И.В. КОЖЕУРОВ

ЭЛЕМЕНТЫ КОСМОНАВТИКИ В КУРСАХ ФИЗИКИ И АСТРОНОМИИ

И. В. КОЖЕУРОВ

ЭЛЕМЕНТЫ КОСМОНАВТИКИ В КУРСАХ ФИЗИКИ И АСТРОНОМИИ

Пособие для учителей

ИЗДАНИЕ ВТОРОЕ, ПЕРЕРАБОТАННОЕ

МОСКВА «ПРОСВЕЩЕНИЕ» 1977

53
К 58

Рекомендовано к изданию
Главным управлением школ
Министерства просвещения СССР

Кожеуров И. В.

К 58 Элементы космонавтики в курсах физики и астрономии. Пособие для учителей. Изд. 2-е, перераб. М., «Просвещение», 1977.

144 с. с ил.

В книге излагаются содержание и методика изучения важнейших элементов космонавтики в курсах физики и астрономии средней школы: вопросы механики космических полетов, основные методы исследования космического пространства, фундаментальные достижения космонавтики в изучении околоземного и межпланетного космического пространства, Луны, планет и Солнца. Книга содержит также материал для внеклассной работы и факультативных занятий.

К $\frac{60501\text{-}236}{103(03)\text{-}77}$ 147-77 53

© Издательство «Просвещение», 1977 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Со времени первого издания книги (1965 г.) прошло более 10 лет. За этот период космонавтика продвинулась далеко вперед. Изменилось и содержание физического и астрономического образования в средней школе.

Из огромного объема научной и научно-популярной литературы по космонавтике мы стремились отобрать наиболее значительные и основополагающие ее элементы и согласовать их изучение с курсами физики и астрономии. Мы сознательно применяем термин «элементы космонавтики» с тем, чтобы подчеркнуть отличие данной книги от специальных книг по основам космонавтики.

Заново написаны параграфы о методике изучения состояний весомости, невесомости и перегрузок, физических исследованиях околоземного космического пространства, научном и практическом значении космических исследований и перспективах их развития. Внесены новые параграфы о лунных космических полетах и результатах изучения Луны, Венеры и Марса, отдельно освещен вопрос о результатах изучения Солнца средствами космонавтики.

Переработке и дополнению подвергся материал об источниках электроэнергии на космических аппаратах, о методах исследования космического пространства, применяемых в космонавтике, и другие места книги.

Претерпела значительные изменения в связи с этим и общая структура книги. Появилась необходимость выделить в отдельную часть материал по космонавтике для внеклассной работы.

Для удобства пользования материал по космонавтике для курсов физики и астрономии, как и прежде, сгруппирован в отдельных частях книги, хотя в известной мере некоторые вопросы трудно отделить.

Обновлены и добавлены иллюстрации и документальные фотоснимки.

Автор сердечно благодарит за помощь рецензентов: профессора кафедры теоретической механики МГУ В. Г. Демина, кандидата физико-математических наук, доцента А. В. Засова и Б. Г. Пшеничнера.

И. КОЖЕУРОВ

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

ЭЛЕМЕНТЫ КОСМОНАВТИКИ В КУРСЕ ФИЗИКИ СРЕДНЕЙ ШКОЛЫ

●

Глава I

ВОПРОСЫ ТЕОРИИ ДВИЖЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ

В курсе физики средней школы предусмотрено изучение в разделе «Механика» некоторых вопросов космонавтики. Местом для их изучения является в основном раздел «Силы в природе», а также логически связанные с ним разделы «Применение законов движения Ньютона» и «Работа и энергия».

§ 1. Понятие о первой космической скорости

Большинство учащихся, оканчивающих первую ступень обучения, знает численное значение первой космической скорости. На втором этапе обучения физике представляется возможным ознакомить их с физической сущностью этого понятия.

Формирование понятия о первой космической скорости целесообразно проводить постепенно, с учетом накопления у учащихся физических представлений. В этой связи уместно в конце изучения темы «Движение тела, брошенного горизонтально» дать вывод формулы первой космической скорости. Учащимся указывается, что при наличии у тела определенной горизонтально направленной скорости, которая носит название первой космической, оно при отсутствии сопротивления атмосферы уже не будет падать, а станет обращаться по круговой орбите вокруг Земли в качестве ее спутника. Первая космическая скорость — это наибольшая из возможных круговых скоростей ИСЗ (искусственных спутников Земли). Величину этой скорости, как показал еще Ньютон, можно опреде-

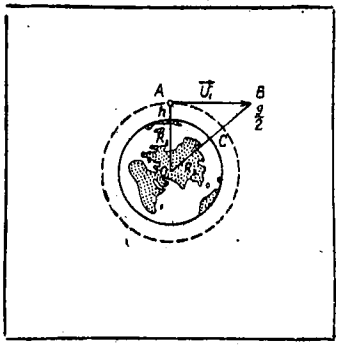


Рис. 1. К выводу формулы первой космической скорости искусственного спутника.

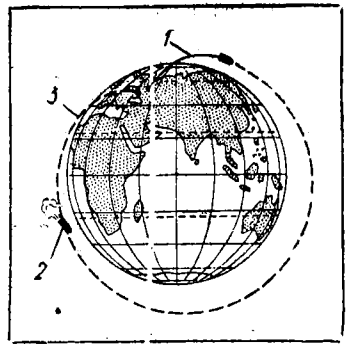


Рис. 2. Схема спуска космического корабля «Восток»:
1 — участок выведения; *2* — включение тормозного двигателя; *3* — участок спуска.

лить, исходя из рассмотрения двух независимых движений ИСЗ (рис. 1): равномерного в направлении начальной скорости $\vec{v}_1$ и свободного падения в направлении к центру Земли.

В первом движении спутник за 1 с проходит путь AB, во втором движении — путь BC, численно равный $\frac{g}{2}$. Из ΔOAB, если не учитывать высоту h, пренебрежимо малую по сравнению с радиусом Земли $R_з$, получаем:

$$v_1^2 = \left[\left(R_з + h\right) + \frac{g}{2}\right]^2 - (R_з + h)^2 = g(R_з + h) + \frac{g^2}{4}.$$

Так как $R_з = 6378$ км и $g = 9{,}81$ м/с^2, то значения выражений $\frac{g^2}{4}$ и gh малы по сравнению с величиной $gR_з$ и поэтому ими можно пренебречь. Окончательно получаем: $v_1^2 = gR_з$, или $v_1 = \sqrt{gR_з}$.

Из этого следует:

$$v_1 = \sqrt{9{,}81 \cdot 6378 \cdot 10^3} = 7910 \text{ м/с}).$$

Затем можно показать фрагмент кинофильма «Искусственные спутники Земли», в котором рассказывается об условиях запуска ИСЗ, необходимости определенной начальной скорости для того, чтобы тело стало спут-

ником, о первом в мире советском искусственном спутнике Земли.

В целях закрепления изученного целесообразно предложить учащимся качественную задачу: как станет двигаться ИСЗ, если его скорость резко уменьшится? Как правило, учащиеся сами чертят примерную траекторию спуска. Это обстоятельство можно использовать с целью ознакомления их с проблемой спуска космических аппаратов с орбиты. Кратко рассказать об успехах Советского Союза, где была впервые решена эта задача. Затем по таблице кратко можно пояснить спуск Ю. А. Гагарина на корабле-спутнике «Восток» (рис. 2).

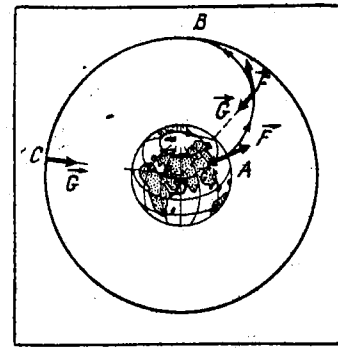


Рис. 3. К доказательству того, что траектория спутника — плоская кривая.

При изучении темы «Движение тела, брошенного под углом к горизонту» полезно обратить внимание учащихся на то, что, как и при движении тела, брошенного горизонтально, траектория движения является плоской кривой. Действительно, если не учитывать сопротивление атмосферы, то на тело действует лишь сила тяжести, которая в любой точке его траектории направлена вертикально и искривляет траекторию тела только в вертикальной плоскости, проходящей через центр масс Земли. По аналогии с этим отмечается, что и траектория ИСЗ также есть плоская кривая [1]. Если позволит время, то это положение можно раскрыть подробнее. Для этого по таблице (рис. 3) рассказывают, что в момент включения двигателей ракеты-носителя сила ее тяги $\vec{F}$ и сила тяготения $\vec{G}$ направлены вертикально и, следовательно, лежат в одной плоскости, проходящей через центр масс Земли. В дальнейшем по мере разворота ракеты-носителя угол между $\vec{F}$ и $\vec{G}$ уменьшается, но их векторы по-прежнему лежат в одной плоскости. Так как действие других внеш-

[1] Не в системе отсчета, связанной с Землей, а в абсолютном пространстве.

них сил компенсируется, то эта плоскость будет прежней. После разгона на активном участке AB спутник движется по орбите под действием силы тяготения, которая лежит, как и прежде, в плоскости запуска. Следовательно, вся траектория движения ИСЗ есть плоская кривая, лежащая в плоскости, проходящей через центр масс Земли [1].

Следующий этап формирования понятия о первой космической скорости следует провести в процессе изучения центростремительного ускорения. Такой подход позволяет глубже раскрыть обобщенную сущность силы, вызывающей это ускорение. Единственной силой, заставляющей ИСЗ обращаться вокруг Земли, является сила тяготения, которая вызывает у него необходимое для длительного кругового движения центростремительное ускорение, соответствующее первой космической скорости, т. е.

$$g = \frac{v_1^2}{R_3}, \quad \text{откуда} \quad v_1 = \sqrt{gR_3}.$$

Поскольку сила тяготения в любой точке траектории ИСЗ направлена к центру масс Земли, то на основании сказанного выше можно сделать вывод о том, что всякое продолжительное движение ИСЗ *возможно лишь в плоскости, проходящей через центр масс Земли.*

На уроке в конце раздела «Применение законов движения Ньютона» при рассмотрении темы «Движение искусственных спутников» представляется хорошая возможность для заключительного этапа формирования понятия о первой космической скорости и о некоторых условиях запуска ИСЗ. Вначале вспоминается отмеченный выше динамический смысл v_1. Далее говорится, что для устойчивости кругового обращения ИСЗ необходимо, чтобы сила тяготения $\gamma \frac{mM_3}{R_3^2}$ спутника к Земле была равна той силе, которая требуется для сообщения телу именно такого ускорения $\frac{V_1^2}{R_3}$, т. е. $\frac{mv_1^2}{R_3} = \gamma \frac{mM_3}{R_3^2}$, или имеем: $v_1 = \sqrt{\gamma \frac{M_3}{R_3}}$. Это выражение для первой космической скорости позволяет раскрыть ее связь с важнейшей ха-

[1] В действительности в ряде случаев траектории выведения бывают трехмерными.

рактеристикой гравитационных свойств Земли — с массой Земли. Из выведенной формулы следует, что *все тела независимо от их массы становятся ИСЗ, если их горизонтально направленная скорость в конце разгона в разреженных слоях атмосферы равна первой космической скорости* (как будет показано ниже, тела становятся ИСЗ и при скорости, большей первой космической, но меньшей параболической).

ИСЗ могут обращаться на различных высотах. Круговая скорость убывает с высотой. Это видно из формулы, которую можно написать по аналогии с прежним выводом: $\frac{mv_{кр}^2}{r} = \gamma\frac{mM_З}{r^2}$, или $v_{кр} = \sqrt{\gamma\frac{M_З}{r}}$, где $r = R_З + h$.

