установка - того же типа, что и у жилого колеса, - связана с двумя другими частями станции кабелем. Обсерватория соединяется с основной силовой установкой еще и гибким трубопроводом, по которому проходит электропроводка и подается теплый воздух для

обогрева. В обсерватории также должны были находиться люди, но создание искусственной силы тяжести там ;не предполагалось.

Многое в проекте Нордунга устарело, но его идея размещения основных элементов станции представляет интерес и в наши дни. Действительно, размещение, например, ядерной электростанции с относительно небольшой круговой защитой на расстоянии нескольких сот метров и даже нескольких километров от обитаемой (вращающейся) части станции дало бы большой выигрыш в весе. Можно отделить от основной станции и часть научного оборудования (например, телескопы). Энергию можно передавать по проводам (невесомым!), а связь с научным блоком осуществлять телеуправлением. Конечно, при этом потребуются специальная корректировка орбитального движения элементов станции.

СТАНЦИИ-ГИГАНТЫ

В послевоенный период в связи с бурным развитием ракетной техники вновь появились различные предложения по созданию обитаемых спутников Земли. Несмотря на то, что первые искусственные спутники-малютки еще только зарождались в недрах конструкторских бюро, в печати начали появляться проекты огромных космических станций.

Одним из первых в 1949 г. появился проект англичан Смита и Росса, отличавшийся оригинальностью конструкции и особенно гигантскими размерами энергетической гелиоустановки (рис. 39).

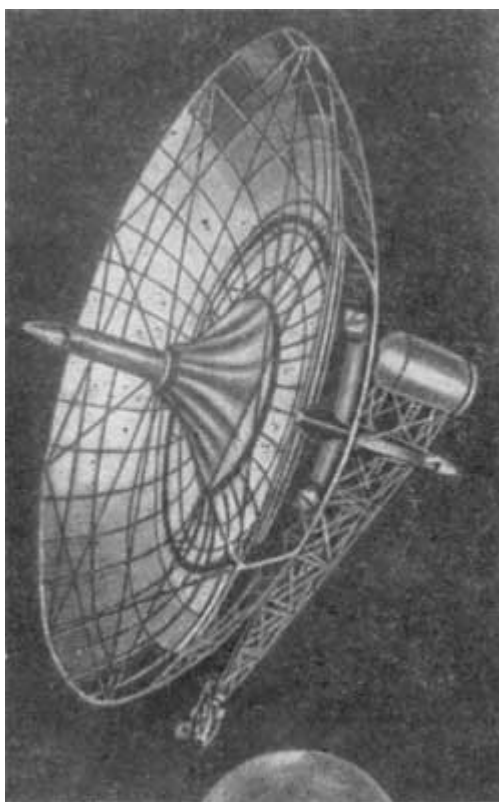


Рис. 39. Проект обитаемой космической станции Смита и Росса

Несколько проектов появилось в США (Эрике, Браун, Дербин). Представляет интерес своей детальной разработкой проект большой станции инженера *Брауна* (1953 г.). Проект отличается серьезностью подхода и тщательной продуманностью этапов запуска орбитальных ракет и сборки станции на орбите. Некоторое представление о проекте, многократно описанном в нашей печати, дает рис. 40. Кольцеобразная вращающаяся станция диаметром 75 м должна быть построена на орбите высотой 1730 км из отдельных элементов, доставляемых туда с помощью ракет (пояса радиации еще не были известны).

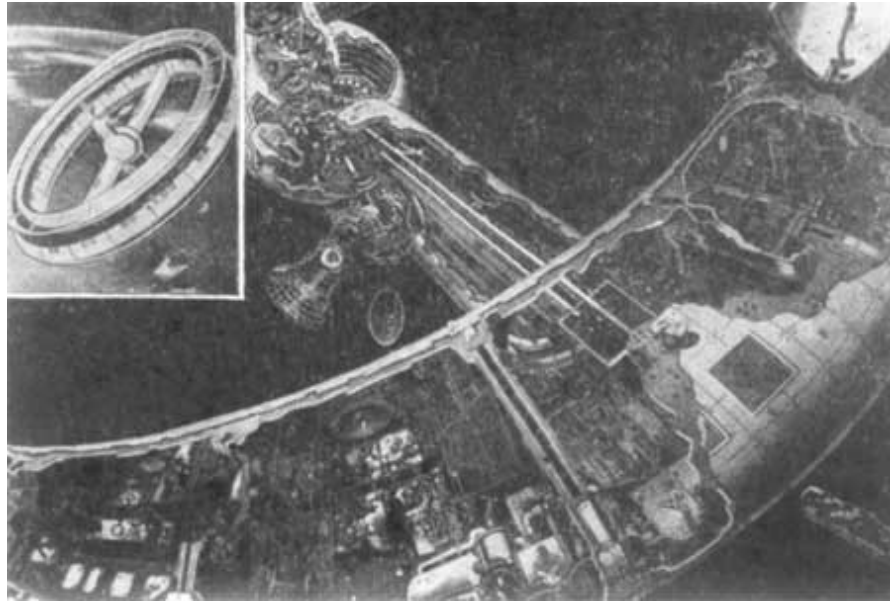


Рис. 40. Межпланетная станция по проекту Брауна

За исключением некоторых элементов (например, стартовый вес транспортных ракет должен быть более 6500 т), проект был основан на вполне реальных пред-посылках. Много внимания автор уделил проблеме облегчения станции. С этой целью он предложил создать искусственную тяжесть, равную лишь трети земной, а давление внутри станции сделать около 0,5 атм, но с повышенным содержанием кислорода и гелием вместо азота. Это должно, по мнению автора, существенно снизить требование к прочности конструкции, а значит, и вес станции. Источник энергии - экранированный атомный реактор, размещенный в ступице колеса. Браун принципиально разработал специальный скафандр для перемещения и работы человека вне станции.