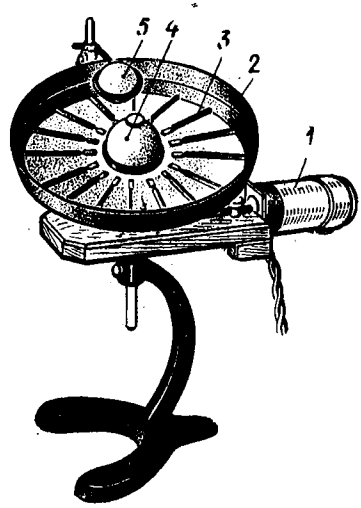


Рис. 4. Модель для объяснения движения искусственных спутников.

Например, на высоте 35 800 км она равна 3070 м/с и при этом спутник имеет период обращения около 24 ч (стационарный спутник). На орбите Луны круговая скорость составляет около 1 км/с.

Некоторые вопросы запуска и движения ИСЗ можно разобрать с помощью сконструированной нами модели, основанной на гравимагнитной аналогии (рис. 4).

Идея прибора состоит в том, что как гравитационная, так и магнитная силы принадлежат к классу сил, изменяющихся по закону обратного квадрата.

На вертикальной оси редуктора, скрепленного гибким валиком с электродвигателем *1*, укреплен немагнитный сосуд *2* диаметром 30 см, в который почти до краев наливается вязкая жидкость (вазелиновое масло). Для того чтобы при вращении сосуда жидкость приходила в синхронное с ним вращение, ко дну сосуда прикреплены дюралюминиевые лопатки *3*. Полушар *4* в центре сосуда содержит внутри кольцевой магнит, а малый шарик из

пластмассы *5* — железные опилки, количество которых подбирается экспериментально. Шарик немного снизу смят, для того чтобы обеспечить плавание при менее глубоком погружении его в жидкость. Если мы будем считать, что большой шар имитирует собой Землю, а малый — ИСЗ, то действие силы тяготения на ИСЗ можно по аналогии представить действием магнитной силы притяжения (для нас имеет значение горизонтальная составляющая магнитной силы). Для удобства демонстраций малый шар имеет откидной пружинный держатель в виде медного кольца. В начале демонстрации шарик и держатель устанавливаются так, как показано на рисунке. Затем приводят сосуд во вращение, задавая при этом определенное число оборотов (около 15 об/мин). Дождавшись, когда жидкость также придет в синхронное вращение, касаются пальцем вертикального стержня держателя и освобождают шарик от связей, предоставляя ему свободное плавание. Если учесть, что сила тяжести малого шарика уравновешена выталкивающей силой, то движение его в горизонтальной плоскости имитирует свободное движение ИСЗ. В большом зеркале, поставленном под углом 45°, учащиеся наблюдают продолжительное время вращение аналога ИСЗ вокруг аналога Земли на заданном расстоянии от него. При уменьшении числа оборотов круговая скорость движения аналога ИСЗ уменьшается, а сила притяжения не изменяется, и поэтому он постепенно приближается к аналогу Земли. Это наглядно подтверждает тот факт, что ИСЗ на своей орбите при длительном круговом движении должен иметь определенную для данной высоты скорость.

Иногда круговую скорость называют местной первой космической.

Возвращаясь снова к ИСЗ, отмечают, что если скорость в конце разгона больше круговой на данной высоте, то спутник будет обращаться по более или менее вытянутым эллипсам, ближайшая к Земле точка которых — перигей — лежит в точке окончания разгона, а удаленная — апогей — в диаметрально противоположной точке орбиты. При этом нужно воспользоваться таблицей (рис. 5). Из сказанного ранее нетрудно понять, что при увеличении скорости в конце участка выведения до определенного предела орбиты настолько будут вытянуты в апогее и апогеи настолько удалены от Земли, что

при дальнейшем возрастании скорости апогей удаляется за пределы преобладающего действия поля Земли. Орбита, таким образом, не будет замкнутой — тело уйдет в межпланетное пространство по параболе.

При запуске учитывается суточное вращение Земли: стараются запустить ИСЗ в восточном направлении, разгоняя спутник обязательно в плоскости, проходящей через центр масс Земли.

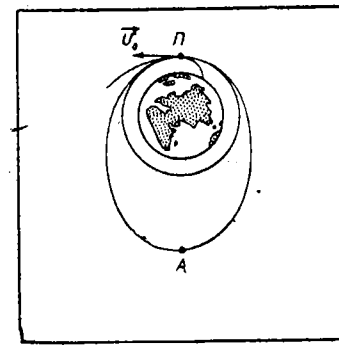


Рис. 5. Виды траекторий искусственных спутников.

Полезно в заключение показать фрагмент кинофильма «Искусственные спутники Земли» о том, как изменяется форма орбиты в зависимости от скорости и направления запуска.

На различных стадиях формирования понятия о первой космической скорости и условиях запуска ИСЗ в курсе физики необходимо решение задач на движение ИСЗ.

§ 2. Понятие о второй космической скорости

При изучении темы «Гравитационные силы. Закон всемирного тяготения» проводится подготовительная работа по формированию понятия о второй космической скорости.

При введении понятия о поле тяготения необходимо сказать, что поле тяготения Земли можно считать центральным, т. е. во всех точках поля, отстоящих от центра Земли на одинаковом расстоянии, ускорения (напряженность поля) одинаковы по величине. Вслед за этим полезно дать некоторое представление о сфере действия небесного тела.

Под сферой действия малого небесного тела (например, Земли) по отношению к большому небесному телу (например, Солнцу) подразумевают ту область пространства вокруг малого небесного тела, в которой движение третьего тела (например, космического аппарата) в основном определяется действием поля тяготения малого небесного тела. Другие небесные тела вызывают лишь

возмущения в движении космического аппарата. Внутри сферы действия планеты возмущающие действия других небесных тел малы. Поэтому в первом приближении их можно не учитывать и движение космического аппарата рассматривать в центральном поле основного тела (например, Земли). В дальнейшем изложении термин «сфера действия небесного тела» используется лишь для обозначения места нахождения космического аппарата, а выход за ее пределы понимается как выход в «бесконечность». Сфера действия Земли (по отношению к Солнцу) имеет радиус около 930 000 км, Луны по отношению к Земле 66 000 км, сфера действия Солнца по отношению к ядру Галактики составляет 60 000 а. е., или $89{,}7 \cdot 10^{11}$ км.

Более строгое понятие о сфере действия можно дать на факультативных занятиях по основам космонавтики, на уроках в специальных физических классах, а также на занятиях кружка.

В разделе «Работа и энергия» имеется возможность продолжить формирование понятия о поле тяготения и о второй космической скорости на базе изучаемых понятий работы и энергии.

Ранее для характеристики силовых действий поля мы пользовались понятием напряженности поля. Теперь учащимся известно, что тела в поле тяготения обладают запасом потенциальной энергии. При своем движении тело совершает работу против внутренних сил поля. Поэтому для характеристики поля с энергетической стороны вводят понятие о потенциале поля в точке. Чтобы удалить тело единичной массы в бесконечность из данной точки поля, внешние силы совершают работу A_1. Если же будет перемещаться тело массой m, то соответственно работа возрастет в m раз и станет $A = mA_1$. Следовательно, для конечной точки перемещения величина отношения $\frac{A}{m} = \varphi$ является постоянной и называется потенциалом поля в этой точке. Интересно отметить, что на одном и том же расстоянии r от центра Земли (если поле Земли мы принимаем за центральное) потенциалы всех точек мысленно очерченной сферы данного радиуса будут одинаковы, а значит, при перемещении по такой поверхности (эквипотенциальной) тело не будет совершать работы и изменять своей энергии. Приближенным примером может служить движение Луны почти по круговой тра-

ектории без затраты энергии извне или движение ИСЗ по круговой орбите на большой высоте. Это обстоятельство позволит в будущем создать длительное время существующие ИСЗ, могущие служить промежуточными межпланетными станциями.

Далее необходимо объяснить, что в случае перемещения тела массой m между точками поля с потенциалами φ_1 и φ_2 совершается работа $A=m(\varphi_2-\varphi_1)$. Если же перемещения тела невелики, то напряженность поля можно считать постоянной на этом участке. Поэтому величину работы можно записать по-другому: $A=mg(r_2-r_1)$, где r_2 и r_1 — расстояния от центра Земли до точек, или высоты над поверхностью Земли. Немаловажно указать, что потенциальная энергия тела m и Земли $M_з$ обусловлена взаимным тяготением и численно выражается величиной той работы, которую совершает поле при их максимальном сближении (например, при падении тел на Землю).

Затем рассказывается о том, что точные расчеты дают для изменения потенциальной энергии тела, удаленного с поверхности Земли в бесконечность (за сферу действия Земли), следующее выражение: $\Delta E=\gamma\frac{mM_З}{R_З}$. Элементарный вывод этой формулы можно дать на кружковых или факультативных занятиях (см. стр. 113)[1].

Чтобы тело m было удалено с поверхности Земли в бесконечность, необходимо сообщить ему эквивалентную указанному изменению ΔE кинетическую энергию, соответствующую второй космической скорости v_{II}, т. е. $\frac{mv_{II}^2}{2}$. Используя закон сохранения и превращения энергии, можно написать равенство $\frac{mv_{II}^2}{2}=\frac{\gamma mM_З}{R_З}$, откуда начальная скорость свободного межпланетного полета $v_{II}=\sqrt{2\gamma\frac{M_З}{R_З}}$. Эта скорость получила название в т о р о й к о с м и ч е с к о й с к о р о с т и.

Выведенная формула второй космической скорости, или скорости освобождения, справедлива для любого не-

[1] Несколько иной вывод формулы содержится в книге: М а р л е н с к и й А. Д. Основы космонавтики. Факультативный курс. М., 1975.

бесного тела, например для Солнца: $v_{осв}=\sqrt{2\gamma\frac{MC}{RC}}$. При любом направлении запуска тело, имея в конце участка выведения вторую космическую скорость, достигает границы сферы действия Земли и с небольшой остаточной скоростью выходит из нее.

Из сравнения формул первой и второй космических скоростей получается соотношение $v_{II}=\sqrt{2}v_I$. Учащиеся без особого труда отвечают на вопрос о зависимости $v_{осв}$ от расстояния r.

Преодоление сил земного тяготения — величайшая победа человеческого разума. В нашей стране впервые в истории решили эту задачу, осуществив запуск первой искусственной планеты («Луна-1»).

Важным пунктом на этом уроке следует считать завершающий этап рассмотрения видов космических траекторий ИСЗ и космических ракет и связь их с понятием системы отсчета. В развитии этого ценным представляется указание на то, что круговые, эллиптические, параболические, гиперболические траектории космических аппаратов рассматриваются именно относительно центра масс Земли, что только в пределах сферы действия Земли их траектории есть эллипсы, окружности, параболы и гиперболы.

§ 3. Изучение состояний весомости, невесомости и перегрузки

Под влиянием космизации науки и техники в научно-методической и учебной литературе наметилась определенная трансформация понятия веса тела.

Это и понятно. Пока человек оставался на Земле и не пользовался современными средствами передвижения, традиционное («земное») понятие веса всецело отвечало практике нахождения веса тела (весы неподвижны относительно поверхности Земли).

Теперь человек достиг поверхности других планет, сделанные им машины подвергаются действию небывалых перегрузок. В этих изменившихся условиях также необходимо взвешивать тела. Однако если при этом определять вес тела как силу, с которой тело действует на неподвижную относительно поверхности Земли опору или подвес, то

появляется противоречие с опытом. В частности, два тела, находящиеся на рычажных весах, тогда будут иметь веса, пропорциональные их массам, когда во время взвешивания ускорения их относительно неподвижной системы отсчета одинаковы. Например, равновесие на весах маятника Максвелла и гири нарушается, если маятник привести в движение.

В некоторых методических работах имеются рекомендации вообще не говорить о весе, когда тело движется вместе со своими связями (опора, подвес) ускоренно относительно Земли. С учетом современных тенденций содержание понятий должно обладать необходимой общностью, с тем чтобы их можно было использовать для рассмотрения земных и космических явлений.

На первой ступени обучения физике не представляется возможным глубоко раскрыть содержание данных вопросов. Однако можно провести некоторое предварительное ознакомление учащихся с особенностями протекания физических явлений в состоянии невесомости.

VI класс

Механическое движение. Переменное движение.

Обосновывается необходимость выбора тел отсчета при рассмотрении ИСЗ и автоматических межпланетных станций — АМС (относительно неподвижного наблюдателя, относительно Земли и Солнца).

Рассказывается об основных этапах выведения космического аппарата на расчетную траекторию, отмечается изменение давления тела космонавта на кресло в кабине корабля. С этой целью можно рассмотреть посадку космического корабля.

Явление тяготения. Сила тяжести. Вес тела. Деформация.

При изучении этих тем важно подчеркнуть причину весомости тел. Вес тела есть проявление действия силы тяготения и сил взаимодействия его с опорой или подвесом. Вследствие действия Земли, опоры или подвеса тело находится в состоянии весомости. Далее отмечается, что если тело не оказывает действия на опору или подвес, то оно находится в принципиально новом состоянии — состоянии невесомости, в котором тела теряют присущие

состоянию весомости упругие силы, вызванные тяготением и взаимодействием с опорой.

Демонстрируется опыт, что показания пружинных весов зависят от состояния их движения. Попутно с этим может быть проведено первоначальное ознакомление учащихся с практическим правилом взвешивания тел на Земле — весы должны находиться вместе с телом в состоянии покоя.

При обсуждении вопроса о направлении силы тяжести полезно показать направление силы тяжести, действующей на ИСЗ в разных точках его орбиты, с помощью глобуса, на который надевается проволочное кольцо (аналог орбиты). Учащиеся сами могут показать направление силы тяжести в двух-трех точках орбиты.

Далее сообщается несколько примеров об особенностях жизни космонавтов в состоянии невесомости внутри космического аппарата (парение космонавтов и предметов внутри кабины, выход в открытый космос и т. п.).

При изучении деформаций следует отметить, что некоторые деформации, не обусловленные тяготением и взаимодействием с опорами, не исчезают и в состоянии невесомости (сохраняются деформации в местах сварки, клепки, резьбовых соединений и т. п.).

Сила трения.

Сила трения возникает и в состоянии невесомости, если имеется контакт поверхностей и их относительное перемещение. Внутри кабины космического корабля движущиеся тела испытывают трение о газовую среду кабины.

Силы взаимодействия между атомами и молекулами тел.

Указывается на сохранение сил взаимодействия между частицами вещества в состоянии невесомости. Жидкость принимает форму шара, воздух и пары в закрытой колбе с водой собираются в пузырь, при испарении окисной пленки с поверхностей прижатых металлов они свариваются и т. п.

Давление. Давление газов.

Сжатые газы, выпускаемые через небольшие сопла космических аппаратов, используются для коррекции траектории, а в ранцевых аппаратах — для перемещений космонавтов в космосе в окрестности космического аппарата (космическая станция «Скайлэб»).

Закон Паскаля. Давление жидкости.

Отмечается применимость закона и в состоянии невесомости: система кондиционирования воздуха, создание искусственного климата, методика питания космонавта, перекачка жидкостей и газов в ракетной установке в той или иной мере использует передачу давления жидкостей или газов.

Напоминается пример о поведении жидкости в сосуде внутри космического корабля, находящегося на орбите, делается вывод об отсутствии весового давления жидкости на дно и стенки сосуда и об отсутствии по этой причине внутренних напряжений. Желательно продемонстрировать один из вариантов опыта для демонстрации этого факта (см. стр. 31). В этом же эксперименте обосновывается вывод об увеличении внутренних напряжений (деформаций) при перегрузках.

Сила Архимеда.

Из предыдущего эксперимента следует, что сила Архимеда существует в состояниях весомости и перегрузки. На опыте (см. стр. 29) демонстрируется отсутствие выталкивающей силы в жидкости в состоянии невесомости. Указывается на непригодность ареометра в этих условиях.

Сообщающиеся сосуды.

Если нижние слои жидкости в колене не испытывают давления со стороны верхних слоев, то уровни жидкостей (или разность уровней) в обоих коленах сохраняются и в состоянии невесомости.

Атмосферное давление.

Говорится о том, что на высоте орбиты ИСЗ давление атмосферы очень мало. В советских кораблях-спутниках космонавты находятся при нормальном атмосферном давлении.

VII класс

Испарение. Кипение.

Отсутствие конвекции в состоянии невесомости. Необходимость принудительной вентиляции внутри кабины космонавтов, невозможность обычной картины кипения жидкости.

Электризация тел. Взаимодействие зарядов.

Протекание электризации в состоянии невесомости, возможное накопление статического электричества при

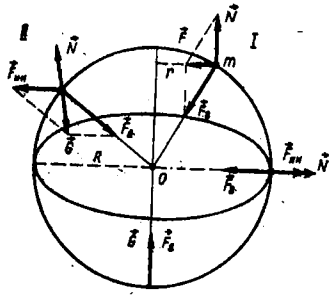


Рис. 6. К объяснению понятия силы тяжести.

трении жидкостей и газов внутри космического аппарата.

Постоянные магниты. Магнитное поле Земли.

Приводится пример об опыте космонавтов на космической станции «Скайлэб» с полосовым магнитом: магнит при парении ориентировался по направлению силовой линии магнитного поля Земли.

Перед изучением состояния невесомости в VIII классе необходимо в теме «Гравитационные силы. Закон всемирного тяготения» остановиться на понятии силы тяжести и веса тела. Вопрос о силе тяжести, весе тела и силе тяготения связан с формированием понятий о состояниях весомости, невесомости и перегрузки. Поэтому необходимо особо остановиться на нем перед заключительным этапом изучения этих понятий. Так как программой рекомендовано преимущественное использование инерциальных систем отсчета, то рассматривается покоящееся на поверхности Земли тело относительно таких систем (рис. 6).

Согласно закону всемирного тяготения на тело m действует Земля как точечное тело (независимо от ее вращения) с силой $F_г = \gamma \frac{mM}{R^2}$ и земная поверхность с силой упругости (нормальная реакция) $\vec{N}$ (рис. 6. I). Результирующая этих двух сил $\vec{F}_г + \vec{N} = \vec{F}$ обеспечивает вращение тела вместе с земной поверхностью на расстоянии r от оси вращения Земли с центростремительным ускорением $a = \frac{v^2}{r}$. В инерциальной системе отсчета силу тяжести можно рассматривать как составляющую гравитационной силы по вертикальному направлению.

Силой тяжести обычно оперируют вблизи поверхности Земли, так как именно здесь наиболее полно сказывается суточное вращение Земли. При составлении уравнения равновесия тела на поверхности Земли обычно берут си-

лу тяжести G и других поправок на суточное вращение Земли не вводят.

Чтобы разъяснить сущность понятий «вес тела» и «состояние весомости», необходимо рассмотреть механизм возникновения упругих деформаций в телах при взаимодействии в поле тяготения.

Предварительно заметим, что при анализе усилий, возникающих в теле под действием внешних сил, необходимо различать массовые (объемные) силы и силы поверхностные. Массовые силы действуют на каждую частицу тела и пропорциональны массам частиц. К таким силам относятся гравитационные силы и силы инерции. Поверхностные силы распределены по поверхности тела. Примерами таких сил являются силы реакции опор (упругие силы), силы сопротивления и т. п.

Сначала рассмотрим установление равновесия тела на подвесе или пружине (рис. 7, *а*). Допустим, что подвес вместе с телом свободно падает с ускорением $\vec{g}$. Если крепление нити (ее верхний конец) постепенно останавливать, то скорость его начнет уменьшаться. Но прикрепленное к нижнему концу нити тело имеет бóльшую скорость. Это вызывает деформацию растяжения нити.

Вследствие деформации нити возникает упругая сила, действующая на верхний поверхностный слой тела и направленная вверх. Скорость и ускорение верхнего слоя тела начинают убывать, хотя нижние слои продолжают движение с ускорением $\vec{g}$.

Все это вызывает деформацию растяжения самого тела, возрастающую по мере

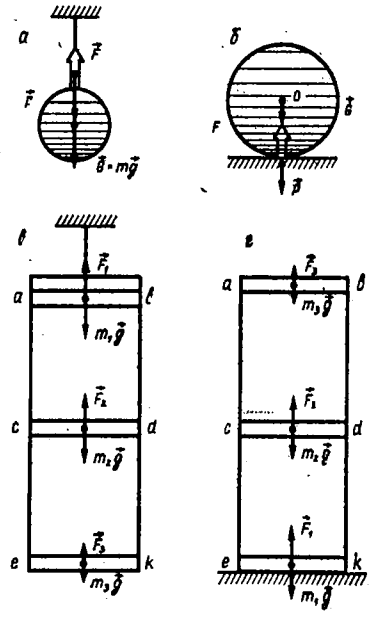


Рис. 7. Установление равновесия тела и распределение деформаций.

уменьшения ускорения до нуля. Равновесие в конечном счете наступит при равенстве нулю суммы силы тяжести $\vec{G}$ и упругой силы деформации $\vec{F}$: $\vec{G}+\vec{F}=0$; $\vec{G}=-\vec{F}$.

По третьему закону Ньютона тело также действует на нить с силой $\vec{P}=-\vec{F}$.

Таким образом, тело, покоящееся на подвесе, оказывается деформированным, причем наибольшие деформации имеются у верхнего слоя. Деформации убывают сверху вниз.

Иное распределение деформаций наблюдается у тела, находящегося в покое на опоре (рис. 7, *б*).

В этом случае деформации возрастают сверху вниз, достигая в нижних слоях своего максимального значения. По-прежнему тело действует на удерживающую его связь с силой $\vec{P}=-\vec{F}$.

Мы остановились на деформациях тела на подвесе и подставке, для того чтобы глубже уяснить содержание определения веса тела, которое мы приводим ниже.

Нами рассмотрен случай статических деформаций, когда геометрическая сумма сил равна нулю: $\vec{G}+\vec{F}=0$.

В случае ускоренного движения тела с ускорением, отличным от g, естественно, сумма сил должна быть уже отличной от нуля. Нарастание деформаций показано на рисунке 7, *в, г*. На слои *a*—*b*, *c*—*d*, ... действуют различные силы тяжести вышележащих слоев $m_i\vec{g}$ и соответствующие и равные им упругие силы $\vec{F}_i$.

После этого анализа дается определение веса тела: *весом тела называется сила, с которой тело вследствие тяготения действует на опору или подвес, на которых оно покоится.*

Дадим некоторые пояснения данному определению. Так как тяготение может действовать на тело не только в условиях Земли, Луны и других планет, а также в условиях космического полета, то это определение веса тела приобретает определенную общность для разных условий. Мы сознательно использовали термин «тяготение» вместо «притяжение» с тем, чтобы этим самым не смешивать действие гравитационных сил с силами другой природы (электрических, магнитных, упругих). Приведем примеры. Ферромагнитная шайба лежит на конце магнита.

Вследствие действия силы притяжения магнита она давит на него с силой, большей, чем ее вес. Наэлектризованная эбонитовая палочка лежит на стекле. Ее вес также отличается от силы, с которой заряженная палочка действует на поверхность стекла.

Если на пружинных весах подвешен магнит, на который положен медный пятак, то показание весов не изменится при замене пятака на стальной диск такой же массы.

В определении не содержится также и условие горизонтальности опоры, так как наклонная плоскость и опора, вообще говоря, не одно и то же. Чтобы наклонная плоскость превратилась в опору в физическом понимании, ее надо соответствующим образом скрепить с горизонтальной опорой. Поэтому если тело покоится на наклонной опоре, то всегда можно выразить или определить взвешиванием силу, действующую на ее горизонтальную часть.

Из определения как частный случай следует наиболее распространенное на практике измерение веса тела, когда опора или подвес покоятся относительно Земли.

В инерциальной и неинерциальной системах отсчета вес тела $\vec{P} = -\vec{N}$ и по модулю равен упругой силе реакции опоры $P = N$.