Уже в послевоенные годы советским ученым А.Штернфельдом была высказана интересная идея, которая должна существенно облегчить строительство больших космических станций. Штернфельд предложил собирать станцию на орбите не из специально доставляемых туда частей и элементов, а непосредственно из особым образом спроектированных последних ступеней ракет (рис. 41), используя под помещения емкости топливных баков. Позднее такую же мысль высказал Эрик, которого поддержал Браун. Последний даже переделал свой проект применительно к этой идее.

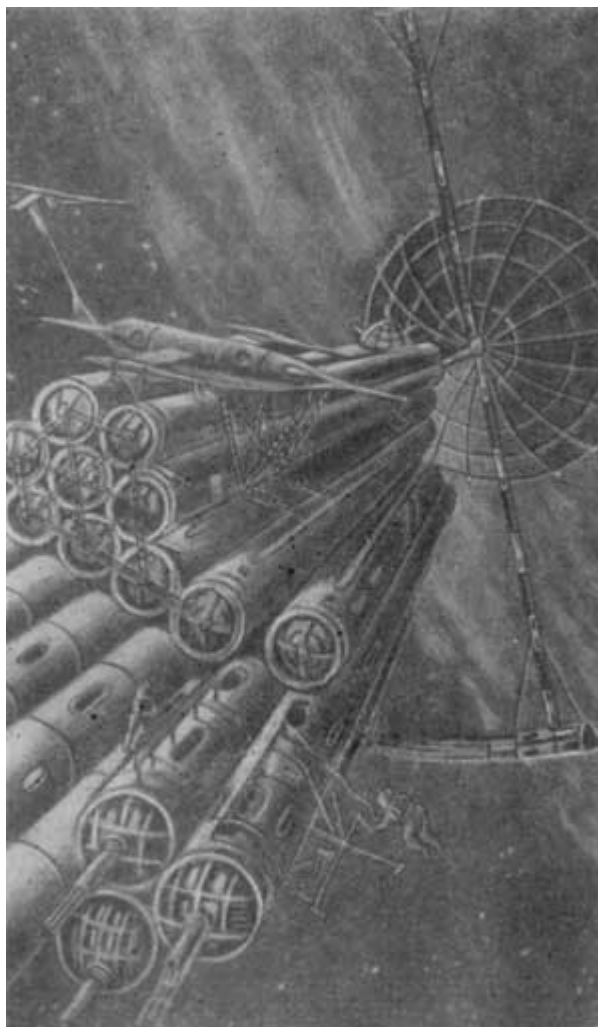


Рис. 41. ОКС, смонтированная из последних ступеней ракет (предложение А.Штернфельда)

Среди многочисленных проектов орбитальных научных лабораторий выделяется проект американского инженера Дарелла Ромика (1956 г.). Проект создания в космосе целого города с населением 20 тыс. человек (рис. 42) поражает смелостью, грандиозностью и размахом. Оставляя в стороне вопрос о целесообразности постройки в космосе лаборатории таких размеров, нельзя не отдать должного тщательной инженерной разработке проекта. Проект привлекает своей четкостью и несет в себе весьма остроумные идеи.