Здесь уместно предостеречь учащихся от смешения понятий «сила тяжести» и «вес тела». Эти силы имеют некоторое сходство (направлены в одну сторону, равны по величине, если тело покоится относительно, например, Земли) и существенные различия — сила тяжести (массовая сила) пропорциональна массе тела и приложена к телу, а вес тела (поверхностная сила) приложен к опоре или подвесу.

Одновременное действие гравитационных и упругих сил создает у взаимодействующих тел особое состояние, характеризующееся возникновением в телах внутренних и поверхностных упругих сил. Такое состояние носит название состояния весомости. В условиях Земли и других планет весомость носит всеобщий характер и определяет протекание многих природных явлений. Примером этому является приспособление к нему живых организмов (соотношение размеров тела и его ориентация в поле тяготения, рост растений и т. п.).

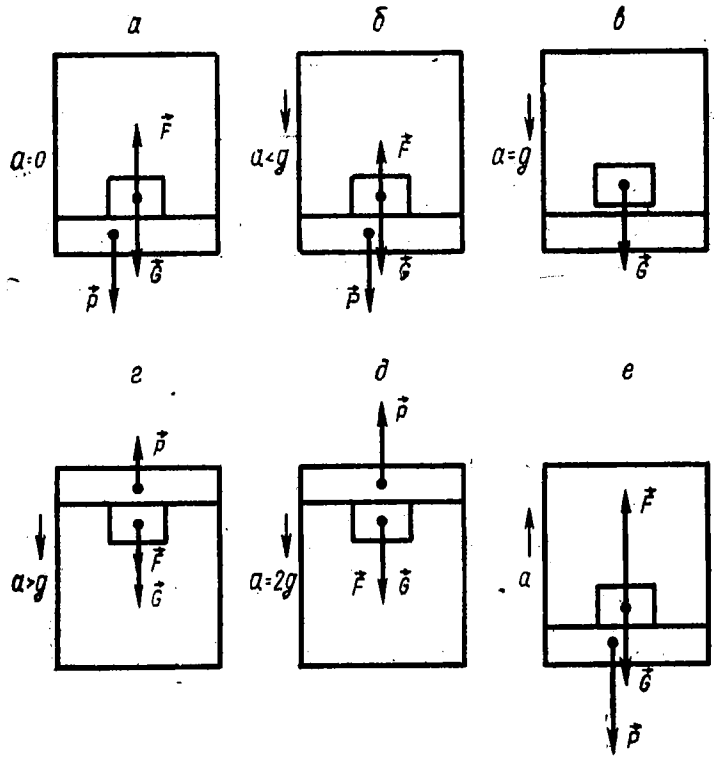


Рис. 8. Различные случаи ускоренных движений системы.

Глубже понять состояние весомости в разных условиях и подойти к состояниям невесомости и перегрузки поможет анализ движений тела, находящегося, например, на опоре (пол кабины) и движущегося с различными ускорениями относительно Земли по вертикальному направлению (рис. 8).

Система находится в покое относительно Земли (рис. 8, *а*). Условие равновесия выражается так: $\vec{G}+\vec{F}=0$, вес тела $\vec{P}=-\vec{F}=\vec{G}$, и по модулю $P=G$.

Движение системы вниз с ускорением $a<g$ (рис. 8, *б*).

Уравнение динамики имеет вид: $\vec{G}+\vec{F}=\vec{ma}$.

В проекциях на ось Y получаем: $G-F=ma$; $F=G-ma=m(g-a)$.

Отсюда видно, что упругая сила $\vec{F}$, действующая на тело со стороны опоры, уменьшилась, следовательно, уменьшился и вес тела $\vec{P}$ (по модулю $P=F=m(g-a)$.

Если бы тело было подвешено на подвесе (пружине), то вследствие их движения вместе с телом с ускорением $\vec{a}$ они также были бы меньше растянуты.

Свободное падение с ускорением $a=g$ (рис. 8, *в*). На тело m и кабину $M_к$ действуют силы тяжести: $\vec{G}=m\vec{g}$; $\vec{G}_к=M_к\vec{g}$. Поэтому вес тела по модулю равен:

$$P=m(g-a)=m(g-g)=0.$$

Силы тяжести сообщают одинаковое ускорение всем частям системы. Поэтому тело и опора не взаимодействуют. Из вышеприведенной формулы для веса тела видно, что при $a=g$, $F=0$, т. е. тело и опора не действуют друг на друга. Такое состояние тел называется состоянием невесомости.

Наблюдателю, находящемуся в ускоренной системе, при этом покажется, что тяготение исчезло. Не случайно поэтому в многочисленных книгах состояние невесомости представляется как мир без тяжести. Однако в мировоззренческих целях следует отметить, что силы тяжести исчезнуть не могут, они лишь вызывают у всех тел системы одинаковые ускорения относительно Земли.

Таким образом, состояние невесомости существует тогда, когда ни внешние силы, ни поступательное движение тела внутри системы не вызывают в нем изменений внутренних упругих сил.

Движение системы вниз с ускорением $a>g$ (рис. 8, *г*).

Ускорение $a>g$ одна сила тяжести сообщить не может. Поэтому с началом движения тело отстает от движения дна кабины и прижимается к ее потолку, который теперь уже становится опорой, действующей на тело с силой $\vec{F}$, совпадающей по направлению с $\vec{G}$. Поэтому $\vec{G}+\vec{F}=m\vec{a}$. В проекциях на ось Y получаем:

$$G+F=ma;\quad F=ma-G=m(a-g).$$

Так как по модулю $P=F$, то $P=m(a-g)$ и $P<G$. Тело приобрело вес, который по величине меньше веса тела, когда система покоилась, и направленный в противоположную сторону.

Из предыдущей формулы следует, что при $a=2g$ модуль веса тела $P=m(a-g)=m(2g-g)=mg$, т. е. $P=G$. Тело приобретает такие же свойства, как и в обычном состоянии весомости, в котором оно находилось в покоящейся относительно Земли системе, но только с измененными по направлению упругими силами. Понятия низа и верха поменялись местами.

Наблюдателю, находящемуся внутри ускоренной системы (в неинерциальной системе отсчета) во время движений (случаи $a>g$ и $a=2g$), покажется, что сначала сила тяжести уменьшилась, но изменила направление на противоположное; при $a=2g$ сила тяжести возросла до обычного значения $\vec{G}$ и вес тела принял обычное для покоящейся системы значения $P=G$. Если $a>2g$, сила $P>G$ и направлена вверх, противоположно ускорению $\vec{a}$.

Неподвижный наблюдатель все эти явления объясняет движением самой системы тел под действием силы, дополнительной к силе тяжести.

Движение системы вертикально вверх с ускорением $\vec{a}$ (рис. 8, *е*). По-прежнему $\vec{G}+\vec{F}=\vec{ma}$ и в проекциях на ось Y имеем: $G-F=-ma$; отсюда $F=G+ma=m(a+g)$.

Таким образом, вес тела $P=F=m(a+g)$ становится больше по сравнению с его значением в состоянии покоя системы.

Упругие деформации в телах возросли против обычных (в состоянии покоя системы на поверхности Земли). Подобные состояния ускоренно движущихся тел получили название состояний перегрузки. Как будет показано ниже, состояние перегрузки, вообще говоря, отличается от состояния весомости, хотя те и другие характеризуются наличием упругих сил.

Следует в связи с этим разъяснить учащимся, что в неинерциальных системах отсчета ускоренное движение системы эквивалентно действию сил тяготения. Этот принцип, играющий фундаментальную роль в общей теории относительности (теории тяготения), получил название принципа эквивалентности.

Вследствие нарушения равенства сил тяготения и сил инерции в космической системе тел, занимающей значительное пространство, состояние невесомости нарушает-

ся. Поэтому состояние невесомости сохраняется только для областей пространства, где поле тяготения можно принимать за однородное.

Заключительный урок в разделе «Применение законов движения Ньютона» посвящается более глубокому изучению физической сущности состояния невесомости. Напоминаем, что деформации в телах, а следовательно, и вес тела зависят от характера движения и силы гравитационного взаимодействия. В условиях Земли при свободном падении ($\vec{a}=\vec{g}$) тела находятся в состоянии невесомости и перестают действовать на опору или подвес.

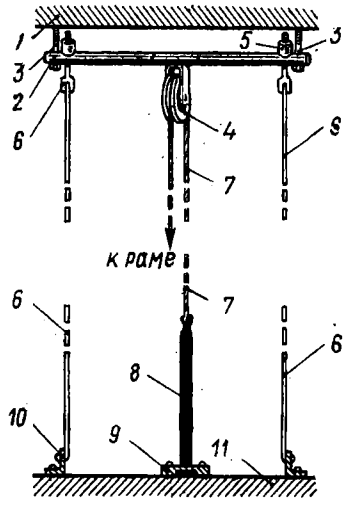


Рис. 9. Направляющее подвесное устройство.

Это положение и ряд вытекающих из него следствий можно продемонстрировать на специальной самодельной установке.

Все приборы рассчитаны на демонстрацию явлений в состоянии невесомости при их свободном падении. Для осуществления этого условия служит специальное направляющее подвесное устройство с тормозом (рис. 9). Подвесное устройство прикрепляется к потолку *1* с помощью длинных винтов *3*. Для этого в потолке пробито два отверстия, в которых закреплены две трубки с резьбой. На винты надевают металлический стержень *2* длиной 400 мм, имеющий легко вращающийся неподвижный блок *4* диаметром 80 мм, расположенный в середине стержня.

Симметрично относительно блока на расстоянии 170 мм друг от друга расположены винты *5* с ушками на одном конце и гайками на другом. Винты могут свободно перемещаться в своих отверстиях. Под ними строго по отвесу прикреплены к полу угольники *10* с двумя отверстиями. В отверстиях угольников и в ушках винтов за-

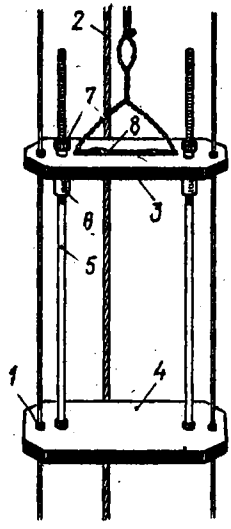


Рис. 10. Свободно падающая рама.

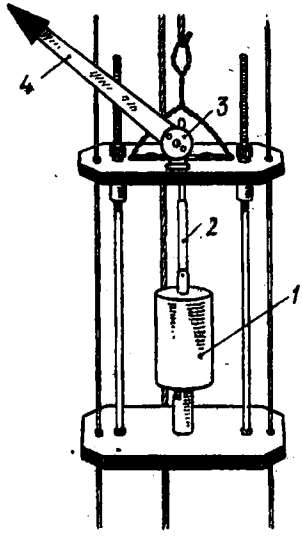


Рис. 11. Общий вид рамы с системой указателя.

креплены направляющие стальные тросики *6*. Эти тросики можно натягивать винтами.

Падающая рама удерживается шнуром *7*, перекинутым через блок и привязанным к резиновому тормозу *8*. Резиновый тормоз обеспечивает плавность при торможении и разгоне рамы. Действующая длина тормоза устанавливается опытным путем. После этого свободный конец резины прижимается металлической планкой *9* двумя шурупами к полу *11*. Скорость рамы должна быть равной нулю на некотором расстоянии от пола.

Основной частью устройства является свободно падающая рама (рис. 10), которая может перемещаться в гнездах по направляющим тросикам. Она удерживается шнуром *2*. Рама состоит из двух платформ *3* и *4*, скрепленных двумя распорными шпильками *5* длиной 350 мм, имеющими по паре легкоподвижных гаек с накаткой *6* и *7*. Они дают возможность устанавливать верхнюю платформу на нужном расстоянии от нижней.

Верхняя платформа изготовлена из эбонита (может быть использована толстая фанера) размером 200××150 мм и имеет сквозное отверстие *8* размером 25×××100 мм.