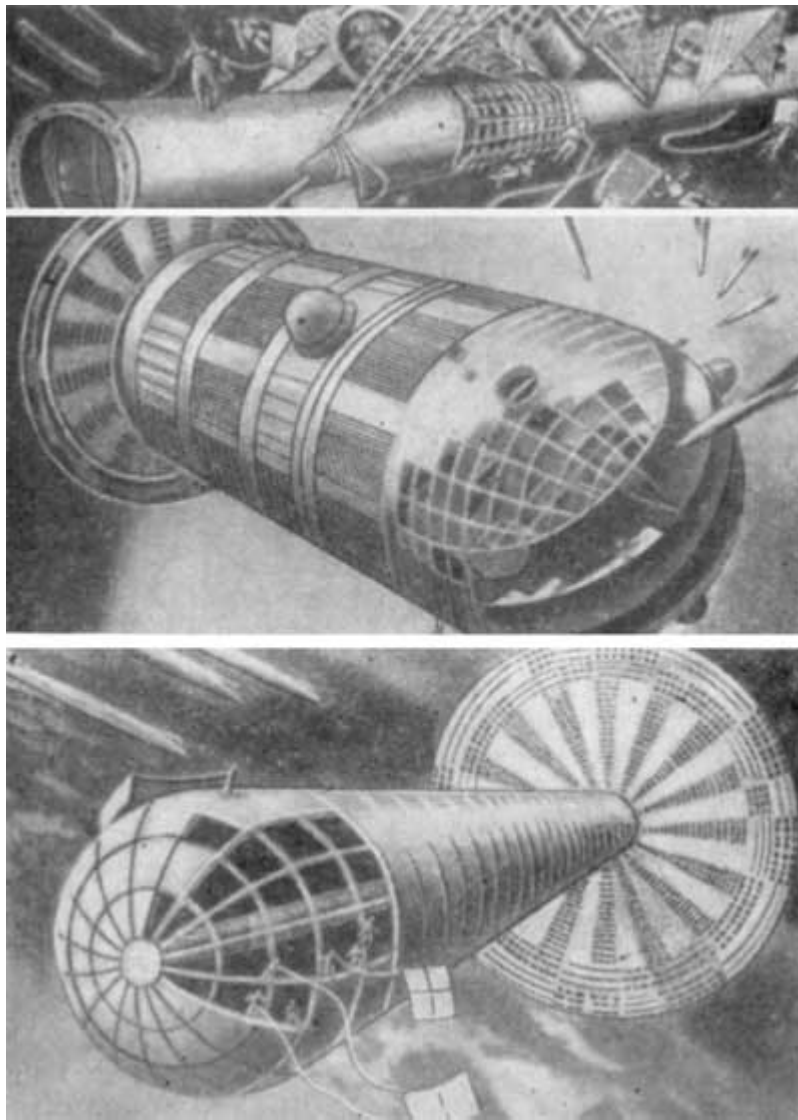


Рис. 42. Проект орбитальной станции Д.Ромика

Ромик плодотворно использовал также многие из идей, предложенных до него. Например, основные жилые помещения он предложил разместить в огромном вращающемся колесе с целью создания искусственной силы тяжести. Здесь же должны располагаться школы, больницы, театр, кино, спортивные площадки и магазины.

Основные научные лаборатории и вспомогательное оборудование предусматривалось разместить в невращающемся цилиндре диаметром 300 м и длиной около 1 км.

Особенно детально автор разработал процесс сборки станции, опираясь при этом на идею использования в качестве исходных элементов монтажа самих ракетных кораблей.

Полный срок строительства ОКС был рассчитан Д. Ромиком на 3,5 года, но выполнение научных работ должно было начаться значительно раньше.

Процесс строительства станции, по мысли конструктора, должен выглядеть так. Сначала третьи ступени двух ракет, достигнув расчетной орбиты, соединяются своими носовыми частями, предварительно претерпев некоторые изменения: хвостовая часть ракеты с двигателями и оперением разбирается и размещается впереди. Экипаж выходит наружу и начинает монтаж. Ракеты скрепляются тугами, тросами и шпангоутами. Топливные баки временно приспособляются под жилье и оборудование. К десятому дню после начала монтажа в линию последовательно соединены уже десять ракетных кораблей, причем носовые отсеки разбираются, а в качестве наружных панелей используются детали оперения.

К исходу четвертой недели вокруг основного стержня - трубы диаметром 3 м, составленной из корпусов ракет, начинают собираться и устанавливаться круглые шпангоуты диаметром 25 м. При этом вес огромных деталей не вызывает, конечно, каких-либо трудностей - в условиях

невесомости перемещение их не требует почти никаких усилий, необходимо лишь точное управление.

К исходу десятой недели сборка первой секции диаметром 25 м должна быть закончена - это уже настоящая научная лаборатория. Работа в ней может начинаться. Одновременно монтируется жилое вращающееся колесо. Пока оно имеет в диаметре 160 м.

К концу двенадцатой недели должны быть собраны уже три секции диаметром 25 м каждая. Длина невращающейся части достигнет 300 м. Объем жилых помещений во вращающемся колесе значительно увеличится.

Через полгода после начала монтажа диаметр основных рабочих помещений будет доведен до 330 м, а диаметр колеса - до 500 м. К этому времени научные исследования будут проводиться уже в полном объеме. Но строительство продолжается. Через два года гигантский цилиндр достигнет своей проектной длины - более 1 км. Центральный стержень - труба - включит в себя в конечном итоге 49 ракет. На станции будут предусмотрены причалы для приема космических кораблей, которые ежедневно будут доставлять с Земли грузы и пассажиров.

Ромик дал несколько оригинальных решений по некоторым инженерным проблемам. Например, возможный дисбаланс колеса должен автоматически ликвидироваться с помощью специальных балансирующих грузов, перемещающихся внутри колеса в радиальных направлениях. Переход из вращающегося колеса в рабочие отсеки и обратно должен осуществляться с помощью движущейся по круговым рельсам специальной герметичной вагонетки.

В целом проект Ромика, конечно, не может представлять интерес даже для весьма отдаленного будущего. Едва ли предлагаемые размеры орбитальной станции будут необходимы на практике. Нетрудно себе представить, какое огромное количество вспомогательного оборудования потребуется для обеспечения такой станции. Вызывает сомнение и экономическая сторона этого проекта: снабжение космического города будет очень дорого стоить.

Нельзя, конечно, забывать о том гигантском скачке, который сделала техника со времени опубликования проекта. Тем не менее можно сделать важные замечания и по конструкции проекта. Едва ли, например, удобно размещать жилые помещения в плоском колесе такого диаметра. Очевидно, что центробежная сила, пропорциональная радиусу, будет различной в зависимости от расстояния до центра колеса. Следовательно, искусственная сила тяжести будет далеко не одинаковой для большинства обитателей этого огромного жилища.

ПРОЕКТЫ НАШИХ ДНЕЙ

Проекты ОКС в наши дни опираются на более реальный фундамент. В последние годы в зарубежной печати опубликовано несколько проектов орбитальных станций. Рассмотрим некоторые из них.

Проекты фирмы «Мартин» (США), 1960 г. Один из проектов этой фирмы представлен на рис. 43. Это летающая космическая лаборатория с экипажем из четырех - шести человек, рассчитанная на проведение геофизических, астрономических и биолого-медицинских исследований в условиях невесомости. Поэтому в конструкции станции не предусмотрено каких-либо способов создания искусственной силы тяжести. Это в свою очередь ограничивает срок работы экипажа лаборатории между сменами. Смена предусматривается раз в две - три недели. Продолжительность пребывания станции на орбите - один год. Высота орбиты станции - примерно 660 км. Конструктивно станция выполнена как цилиндр, имеющий двойные стенки. Такая конструкция вытекает из требований тепловой, противорадиационной и антиметеорной защиты. Внешний экран выполнен из бериллия, внутренняя стенка - алюминиевая. Внутри цилиндра располагаются исследовательские лаборатории: геофизическая, астрономическая, биохимическая и медицинская, а также центр управления. Специальная аппаратура поддерживает внутри кабины температуру 16-32° С.

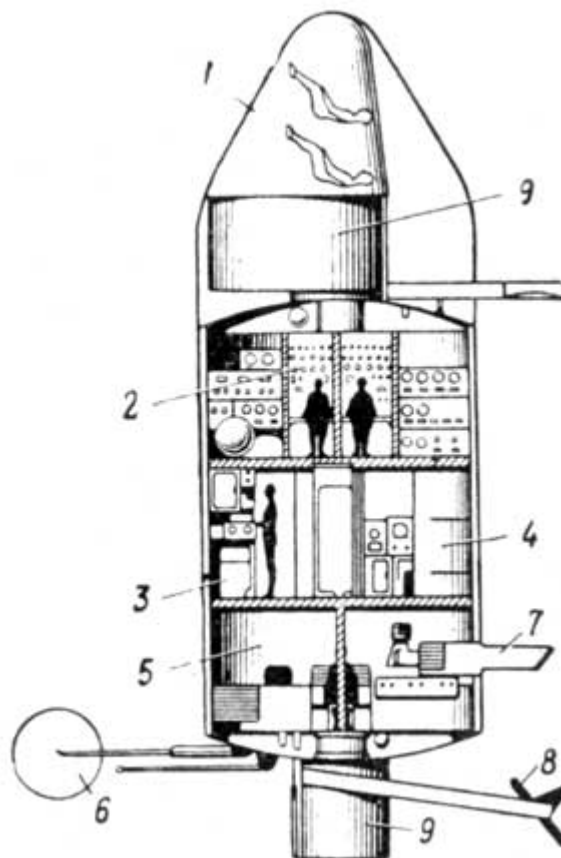


Рис. 43. Проект орбитальной станции жесткой конструкции фирмы «Мартин» <США>:
 1 - ракетный аппарат; 2 - центр управления; 3 - биохимическая лаборатория; 4 - медицинская лаборатория; 5 - астрономическая и геофизическая лаборатория; 6 - антенна; 7 - телескоп; 8 - телескопический рефлектор; 9 - космические лаборатории

В конструкции предусмотрены различные антенны, а также установлены телескоп с большим фокусным расстоянием и телескопический рефлектор. Кроме того, предусмотрены наружные камеры для проведения исследования непосредственно в космической среде (космические лаборатории).

В верхней части цилиндра располагается специальный ракетный аппарат, предназначенный для снабжения, смены экипажа и аварийного покидания, спутника.

Другой проект той же фирмы в отличие от рассмотренного, выполненного целиком из металла, имеет принципиально иное конструктивное решение. Это так называемая **полужесткая** конструкция - отдельные ее отсеки заполняются воздухом уже после вывода на орбиту (рис. 44). На рисунке слева показана часть станции в сложенном состоянии, представляющая собой последнюю ступень ракеты-носителя. Объем ее при этом значительно меньше, чем в рабочем положении. После вывода на орбиту надувные отсеки становятся основным рабочим помещением. Эта конструкция также снабжается ракетным аппаратом для связи с Землей. Основные данные и назначение спутника те же, что и предыдущего проекта фирмы «Мартин».

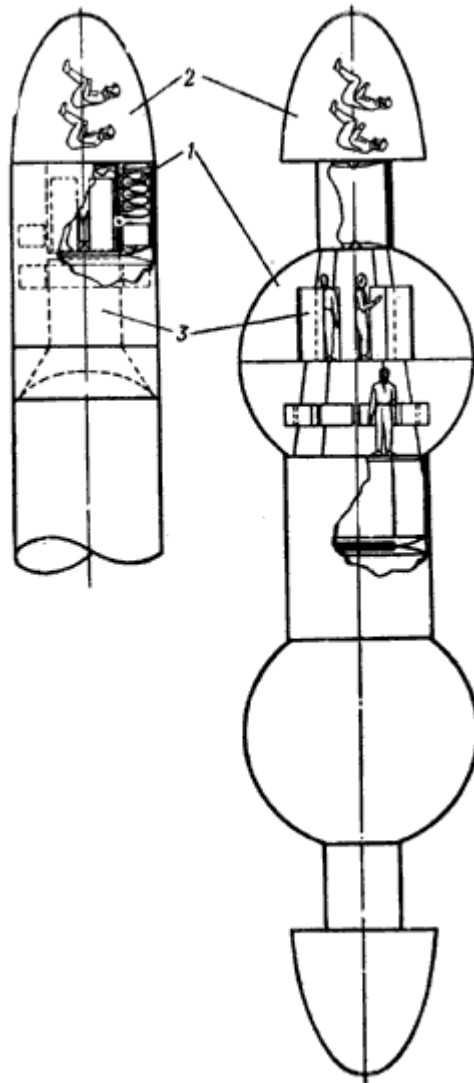


Рис. 44. Проект орбитальной станции полужесткой конструкции фирмы «Мартин» <США>:
1 - надувная сфера; 2 - летательный аппарат; 3 - оборудование

Учитывая большие достоинства проекта полужесткой конструкции с точки зрения удобства вывода на орбиту, нельзя не сказать об его конструктивной сложности, а главное, о метеорной уязвимости.

Некоторые американские фирмы считают, что сборка космической станции на орбите является экономически более выгодной, особенно для крупного сооружения.