Нижняя платформа имеет те же размеры и двумя гайками снизу и сверху прикреплена к шпилькам.

В средней части рамы расположена килограммовая чугунная гиря *1* (рис. 11), имеющая шток *2*, который шарнирно соединен с системой указателя *3* и *4*. Эта система прикреплена двумя стопорными винтами к верхней платформе. Стрелка *4* указателя изготовлена из дюралюминия и имеет размеры 220×15 мм.

Привод стрелки изображен отдельно на рисунке 12. Он укреплен в угольнике *1* и представляет собой втулку *2* длиной 25 мм, имеющую продольное сквозное отверстие диаметром 4 мм, в котором легко вращается ось кривошипа *5*. Для жесткого крепления стрелки эта ось на одном конце имеет резьбу с гайкой *3*. К другому концу кривошипа гайкой *4* прикреплен шток.

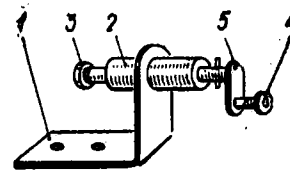


Рис. 12. Привод стрелки указателя.

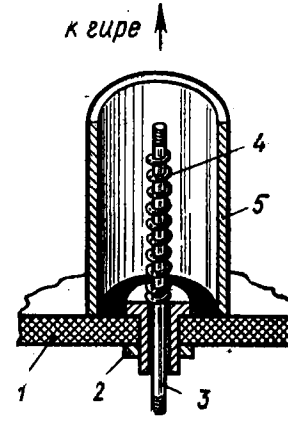


Рис. 13. Приспособление для улучшения устойчивости гири.

Для лучшей устойчивости гири в вертикальной плоскости в ее дно ввинчивается направляющий стержень. Кроме того, для предохранения привода стрелки от повреждения при торможении во время демонстраций между гирей и платформой имеется опорная труба. Этот узел отдельно изображен на рисунке 13, где *1* — нижняя платформа, *2* — гнездо, *3* — направляющий стержень, *4* — пружина, *5* — опорная труба длиной 4 см.

Пружина подбирается такой длины, чтобы гиря, сжимая ее в состоянии покоя, сама немного не доходила до опорной трубы. Кроме того, платформы располагаются друг от друга на таком расстоянии, чтобы в нерабочем положении стрелка указывала вертикальное направление.

Опыт 1. Отсутствие давления на опору. Состояние невесомости характеризуется отсутствием действия тел на их опору или подвес. Поэтому этот опыт имеет в системе демонстраций особое значение как основополагающий.

Установка собирается так, как описано выше. Перед началом опыта показывается сжатие пружины гирей и свободное положение недеформированной пружины путем перемещения гири по вертикальной оси. При этом акцентируется внимание учащихся на конечных положениях стрелки: вертикальном и горизонтальном. Затем за шнур рама поднимается на предельную высоту и шнур отпускается. После начала свободного падения рамы стрелка тут же ложится в горизонтальное положение, которое она занимала, как показывалось до опыта, только при полностью недеформированной пружине.

Следовательно, гиря не оказывала давления на опору, которой является пружина. А сила упругости, восстанавливая пружину, перемещает гирю и связанную с ней всю подвижную систему в свободное положение, характеризуемое в идеальном случае отсутствием взаимного давления гири и пружины.

Если после первого растяжения тормоз не останавливать, то система приходит в колебательное движение и указанный эффект многократно повторяется.

Состояние невесомости наступает не только при свободном падении, но и при всяком свободном полете, в котором на тело действуют лишь силы тяготения. Это важное положение демонстрируется следующим образом. Раму оттягивают к полу за резиновый тормоз и отпускают. Вначале она под действием силы упругости тормоза разгоняется, а затем свободно летит вверх. При этом стрелка также занимает положение, соответствующее ненапряженному состоянию пружины.

Применяя формулу $G-F=ma$ к гире и пружине, выражают силу упругости $F=m(g-a)=m(g-g)=0$, что указывает также на отсутствие сил упругости у пружины, а значит, и у гири. После этого подводится итог: если на тело действует лишь сила тяжести, то оно находится в состоянии невесомости, характерным признаком которого является отсутствие в теле деформаций и внутренних напряжений.

Таким образом, учащиеся должны понять, что состояния весомости, невесомости и перегрузки являются об ъ-

ективно существующими состояниями тела независимо от приемов их описания.

Затем можно перейти к состоянию перегрузки. Раньше было показано, что при ускоренном движении системы вверх и вниз (с ускорением $a > 2g$) показание пружинных весов увеличивается. Это означает, что в теле возрастают деформации и внутренние напряжения. Рассматриваем следующий пример. Во время вертикального разгона ракеты-носителя с ускорением a на космонавта действует сила тяжести $G=mg$ и ускоряющая сила со стороны опоры F. Их равнодействующая $F-G=ma$, т. е. $F=m(a+g)$. Если, например, $a=6g$, то деформирующая сила (или сила давления космонавта на опору) в 7 раз превышает эту силу на Земле перед стартом. Все части ракеты, все частицы тела космонавта испытывают действие возросших сил.

Поэтому состояние перегрузки можно определить как состояние ускоренно движущегося тела, когда в нем имеются повышенные деформации и внутренние упругие силы.

Коэффициент перегрузки $k = \frac{a}{g}$ учитывается в космонавтике при расчетах режима работы двигателей ракет как при запуске, так и при спуске космических кораблей.

Следует разъяснить, что вес тела и направление соответствующих его значению упругих сил совпадают с направлением силы тяжести. Однако возросшие упругие силы, вызывающие состояние перегрузки, могут как угодно отличаться по величине и направлению от веса. Примером тому могут служить поперечные перегрузки (упругие силы), действующие на летчика со стороны спинки сиденья во время старта или разгона скоростного самолета по горизонтальному пути.

Опыт 2. Сила Архимеда в условиях невесомости (рис. 14). Из гири вывинчивают направляющий стержень и помещают на нижней платформе стакан из жести таким образом, чтобы гиря, пружина и опорная труба оказались внутри стакана. Для этого сначала увеличивают расстояние между платформами, а затем после установки стакана его снова уменьшают до тех пор, пока при ненапряженном состоянии пружины стрелка не займет вертикального положения. При отпущенной гире пружина будет сжата, а стрелка — отклонена от вертикального

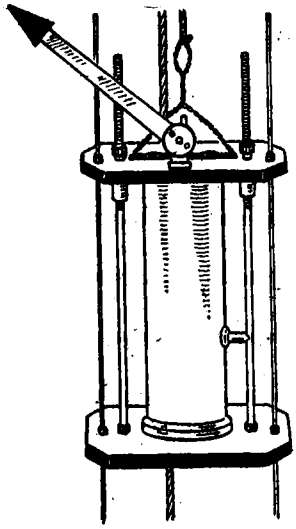


Рис. 14. Установка для демонстрации отсутствия архимедовой силы в условиях невесомости.

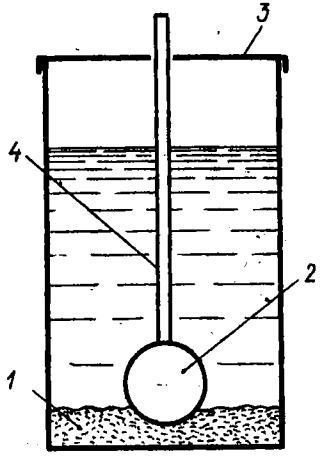


Рис. 15. Другой вариант опыта для демонстрации отсутствия архимедовой силы в состоянии невесомости.

положения (рис. 14). Если теперь налить в стакан воды (около 1 л), то вследствие действия на гирю выталкивающей силы сжатие пружины и угол отклонения стрелки от вертикального положения уменьшаются. При свободном полете рамы стрелка занимает горизонтальное положение. Это означает, что в свободном полете гиря не взаимодействует ни с пружиной, ни с водой — выталкивающая сила отсутствует.

Другой модификацией этого опыта в домашних условиях может служить демонстрация с помощью падающей прозрачной банки (рис. 15). На дно банки насыпают небольшой слой песка *1*. На середину дна опускают легкий пустотелый шарик *2* (от пинг-понга). Песок нужен для того, чтобы шарик не соскальзывал в сторону. Сквозь отверстие в центре крышки *3* продевают легкий стержень *4* (можно карандаш) до соприкосновения с шариком. После чего наливают воды. Держа банку в одной руке, а конец карандаша в другой, осторожно и быстро освобождают руку с банкой. Банка свободно падает (над ванной с водой или в тазик с песком), а карандаш остается в руке. При свободном падении шарик не всплывает. Архимедова сила равна нулю.

Состояние невесомости отличается от того состояния, в котором находится тело в жидкости во взвешенном состоянии. Если в состоянии невесомости действуют только гравитационные силы, то в рассматриваемом примере, помимо силы тяжести, на тело действуют и силы со стороны воды; в связи с этим тело деформировано.

Опыт 3. Отсутствие гидростатического давления (рис. 16).

С рамы снимают все приспособления, которые использовались в первых двух опытах (гирю с передаточным механизмом и стрелку), и устанавливают на нижней платформе стакан *1* с отверстием *2* в боковой стенке. Отверстие закрывают пробкой, к которой привязана прочная нить, и наливают в стакан подкрашенную воду. Раму поднимают и, потянув рывком нить, открывают отверстие в стакане. Учащиеся наблюдают вытекание струи параболической формы. Затем отпускают шнур, удерживающий раму. При свободном падении рамы вода из отверстия в боковой стенке не вытекает. В конце падения, когда начнется торможение, струя снова начинает вытекать, причем с еще большей силой. В состоянии невесомости в жидкости от-

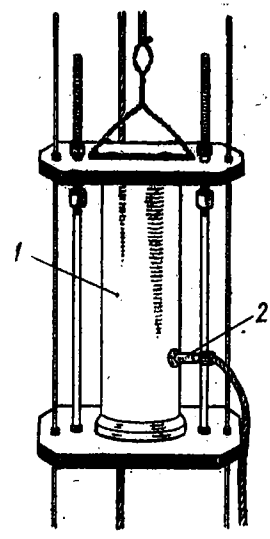


Рис. 16. Установка для демонстрации отсутствия гидростатического давления.

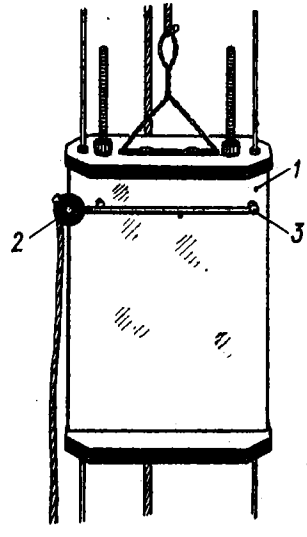


Рис. 17. Падающий маятник.

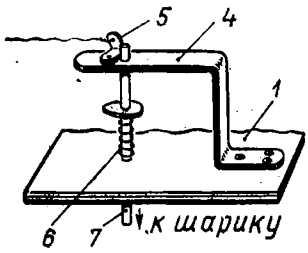


Рис. 18. Стопорное устройство падающего маятника.

сутствует действие верхних слоев на нижние, в состоянии перегрузок это действие возрастает.

Опыт 4. Падающий маятник. Так как свободные колебания маятника происходят под действием силы тяжести, то в состоянии невесомости, когда сила тяжести проявляется в свободном движении всей системы, следует ожидать, что маятник колебаться не будет.

Для экспериментального подтверждения этого положения сконструирован падающий маятник (рис. 17), который устроен следующим образом.

В листе толстой фанеры *1* размером 200×300 мм укреплена горизонтальная ось *3*, на которую насажен металлический маятник *2*. В точке соприкосновения с фанерой в шарике просверлено отверстие глубиной 4 мм, в которое может входить стержень *7* (этот узел изображен на рисунке 18), скрепленный с пружиной *6*. Стержень удерживается в креплении *4* из полоски железа, имеющем шарнирно закрепленный на нем пускатель *5*. К пускателю привязана тонкая нить.