Проект фирмы «Локхид» (США), 1960 г. Станция предназначена для геофизических, астрономических и биологических экспериментов в космосе. Основной особенностью этого проекта (рис. 45) является сборка станции непосредственно на орбите, причем в основном из типовых элементов. Основными узлами конструкции ОКС должны быть цилиндрические и сферические секции. Диаметр сферы - 5,4 м, диаметр цилиндра - 3 м, длина цилиндра - 9 м.

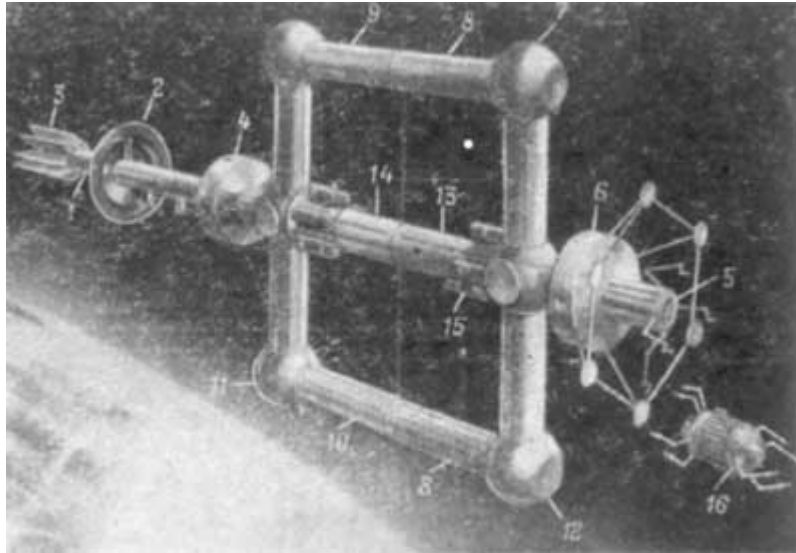


Рис. 45. Проект обитаемой космической станции «Локхид» <США>:

1 - ядерная силовая установка; 2 - защитный экран; 3 - излучатель; 4, 6 - лаборатория; 5 - причал; 7 - двигатель вращения; 8 - жилые помещения; 9 - кухня; 10 - оборудование; 11 - система регенерации; 12 - отсек управления; 13 - ремонтные мастерские; 14 - склады; 15 - вспомогательные энергетические установки; 16 - астробуксир

После вывода на орбиту отдельных элементов производится их сочленение. Две сферы с двумя цилиндрами между ними образуют типовой узел в виде гантели. Из трех таких «гантелей», стыкуемых друг с другом в одной плоскости с помощью еще четырех цилиндров, и собирается станция. Средняя «гантель» служит осью вращения всей станции с целью создания искусственной силы тяжести. С одной стороны оси монтируется ядерная силовая установка с защитным экраном и излучающим радиатором перьевой конструкции. С этой же стороны оси расположены физические и астрономические лаборатории. На другом конце оси вращения размещается причал для космических ракет с руками-манипуляторами и входными люками для экипажа. Здесь же располагаются рабочий отсек с нулевым ускорением силы тяжести и медицинская лаборатория.

На одной из периферийных «гантелей» размещаются двигатели вращения ОКС, а также жилые помещения, кухня, секция аппаратуры связи и электронного оборудования и система регенерации. На других «гантелях» размещаются отсек управления и ремонтные мастерские. В осевых отсеках станции, где царит невесомость, размещаются топливные баки, склады, а также вспомогательная энергетическая установка.

Общий вес станции - около 200 т, причем около 60 т приходится на вес топливных баков и энергетической установки с защитным экраном. Длина станции - около 60 м, ширина - около 30 м. Станцию предлагается собрать на орбите высотой 512 км. Время существования на орбите - четыре года.

В целях лучшей защиты от метеоров проектом предусматривается двойная обшивка корпуса станции.

Бортовая энергетическая установка выполнена как ядерная турбогенераторная электростанция. Рабочее тело основного контура - пары ртути, в первичном контуре циркулирует жидкий натрий. Два турбогенератора рассчитаны на среднюю мощность 100 квт при пиковой нагрузке 300 квт. Длина всей энергетической системы с защитой из свинца и гидрата циркония - около 15 м.

Конструкторы предложили снабдить станцию вспомогательным аппаратом - **астробуксиром**. Для связи с Землей предполагается использовать специальный ракетный аппарат - **астротакси**, рассчитанный на семь человек.

Проект фирмы «Дуглас Эйркрафт» (США), 1960 г. Фирма предложила проект относительно недорогой космической астрономической обсерватории. Сама станция является второй ступенью двухступенчатой ракеты. В процессе вывода на орбиту вторая ступень,

снабженная одним ЖРД, представляет собой бак для топлива, внутри которого в специальном отсеке размещены все механизмы управления и различное оборудование. В носовой части находится капсула с экипажем станции. Впоследствии капсула будет служить средством возвращения на Землю. Экипаж станции - четыре человека, высота орбиты - 555 км, вес станции - около 10 т.

На рис. 46 показана последовательность операций при приведении станции в рабочее положение. На рис. 46, а представлена схема станции в момент выхода на орбиту. Баки заполнены топливом (горючее - жидкий водород), экипаж находится в капсуле. После выхода на расчетную орбиту в первую очередь производится продувка водородных баков с помощью струи азота (рис. 46, б). Одновременно производится многократное изменение ориентации ракеты с целью прогрева бака солнечными лучами. Затем один из членов экипажа, перейдя в специальном космическом костюме из капсулы в центральный отсек, герметизирует бак и вскрывает люки отсеков оборудования. После проверки на герметичность азотом (рис. 46, в) бак заполняется воздухом и в него переходят остальные члены экипажа. Центральный отсек переводится в рабочее состояние, а затем открываются щиты носовой части, на внутренней поверхности которых размещены солнечные батареи. Станция получает ток. Один из членов экипажа выходит наружу в специальном костюме и монтирует внешнее оборудование (рис. 46, г). Общий объем помещения станции составляет 150 м³.

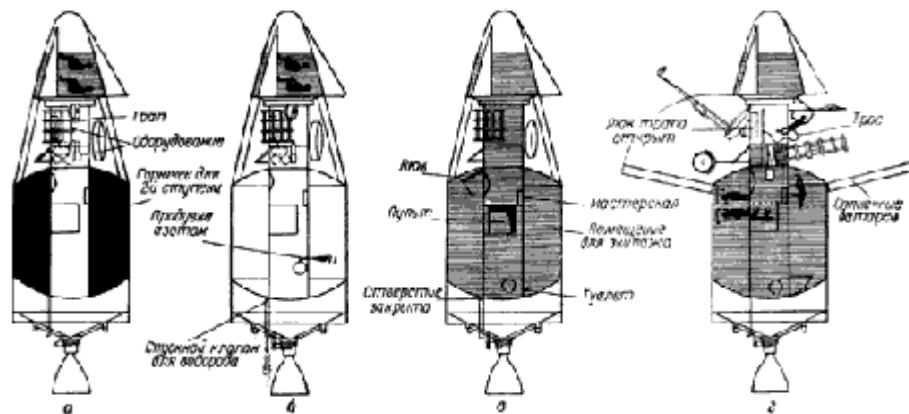


Рис. 46. Проект орбитальной станции фирмы «Дуглас Эйркрафт» <США>:
а - ракета при подъеме на орбиту; б - положение после выхода на орбиту; в - бак заполнен азотом; проверка на герметичность; г - станция заполнена воздухом и готова к работе

Экипаж из четырех человек предполагается заменять раз в месяц. По расписанию один из членов экипажа отдыхает, а другой является дежурным, находясь в космическом скафандре. Это нужно на случай неожиданного повреждения внешних элементов станции.

Из астрономического оборудования на станции устанавливаются два больших телескопа. Члены экипажа ведут наблюдения, передают научные данные на Землю, поддерживают ориентацию станции и следят за системой обеспечения жизнедеятельности.

Проект фирмы «Норт Америкен Авиэйшн» (США), 1962 г. Фирмой опубликован эскизный проект обитаемой космической станции с экипажем из 21 человека (рис. 47). ОКС весом 77 т (вместе с космическим лунным кораблем «Аполлон» весом 10 т) предполагается вывести на орбиту высотой 550 км с углом наклона 33° с помощью одной двухступенчатой ракеты «Сатурн С-5».

Вывод станции на орбиту предусмотрен в сложенном состоянии (рис. 47, а), при этом диаметр конструкции составляет 10 м, длина - 31 м. Затем станция трансформируется, приобретая форму шестигранного обода со ступицей и тремя спицами (рис. 47, б), при этом диаметр обода составит 45,7 м. Каждая из шести граней обода, ступица и спицы представляют собой отсеки, изолированные друг от друга герметичными перегородками и воздушными шлюзами. Все десять отсеков имеют автономные экологические системы. Вращением станции

вокруг оси ступицы со скоростью 3 об/мин создается искусственная сила тяжести около 0,2 g. Вращение производится с помощью двух ЖРД с тягой по 23 кг.

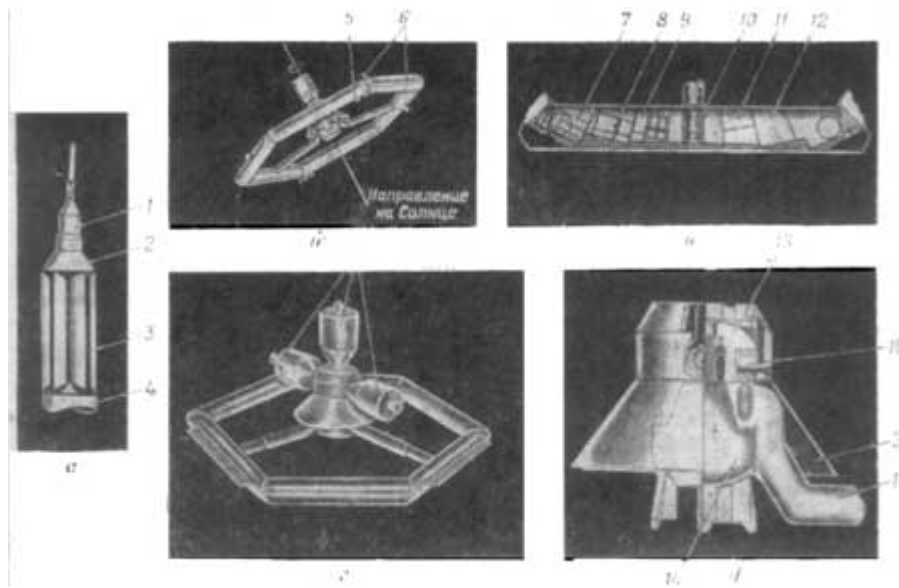


Рис. 47. Проект большой космической станции фирмы «Норт Америкен Авиэйшн» <США>:
 а - в сложенном положении <при запуске>; б - в развернутом положении <на орбите>; в - жилой отсек в разрезе; г - станция с пришвартованными кораблями «Аполлон»; д - ступица в разрезе; 1 - космический корабль «Аполлон»; 2 - обтекатель; 3 - сложенный обод; 4 - верхняя часть третьей ступени ракеты «Сатурн С-5»; 5 - ЖРД вращения; 6 - ЖРД ориентации; 7 - койки; 8 - душ; 9 - склад; 10 - воздушный шлюз; 11 - кухня; 12 - столовая и кают-компания; 13 - турель; 14 - камера для экспериментов в невесомости; 15 - спица