Для удержания маятника в отклоненном положении, как показано на рисунке 18, необходимо в пусковом устройстве сжать пружину, чтобы верхний конец стрежня *7* стал вровень с поверхностью пластины *4*. При этом пускатель *5* поворачивается так, чтобы закрепить стержень в таком положении, когда его нижний конец входит в отверстие шарика.

После закрепления установки с маятником между платформами рамы прибор готов к демонстрации состояния невесомости.

Когда рама находится в поднятом вверх положении, легким натяжением нити освобождают маятник (это сопровождается щелчком), и одновременно вся система приходит в свободное падение. Маятник при этом остается в отклоненном положении.

Можно также отпустить раму в тот момент, когда маятник отклонится максимально вправо. Эффект полу-

чается тот же: маятник в состоянии невесомости не колеблется.

Если свободное падение застанет маятник в движении, то он будет совершать круговые движения до начала торможения.

При ускоренном движении маятника период колебания выражается формулой $T = 2\pi \sqrt{\frac{l}{g - a}}$.

Для полноты изучения данного вопроса полезно остановиться на отличии рассмотренной динамической невесомости от статической. Динамическая невесомость существует тогда, когда на тело действует лишь сила тяжести, сообщающая ему ускорение.

Статическая невесомость может быть получена при движении тела на границе сферы притяжения, например, Земли — Луны или в центре масс Земли. Действие сил тяготения на каждую частицу тела уравновешено (имеются в виду тела небольших размеров).

Наиболее продолжительное состояние невесомости наблюдается при свободном полете баллистических ракет, космических аппаратов (ИСЗ, космических кораблей, АМС). В начале разгона ракеты-носителя космического аппарата с ускорением a, значительно превышающим g, все тела подвержены перегрузке. После выхода из плотных слоев атмосферы и по прекращении действия ракетных двигателей наступает свободный полет последней ступени ракеты-носителя вместе с космическим аппаратом до достижения заданной высоты. Во все время этого полета существует состояние невесомости. Во время окончательного разгона при выведении космического аппарата на орбиту невесомость постепенно сменяется состоянием весомости и перегрузки. С начала и во все время орбитального полета существует состояние невесомости. Аналогичным образом поясняется смена состояний при спуске аппарата с орбиты.

Далее следует подробнее остановиться на важности изучения состояния невесомости и его влияния на живые организмы, физические явления и развитие техники [1].

За длительную историю эволюции живой природы на Земле не было невесомости. Поэтому живая материя ли-

---

[1] См.: Парин В. В., Космолинский Ф. П., Душков Б. А. Космическая биология и медицина. М., 1975.

шена отработанных реакций на состояние невесомости. Относительная адаптация космонавтов происходит сравнительно быстро, однако невесомость вызывает у них перестройку кровеснабжения, изменение костных тканей, приводящее к уменьшению их прочности, уменьшение количества эритроцитов и т. д. Уменьшается мощность сердечной мышцы и упругость кровеносных сосудов в нижней части тела (следствие уменьшения гидростатического давления); уменьшается мускулатура, противостоящая в условиях Земли ее притяжению, наблюдается излишняя потеря организмом жидкости. Невесомость оказывает существенное психологическое воздействие на человека.

В каждом новом пилотируемом полете испытываются различные средства борьбы с отрицательным воздействием невесомости (система специальных физических упражнений и т. п.), изучается время адаптации, исследуется главный вопрос — сколько может продолжаться космический полет человека, чтобы не вызвать необратимых изменений функций его органов.

С изучением состояния невесомости связаны перспективы развития космической техники. Как отмечает летчик-космонавт СССР К. П. Феоктистов, «перспективы дальнейшего развития и конструкция орбитальных станций в значительной степени зависят от того, как долго человек может находиться в условиях невесомости. Действительно, если окажется, что человек не в состоянии долго переносить невесомость, то для обеспечения длительного функционирования орбитальной станции придется искать новые решения».

Здесь представляются два пути.

1. Создание искусственной тяжести путем придания станции вращательного движения.

2. Создание посещаемых орбитальных станций, которые предназначены для работы в автоматических режимах. На эти станции экипаж высаживается периодически для регулировки, отстройки и профилактики ее оборудования.

Второй путь в своей начальной стадии уже отрабатывается космонавтикой (экипажи станций «Салют» и «Скайлэб»).

В оставшееся время можно показать учащимся фрагмент из кинофильма «Дорога к звездам» о свободном

парении космонавтов, а для внеклассного чтения порекомендовать книгу К. Э. Циолковского «Вне Земли». Кроме того, при изучении данных вопросов полезно решить ряд задач [1].

Несколько по-иному следует подойти к дальнейшему углублению понятия о силе тяжести и состоянии невесомости на занятиях в классах углубленного изучения физики и на факультативных занятиях по физике и основам космонавтики.

Чтобы разъяснить понятие силы тяжести, рассматривается равновесие тела на опоре или подвесе в системе отсчета, связанной с самим телом (рис. 6, *II*).

Так как относительно этой системы отсчета тело покоится ($a=0$), то прежние силы $\vec{F}_г$ и $\vec{N}$ должны быть уравновешены центробежной (переносной) силой инерции $\vec{F}_{ин}$. Поэтому $\vec{F}_г+\vec{N}+\vec{F}_{ин}=0$.

Геометрическая сумма гравитационной и инерционной сил называется силой тяжести: $\vec{G}=\vec{F}_г+F_{ин}$.

На полюсах $\vec{F}_г=\vec{G}$, на экваторе сила тяжести по направлению совпадает с гравитационной силой и противоположна силе инерции. На занятиях полезно раскрыть зависимость силы тяжести от географической широты места, в котором находится тело. Для точек, не лежащих на полюсах, гравитационная сила и сила тяжести не совпадают по величине и направлению.

Новые возможности дает рассмотрение состояния невесомости относительно системы отсчета, связанной с космическим аппаратом (местная или естественная система отсчета). Координатные оси связаны с самим космическим аппаратом (начало ее в центре масс космического аппарата) и вращаются вместе с ним вокруг центра тяготения. Эту систему отсчета для рассмотрения явлений внутри или вблизи можно считать инерциальной, так как в ней выполняется принцип относительности Галилея, третий закон Ньютона; внутри нее могут быть выделены замкнутые системы тел и к ним применен закон сохранения импульса [2].

На тело m в космическом аппарате или вблизи него в этой системе отсчета действует гравитационная сила $\vec{F}_г$ и переносная (центробежная) сила инерции $\vec{F}_{ин}$. Условие равновесия тела в такой системе будет: $\vec{F}_г+\vec{F}_{ин}=0$ и $F_г=F_{ин}$. Тело ведет себя относительно аппарата так, как если бы на него не действовала ни одна из этих сил. Чтобы принцип эквивалентности ускорения системы действию поля тяготения выполнялся, необходимо сохранение равенства $\vec{F}_г=-\vec{F}_{ин}$. Если поле тяготения в занимаемом телом объеме неоднородно, то гравитационные силы не совпадают по направлению с си-

---

[1] Некоторый материал можно взять из книг: Штепа Н. И., Серков В. В. и др. Вес и невесомость. М., 1964; Левантовский В. И. Тяжесть, невесомость, перегрузка. М., 1964; Хайкин С. Э. Силы инерции и невесомость. М., 1967.

[2] См.: Хайкин С. Э. Силы инерции и невесомость. М., 1967.

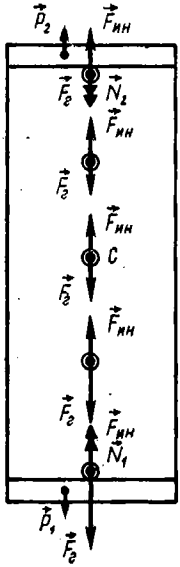


Рис. 19. К объяснению состояния невесомости внутри систем значительных размеров.

лами инерции в разных точках пространства. Это вызывает нарушение эквивалентности сил тяготения и сил инерции. Их эквивалентность может быть лишь в ограниченной области пространства и в ограниченные промежутки времени (за большие промежутки времени тело может выйти за пределы области, где $\vec{F}_г$ и $\vec{F}_{ин}$ равны по величине и противоположны по направлению).

Поэтому местную систему отсчета считают локально инерциальной. В случае полной эквивалентности сил тяготения и сил инерции тела такой системы пребывают в состоянии невесомости. Но так как поле тяготения центральное, а поле сил инерции однородное, то совпадение направлений $\vec{F}_г$ и $\vec{F}_{ин}$, строго говоря, происходит не во всех точках ограниченного пространства. Однако, если размеры аппарата малы по сравнению с расстоянием до центра масс притягивающего его тела, различия в величинах и направлениях этих сил также практически незначительны.

Можно представить случаи, когда в значительном объеме, занимаемом космическим аппаратом, тело может свободно перемещаться, находясь в состоянии невесомости, хотя эквивалентность сил инерции и сил тяготения не сохраняется для большинства точек пространства.

Вообразим объект в виде длинной башни (рис. 19), свободно падающей в направлении ее продольной оси. Равенство $\vec{F}_г = -\vec{F}$ достаточно точно соблюдается в малой области вокруг центра башни C. Так как башня в целом движется с ускорением $\vec{g}$ (это ускорение свободного падения в окрестности точки C), то и сила инерции в местной системе башни везде равна $\vec{F}_{ин} = -m\vec{q}$. Но $\vec{F}_г$ зависит от квадрата расстояния до центра притягивающего тела. Поэтому во всех точках, лежащих ниже середины C, сила $F_г > F_{ин}$, а в точках верхней части башни $F_г < F_{ин}$.

Вследствие того что $\vec{F}_г$ и $\vec{F}_{ин}$ — силы массовые, сообщающие всем частицам тела m свои, но равные ускорения, их результирующая в нижней части $\vec{F'}_2 + \vec{F}_{ин} = m\vec{g'}$ и в верхней части башни $\vec{F}_г'' + \vec{F}_{ин} = m\vec{g''}$ сообщают всем частям тела одинаковые ускорения. Ясно, что $g' > g''$. Поэтому тело, находящееся в нижней части, свободно перемещается к основанию башни, а тело, находящееся в верхней части, смещается к вершине башни. Во все время свободного движения тело находится в состоянии невесомости, так как одни массовые силы деформации не вызывают.

Деформации возникают, когда тело достигнет основания или вер-

ка башни. Возникнут упругие силы $\vec{F}_1$ и $\vec{F}_2$, действующие на башню, и соответствующие им и равные силы реакции $\vec{N}_1$ и $\vec{N}_2$. Тело приобрело вес ($\vec{P}_1$ или $\vec{P}_2$) в этой системе и вышло из состояния невесомости. Аналогичную картину можно было бы наблюдать, если бы космонавт при выходе в открытый космос удалился от космического аппарата ниже или выше орбиты на значительные расстояния, оставаясь соединенным с ним длинным фалом. При этом фал слегка натянется и будет удерживать космонавта. Космонавт потеряет невесомость. Например, при высоте кабины космического аппарата 4 м, вращающегося вокруг Земли на высоте 350 км, наибольшие ускорения, которые может приобретать свободное тело внутри аппарата вследствие нарушения равенства $\vec{F}_г = -\vec{F}_{ин}$, достигают $\approx 1 \cdot 10^{-5}$ м/с^2. Таким образом, в пределах современных космических станций можно считать, что состояние невесомости соблюдается практически с высокой точностью.

Нарушение невесомости может быть и по причине вращения аппарата вокруг своего центра масс. Имеются проекты, использующие вращение орбитальной станции для создания искусственной тяжести. Однако это состояние отличается от состояния весомости в условиях Земли, так как направление сил инерции в точности не совпадает с направлением гравитационных сил.

В заключение полезно остановиться на способах перемещения космонавта внутри и вблизи космического аппарата. В космическом корабле выполняются законы механики, в том числе и закон сохранения импульса. Для перемещения внутри аппарата космонавту достаточно слегка оттолкнуться от стенки в нужном направлении. Приобретенную скорость он должен погасить при соприкосновении со стенкой в другом месте.