Каждый отсек обода представляет собой типовой элемент - цилиндр длиной 22,8 м и диаметром 3 м. Пол внутри отсека (рис. 47, в) сделан ступенчатым, чтобы направление центробежной силы по возможности в любой точке совпадало с перпендикуляром к полу. С целью противометеорной защиты вся конструкция станции снаружи покрыта толстой многослойной обшивкой, состоящей из трех слоев алюминиевого сплава, сотовой панели и слоя пенополиуретана.

Из шести отсеков обода три жилых и три рабочих, причем на каждую пару отсеков разного назначения приходится по семь членов экипажа. В рабочем отсеке в каждый момент находится лишь один из семи членов экипажа - дежурный, остальные шесть отдыхают в жилом отсеке. Рабочие отсеки соединены со ступицей с помощью полых спиц диаметром 1,4 м, которые являются средством сообщения между отсеками. Центральный пост управления находится в одном из рабочих отсеков.

На ступице оборудованы причалы для лунных космических кораблей «Аполлон», причем одновременно может быть пришвартовано семь кораблей: один в центре ступицы по ее оси и шесть по окружности ступицы в радиальном направлении (рис. 47, г). В центре ступицы (рис. 47, д) размещается камера для проведения экспериментов в условиях невесомости, причем камера не вращается. Верхняя часть ступицы - турель - в момент причаливания к ней кораблей также не вращается. Но для перехода космонавтов из корабля внутрь станции и обратно турель раскручивается вместе с кораблями до скорости вращения станции, после чего воздушные шлюзы корабля и ступицы совмещаются. Экспериментальный отсек закрыт снаружи коническим обтекателем. Высота ступицы - 9 м, диаметр турели - 5 м, максимальный диаметр обтекателя - 10 м, высота его - 4 м.

Энергосистема ОКС состоит из нескольких панелей с солнечными элементами, шесть из них, площадью по 30 м², размещены на нижних поверхностях оболочки обода; три панели, общей площадью 38 м², размещены на поверхности спиц. Номинальная мощность системы - 12 квт, максимальная - 19,5 квт, научная аппаратура потребляет 1,5 квт.

Станция ориентируется на Солнце своей нижней плоскостью с точностью $\pm 10^\circ$. Ориентация осуществляется с помощью четырех пар точно таких же ЖРД, которые вращают

станцию. Этими же двигателями производится стабилизация станции при компенсации внешних возмущений, в том числе при швартовке космических кораблей.

Мы уже говорили, что станция выводится на орбиту в сложном состоянии вместе с космическим кораблем «Аполлон». Во время полета экипаж (три человека) находится внутри корабля и управляет полетом. После выхода на орбиту экипаж в расчетной точке производит трансформацию (развертывание) станции. Развертывание обеспечивается специальными шарнирами в сочленениях и производится с помощью электромеханизмов, питающихся от аккумуляторов.

Предполагается, что в первые недели существования ОКС ее экипаж достигнет 12 человек и лишь через несколько месяцев укомплектуется полностью. По расчетам станция будет существовать три года, после чего экипаж будет эвакуирован с помощью кораблей «Аполлон», а станция сгорит при торможении в атмосфере. Кстати, семь кораблей «Аполлон» должны будут постоянно находиться у причалов ОКС на случай аварийного покидания станции. Эти же корабли будут служить средством сообщения с Землей, доставляя оттуда на борт ОКС ежегодно около 7 т продуктов питания.

Искусственная атмосфера, созданная внутри отсеков (давление 0,7 кг/см²), должна будет обновляться два раза в три года с помощью запасов сжатого воздуха в баллонах.

Станция будет оборудована научно-исследовательским и связным оборудованием, в том числе телевизионными камерами.

* * *

Многочисленные задачи, стоящие перед современной наукой и техникой в борьбе за овладение космосом и использование околоземного пространства, грандиозны. После первых успешных полетов советских и американских космонавтов вполне естественна постановка вопроса о создании обитаемых космических станций с длительным пребыванием на орбите вокруг Земли.

Мы рассказали лишь о немногом из того, что предстоит сделать в ближайшие годы с помощью новых технических средств познания космоса. Уже в ближайшее время задачи орбитальных станций значительно усложнятся и расширятся.

Дальнейшие планы запуска орбитальных аппаратов могут развиваться по различным направлениям. Либо это будет путь создания множества различных типов ОКС, каждая из которых будет решать свой узкий круг вопросов или близкие по характеру задачи (будут запускаться, например, метеорологические станции, астрономические обсерватории, межпланетные станции, спутники радиосвязи и др.), либо на орбите будут создаваться крупные комплексные космические станции для выполнения исследований в разнообразных областях науки и техники.

Эти два пути можно проследить уже на начальном этапе космических исследований. В отличие от искусственных спутников Земли, запущенных Советским Союзом, которые являлись сложными автоматическими станциями и решали целые комплексы научных задач, американские спутники, как правило, были узкоспециальными и предназначались для небольших программ исследований.

Создание крупных станций более сложно, требует совершенного комплексного автоматического оборудования и мощных ракет-носителей.