Если скорость его перемещения параллельна орбитальной скорости самого аппарата, то по закону сохранения импульса можно записать равенство $v = \frac{m}{M} v_1$, где m и v_1 — масса космонавта и его скорость относительно центра масс космического аппарата, а v — изменение скорости аппарата относительно его центра масс. Например, при отношении масс $\frac{m}{M} = \frac{1}{30}$ и при орбитальных скоростях порядка 10 км/с эта скорость меняется примерно на 1/30000 своей величины на время свободного полета космонавта до следующей стенки.

Если космонавт смещается по ходу движения аппарата, то центр масс системы смещается в этом же направлении относительно корпуса аппарата, а корпус аппарата перемещается в противоположном направлении. При достижении космонавтом противоположной стенки скорость аппарата относительно центра масс опять становится равной нулю.

Вне космического аппарата, чтобы остаться вблизи него, космонавт должен очень осторожно отделяться от корпуса аппарата. Фал в то же время служит страхующим средством от возможного удаления космонавта от аппарата. Для активного перемещения в космосе в окрестности космического аппарата могут использоваться различ-

ные устройства. К таким относятся ранцевые устройства, представляющие собой маломощные реактивные двигатели (можно использовать сжатые газы). Уже испытаны также и микродвигатели, расположенные у основания ног.

Кроме того, для ориентировки космонавта в пространстве он может выполнять необходимые и точно рассчитанные движения отдельных частей своего тела вокруг центра масс. Согласно закону сохранения момента импульса тело в целом может принимать определенную ориентацию в пространстве относительно центра масс.

В заключение полезно рассмотреть случай межзвездного космического полета, когда силой тяготения можно пренебречь. При этом также будет существовать невесомость, а вес и перегрузки будут зависеть только от ускорения корабля.

Глава II

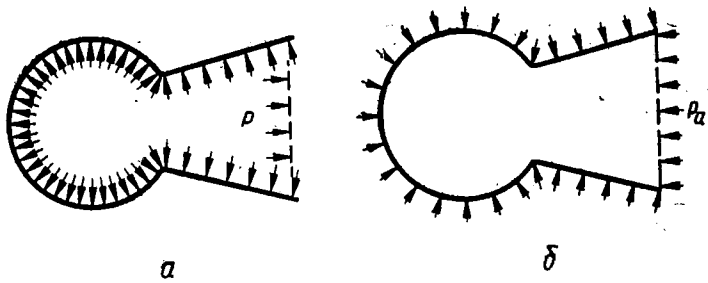
НЕКОТОРЫЕ ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

§ 1. Методика изучения принципа реактивного движения

Важнейшим элементом космонавтики является теория реактивного (ракетного) движения. Принцип реактивного движения в курсе физики изучается с давних пор, но, кроме новых примеров, иллюстрирующих использование его в технике, методика изучения этого вопроса не изменилась. Между тем в настоящее время раздаются настоятельные требования об изучении в средней школе физических основ ракетной техники. В объяснительной записке к программе также обращено внимание на ознакомление с основами ракетной техники. В школьном курсе физики этот вопрос изучается лишь с качественной стороны, в результате этого учащиеся не представляют многих особенностей работы ракетного двигателя.

В целях повышения научного уровня курса физики и приближения его к жизни нам представляется целесообразным иной подход к содержанию и методике изучения основ реактивного движения в VIII классе.

После изучения закона сохранения количества движения дается понятие о реактивном движении: учащиеся знакомятся с краткой историей развития ракетной техники; на опытах с реактивной тележкой, с воздушной ракетой и с реакцией струи воды выясняется причина возникновения реактивной силы. Здесь же рассматривается необходимость многоступенчатых ракет для вывода искусственных спутников Земли и космических кораблей



а б

Рис. 20. Механизм возникновения силы тяги ракетного двигателя.

на орбиту. Рассказ сопровождается показом рисунков и таблиц по реактивному движению, которые имеются в школе.

Остальное время посвящается расчету силы тяги ракеты. Примерное изложение нового материала ведется таким образом.

Вначале сообщается о заслугах русских ученых К. Э. Циолковского и И. В. Мещерского в теоретическом обосновании динамики тел переменной массы, к которым относятся также и ракеты. Методически оказывается возможным дать элементарное понятие об уравнении динамики тел переменной массы (уравнение И. В. Мещерского) на примере ракетного двигателя.

В камере сгорания ракеты сгорает топливо массой m (вместе с окислителем) за время t. Газы, образующиеся при этом, оказывают большое давление на стенки камеры сгорания и сопла (рис. 20, *а*, где большая густота стрелок соответствует большему давлению). В сопле газ расширяется до давления P на срезе сопла и достигает скорости v. Так как первоначально количество движения газов в камере сгорания $m = 0$, то изменение количества движения струи газа $mv = Ft$, т. е. равно импульсу действующей на нее силы. Откуда $F = \frac{m}{t}v$, где $\frac{m}{t}$ — секундный расход топлива, v — скорость истечения газов. Струя газа и двигатель, связанный с ракетой (т. е. ракета в целом), есть два взаимодействующих тела. По третьему закону Ньютона такая же по величине сила действует и на ракету, но в противоположном направлении $F_т = \frac{mv}{t}$.

Таким образом, возникает реактивная сила $F_т$, при-

ложенная к самой ракете; она носит название силы тяги ракеты. Учащимся нетрудно сделать вывод, что ракета отталкивается не от воздуха, а от струи газов, которые из нее выбрасываются.

Это обстоятельство, а также возможность плавного регулирования силы тяги, достижения больших скоростей позволяют обосновать применение ракет в межпланетных и вообще в космических полетах.

За время действия силы $\vec{F}_т$ на ракету массой M ее скорость увеличится с $\vec{v}_1$ до $\vec{v}_2$ согласно закону $\vec{F}_т t = M\vec{v}_2 - M\vec{v}_1$. Еще К. Э. Циолковский обратил внимание на замечательную особенность реактивной силы — реактивная сила не зависит от скорости тела, на которое она действует. Это позволило ему впервые обосновать возможность применения реактивной силы для сообщения ракете космических скоростей. По мере сгорания топлива (или отбрасывания отработанных ступеней и блоков) реактивная сила сообщает оставшимся частям ракеты все большее и большее ускорение.

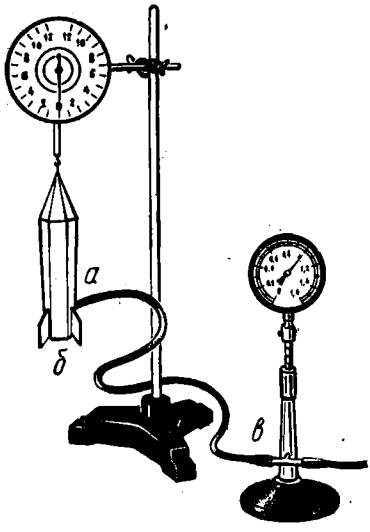


Рис. 21. Установка для демонстрации зависимости силы тяги от скорости истечения струи и расхода топлива.

При помощи установки (рис. 21) показывается зависимость силы тяги $F_т$ от скорости истечения v и от расхода топлива $\frac{m}{t}$. Корпус имеет очертания ракеты и изготовлен из белой жести. В носовой части прикреплен крючок для подвешивания ее к демонстрационному динамометру. Входное отверстие *а* (сбоку) и выходное (сопло) *б* представляют собой концы одной трубки, изогнутой под углом внутри корпуса. Ракета присоединяется с помощью гибкого рукава к водопроводному крану через проходной тройник *в* с манометром. При посто-

янном напоре воды сила реакции возникает за счет ускорения струи. Это ускорение возникает вследствие изменения направления скорости в трубке.

Изменяя напор воды (что отмечается по манометру), замечают по динамометру изменение силы тяги; при увеличении давления увеличивается и сила тяги, ввиду того что увеличивается $\frac{m}{t}$.

Чтобы продемонстрировать изменение силы тяги от скорости истечения v, надо на сопло надеть насадку [1].

При насадке с меньшим сечением (при сохранении напора) увеличивается скорость истечения v. Динамометр отмечает возрастание силы тяги.

Можно было бы остановиться на вышеприведенной формуле силы тяги, как это сделано в некоторых специальных пособиях. Но, как показала практика, у учащихся остается открытым вопрос о влиянии атмосферного давления на движение струи. На срезе сопла (рис. 20, *б*) атмосферное давление p_a действует противоположно давлению p в струе газа. Поэтому на срезе сопла струя газа находится под давлением $p-p_a$ и на нее действует сила $(p-p_a)S$, где S — площадь сечения сопла на срезе.

Пропуская струю воды к ракете через устройство *в* с манометром, демонстрируем учащимся наличие силы давления в струе воды при выходе из сопла и этим самым косвенно подтверждаем реальность существования силы $(p-p_a)S$.

Общая сила тяги ракеты выражается формулой:

$$F_т = \frac{m}{t} v + (p - p_a) S.$$

Обращаем внимание на тот факт, что бо́льшая доля силы тяги приходится на первое слагаемое, так как большинство ракет работает при давлении p в струе газа, близком к p_a.

В массовой школе пока не представляется возможным рассмотреть известную формулу К. Э. Циолковского для конечной скорости ракеты. Но ввиду большой важности

[1] Насадки изготавливают из резиновых пробок, в которых с одной стороны делается отверстие большого диаметра (для надевания на сопло), а с другой — маленького. Для наилучшего истечения в малое отверстие плотно вкладывается отрезок стеклянной трубки.

выводов, которые вытекают из нее, мы считаем необходимым ознакомление с ними учащихся при анализе формулы силы тяги.

На вопрос учителя, от каких величин в основном зависит сила тяги ракеты, учащиеся без особого труда находят правильный ответ: «Чем больше v и $\frac{m}{t}$, тем больше величина силы F». Далее, вспоминая второй закон механики, учащиеся доводят рассуждение до конца: «Бо́льшая сила тяги сообщает ракете большее ускорение».

Значительная трудность встречается в понимании учащимися движения космических ракет-носителей, так как выбор режима их работы связан с различного рода факторами (перегрузками, действующими на живые организмы, и т. п.). Необходимо указать, что сравнительно быстрое сгорание топлива (около сотни тонн за несколько минут) освобождает ракету от неполезного груза, а все время облегчающаяся ракета под действием меньшей силы приобретает большую конечную скорость и успевает пройти большее расстояние. При этом надо учесть, что отбрасываемая вскоре после запуска нижняя ступень составляет по весу около 80% от начального веса всей многоступенчатой ракеты.

После разбора качественных задач (вопросов) надо решить расчетную задачу. Домашнее задание также может содержать задачу на расчет силы тяги.

§ 2. Ознакомление с элементами сверхзвуковой аэродинамики

В конце изучения раздела «Работа и энергия» на отдельном уроке полезно рассказать об особенностях движения тел со сверхзвуковыми скоростями.

Изложение можно начать с исторической справки. Значительный вклад в развитие современной аэродинамики больших скоростей внесли советские ученые. По своим достижениям советская школа аэродинамики является ведущей в мировой науке.