Комплексная станция выгоднее для проведения длительных исследований с большой программой. Такая станция даст большие преимущества с точки зрения веса и автоматизации вспомогательной аппаратуры (телеметрия, источники питания, связь и др.). Наконец, в комплексной станции можно с большим эффектом использовать присутствие человека, создав ему максимум удобств и обеспечив его автономными средствами сообщения с Землей и аварийного покидания. Поэтому создание крупных комплексных станций представляется более целесообразным.

Конечно, это не значит, что узкая специализация космической станции может быть совершенно отвергнута. Для решения некоторых задач она будет просто необходима.

Создание крупных станций на орбите под силу только странам с высокоразвитой индустрией, передовой наукой и современной техникой.

Для этого качественно нового шага на пути к овладению космосом потребуются напряженный труд ученых и инженеров, огромные усилия целых коллективов конструкторских бюро, десятков и сотен заводов и фабрик.

Вполне очевидно, что решение грандиозных планов завоевания космоса возможно лишь в условиях мира и путем тесного сотрудничества ученых и инженеров разных стран.

Первым очень важным шагом на пути к разрядке международной напряженности является подписанный в Москве 5 августа 1963 г. Договор о запрещении испытаний ядерного оружия в атмосфере, в космическом пространстве и под водой.

Этот Договор положил начало решению путем переговоров и других вопросов. Свидетельством этому является принятая Организацией Объединенных Наций резолюция, запрещающая вывод на орбиту оружия массового поражения.

Практическим шагом в области мирного исследования и использования космического пространства является соглашение о научном сотрудничестве, заключенное в 1963 г. между учеными СССР и США. Этим соглашением предусматривается обмен метеорологической информацией, получаемой обеими странами со своих метеорологических спутников, для чего решено в 1964 г. организовать специальный канал телетайпной связи между мировыми метеорологическими центрами, создаваемыми в Москве и Вашингтоне.

В 1964 г. намечено провести совместные эксперименты по осуществлению дальней радиосвязи с использованием американского спутника-ретранслятора «Эхо».

Соглашением предусматривается также сотрудничество между учеными СССР и США в составлении карты магнитного поля Земли с использованием спутников в период Международного года спокойного Солнца (1964-1965 гг.). Программой наряду с разнообразными исследованиями в верхних слоях атмосферы и в космосе предусматривается изучение земного магнетизма.

Мировая общественность рассматривает договоренность между СССР и США в мирном освоении космоса как хорошее и важное начало на пути к дальнейшему более широкому сотрудничеству в этой области.

1. Циолковский К. Э. Собрание сочинений, т. II. Изд-во АН СССР, М., 1954.
2. Александров С. Г., Федоров Р. Е. Советские спутники и космические корабли. Изд-во АН СССР, М., 1961.
3. Станции в космосе. Сборник статей. Изд-во АН СССР, М., 1960.
4. Штернфельд А. Искусственные спутники. ГИТТЛ, М., 1958.
5. К р о ш к и н М. Г. Человек проникает в космос. Воениздат, М., 1961.
6. Борисов В., Горлов О. Жизнь и космос. Изд-во «Советская Россия», М., 1961.
7. Лей В. Ракеты и полеты в космос. Воениздат, М., 1961.
8. Человек в условиях высотного и космического полета. Сборник переводов из иностранной периодической литературы. Изд-во иностр. лит., М., 1960.
9. Вестник АН СССР, № 7, 1960.
10. Р е п н е в А. И. Свойства верхней атмосферы и искусственные спутники Земли. Труды ЦАО, вып. 25, 1959.
11. Advances in Space Science, vol. 2, 1960.
12. H. Mielke. Weg in All, 1966.
13. Haley A. G. Rocketry and Space Exploration, 1959.
14. The Exploration of Space, edit, by R. Jastrom, 1958.
15. M. Lloyd. Man into Space, 1960.
16. Man in Space (сборник статей), 1960.
17. Proceedings of the Manned Space Stations Simposium, 1960.
18. Aerospace Engineering, № 5, 1960.
19. Aerospace Engineering, № 10, 1960.
20. Aerospace Engineering, № 8, 1959.
21. Aerospace Engineering, № 12, 1960.
22. British Institution of Radio Engineers, № 6, 1961.
23. Missiles and Rockets, Oct. 9, 1961.
24. ARS Journal, № 7, 1961.
25. ARS Journal, № 12, 1959.
26. Astronautics, № 12, 1960.
27. Astronautics, № 6, 1960.
28. Astronautical Sciences Review, № 7-8, 1960.
29. Proceedings IRE, № 3, 1959.
30. Planetary and Space Science, № 1, 1959.
31. IAS Paper, 1960, № 97.
32. Techn. Session Preprints Amer. Astronaut Soc., № 43, 1960.
33. Aerospace Engineering, № 11, 1960.
34. Aviation Week, Sept. 18, 1961. 35. Interavia, 1960, № 11.

Игорь Николаевич Бубнов
Лев Николаевич Каманин

ОБИТАЕМЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ

М., Воениздат, 1964, 192 с.

Редактор *Шорин А. М.*

Художник *А. Н. Шумилин*

Технический редактор *Коккина Н. Н.*

Корректоры *Минайчева В. Н.* и *Шабашева Л. А.*

* * *

Сдано в набор 20.9.63 г.

Подписано к печати 29.5.64 г.

Формат бумаги 84×108^{1/32} — 6 печ. л.

= 9,84 усл. печ. л. — 9,522 уч.-изд. л.

Тираж 27 000.

ТП 64 г. № 64

Г-12277

Изд. № 7/4256.

Зак. 1275.

* * *

1-я типография

Военного издательства

Министерства обороны СССР

Москва, К-6,

проезд Скворцова-Степанова, дом 3

Цена 29 коп.