Следует указать, что скорость движения тел v обычно сравнивают со скоростью звука $v_{зв}$ ($v_{зв} = 340$ м/с, или 1224 км/ч при нормальном атмосферном давлении, и $t° = 15°$ С). Для этого вводят число $M = \frac{v}{v_{зв}}$ (число Маха-

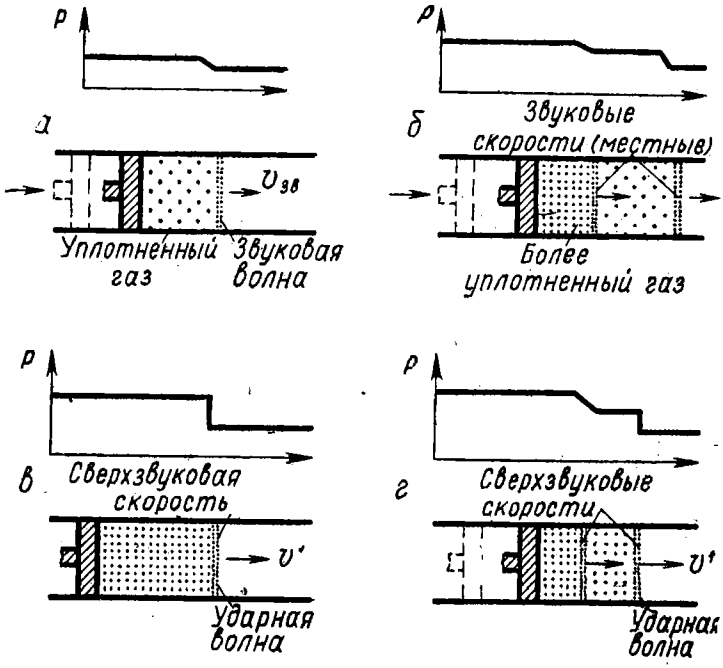


Рис. 22. Механизм образования скачков уплотнения (ударных волн).

Маевского). Скорости движения подразделяются на дозвуковые ($M<1$, т. е. $v<v_{зв}$), околозвуковые ($M\approx 1$, т. е. $v\approx v_{зв}$) и сверхзвуковые ($M>1$, т.е. $v>v_{зв}$).

Газовую среду характеризуют такие свойства, как сжимаемость, инерция масс газа, как всякого тела вообще, вязкость, проявляющаяся в возникновении сил, препятствующих сдвигу одних частиц относительно других, и параметры — температура, давление, плотность.

При М, меньшем 0,3—0,5, сжимаемость воздуха при движении в нем тел практически не проявляется и скорость распространения слабых возмущений не учитывается. Плотность и температура отдельных слоев газа при малых, дозвуковых скоростях практически не изменяются.

С увеличением скорости движения тела газовый поток перед ним уплотняется и его температура повышается. Приближенно по закону $v_{зв}=20\sqrt{T}$, где T — абсолютная температура, возрастает в этих местах и местная ско-

рость звука. Это, как увидим далее, играет существенную роль в возникновении больших сил сопротивления как при дозвуковых скоростях, близких к скорости звука, так и при сверхзвуковых скоростях движения.

Важнейшим понятием сверхзвуковой аэродинамики является образование граничных волн слабых возмущений и более мощных скачков уплотнения (ударных волн) [1].

Механизм образования скачков уплотнения можно объяснить следующим образом.

При движении поршня в длинной трубке (рис. 22, *а*) создаваемые им уплотнения газа распространяются со скоростью звука. За фронтом волны давление постепенно падает до статического в невозмущенном газе.

По мере дальнейшего увеличения скорости движения поршня (или газового потока относительно неподвижного тела), когда его скорость еще $v < v_{зв}$ (рис. 22, *б*), ранее сжатые слои газа подвергаются дополнительному сжатию. В результате этого возникает новое возмущение, распространяющееся с местной скоростью звука, величина которой в области вторичного сжатия больше $v_{зв}$ вследствие увеличения в ней температуры. Поэтому образовавшиеся несколько позже волны возмущений будут догонять впереди идущие волны. При дальнейшем возрастании скорости поршня ($v \geqslant v_{зв}$) давление сжатого газа перед ним еще более возрастает (рис. 22, *в*, *г*) и волны возмущений будут обладать еще большей скоростью и энергией и в месте своего сложения образуют мощную так называемую ударную волну, движущуюся, следовательно, со сверхзвуковой скоростью $v' > v_{зв}$, так как ударная волна образовалась из возмущений в уже сжатом газе.

За ударной волной плотность и давление резко падают до нормального статического в невозмущенном потоке.

Ввиду того что на фронте ударной волны резко возрастают плотность, температура и давление, ударную волну по-другому называют скачком уплотнения [2].

[1] См.: Феодосьев В. И. и Синярев Г. Б. Введение в ракетную технику. М., 1960; Нестеренко Г. Н. Космическая авиация. М., 1969.

[2] См.: Васильев М., Станюкович К. В мире семи стихий. М., 1961.

Если отвлечься от ограниченной области (в нашем примере узкая труба) и представить движение тела в пространстве, то вокруг тела, движущегося со сверхзвуковой скоростью, образуется возмущенная зона, отделяющаяся от невозмущенного газа конической поверхностью (рис. 23). Правда, в зависимости от некоторых условий форма вершины конуса и угол раствора, как мы увидим дальше, изменяются.

Особо следует подчеркнуть, что сам воздух вместе с ударной волной не перемещается.

С молекулярной точки зрения фронт ударной волны представляется слоем в несколько длин свободного пробега молекул газа ($25 \cdot 10^{-4}$ мм), так как эта толщина определяется временем, в течение которого молекулы в сжатом слое успевают обменяться энергией с молекулами невозмущенного потока.

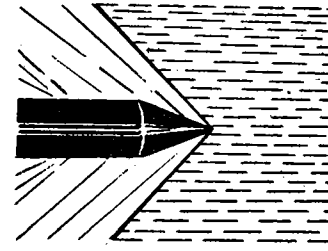


Рис. 23. Коническая поверхность разделяет зону возмущенного потока от невозмущенного.

При обтекании тела сверхзвуковым потоком за головной ударной волной могут образовываться несколько менее мощных скачков уплотнения вследствие того, что поток несколько раз может в этих местах стать сверхзвуковым.

Так как движение жидкости и газа описывается одинаковыми уравнениями, на что обратил внимание еще Н. Е. Жуковский, то есть смысл показать аналогию ударных волн в газе с волнами на поверхности жидкости при движении тел.

С этой целью изготовлен прибор для демонстрации газогидродинамической аналогии (рис. 24, *а*), представля-

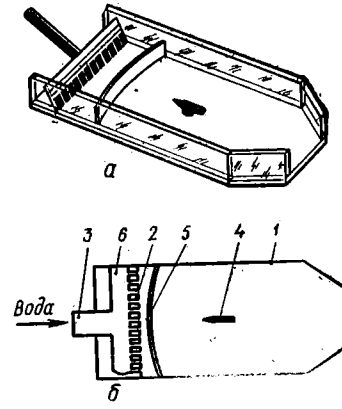


Рис. 24. Прибор для демонстрации газогидродинамической аналогии.

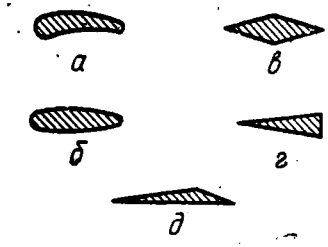


Рис. 25. Набор профилей для проекции.

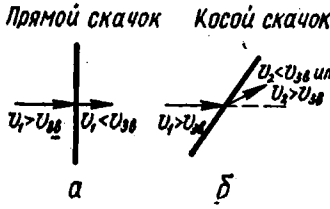


Рис. 26. Прямой и косой скачки уплотнения.

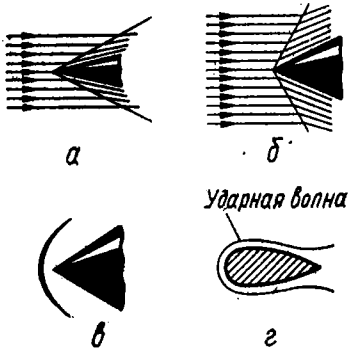


Рис. 27. Скачки уплотнения при обтекании различных профилей сверхзвуковым потоком.

ющий собой прозрачную ванну из органического стекла с невысокими бортиками *1* (рис. 24, *б*) и с распределительным устройством *6* для получения спокойного потока.

Распределительное устройство представляет собой трехгранник из органического стекла, плотно входящий между бортиками и приклеивающийся к основанию. Вдоль его продольной оси просверлено отверстие, с которым сообщается подводящая труба *3* и ряд поперечных малых отверстий *2*, находящихся у самого основания ванны. Первичная турбулентность возле самих отверстий затем почти исчезает. Для этого между бортиками укрепляется пластинка *5*, немного не доходящая до основания ванночки.

Профиль для проекции *4* обтекается сравнительно спокойным потоком, позволяющим получить на обычной установке для горизонтальной проекции четкие аналоги ударных волн. Установка сконструирована с расчетом на использование ее вместе с имеющейся в школе проекционной аппаратурой. Необходимый наклон ванны создается держателем в штативе, охватывающем металлическую подводящую трубу *3* (рис. 26, *б*). Высота распределительного устройства и его подгонка к бортикам делаются с таким расчетом, чтобы вода не смогла вылиться назад на горячие линзы аппаратуры.

Набор различных профилей к прибору легко изготовить из тонкого алюминия или органического стекла (рис. 25).

Изменяя скорость потока воды, можно показать в проекции образование аналогов скачков уплотнения.

Необходимо заметить, что фронт ударной волны (скачка уплотнения) может быть прямым или косым. Так как ранее неподвижный воздух начинает двигаться по направлению ударной волны, а составляющая скорости вдоль фронта волны не изменяется при переходе встречного сверхзвукового потока через этот фронт, то сверхзвуковой поток перед прямым скачком уплотнения становится дозвуковым после него.

Нетрудно понять далее, что сверхзвуковой поток перед косым скачком при переходе через него может остаться сверхзвуковым (уменьшить лишь несколько свою скорость) или стать дозвуковым в зависимости от величины первоначальной сверхзвуковой скорости (рис. 26).

Вследствие того что уменьшение скорости потока при любых скачках означает невозвратимую потерю кинетической энергии, учащимся нетрудно сообразить, что сопротивление движению при прямом скачке уплотнения максимально, а при косом оно несколько меньше в зависимости от степени скошенности и мощности скачка.

Форма скачков уплотнения зависит от формы профилей при одинаковой скорости потока (рис. 27).

Перед носовой частью тела ударная волна может иметь форму плоскости или параболоида, но в стороне от тела она постепенно переходит в конус слабых возмущений и распространяется как обычная акустическая волна.

Затем приводятся примеры ударных волн. Ударные волны мы часто слышим, например, при полете сверхзвуковых самолетов. Летчики сверхзвуковых самолетов наблюдают темные жгуты ударных волн, отходящие от носовой части корпуса и передних кромок крыльев.

Следует также отметить коренное отличие дозвуковых движений газовых потоков от сверхзвуковых. Если дозвуковой поток расширяется, то давление в нем растет и скорость падает. Сверхзвуковой же поток, наоборот, при расширении, например, в соплах ракет и самолетов ускоряется, а давление в нем уменьшается. Чтобы получить большие скорости истечения газов из сопла, форму его

внутренней поверхности профилируют с таким расчетом, чтобы избежать больших потерь скорости потока за счет трения его о стенки и отклонения вектора скорости от продольной оси сопла.

Увеличение скоростей полета самолетов и ракет было бы немыслимо без увеличения мощности двигателей. Как мы уже отмечали, сопротивление движению особенно резко возрастало при переходе к звуковым и сверхзвуковым скоростям.

Но, несмотря на качественное различие характера обтекания тел дозвуковым и сверхзвуковым потоками ввиду образования у последних ударных волн, некоторые явления присущи им обоим. Речь идет о силах сопротивления, возникающих вследствие наличия давления на мидель (площадь сечения тела, перпендикулярная продольной оси или скорости потока), сил трения и сил сопротивления давления.

В качестве иллюстрации уместно рассмотреть хотя бы физическую основу возникновения сил сопротивления давления на примере ракеты.

Когда ракета движется в атмосфере с большой скоростью, то за ее дном давление ниже, чем перед носовой частью. Поэтому на ракету действует тормозящая сила за счет перепада давления за донной частью. Величина этой силы зависит от скорости ракеты и ее формы и во многом определяет выбор формы корпуса ракеты. Перепад давления за дном может достигать половины атмосферного и более.

Переход к сверхзвуковым скоростям связан с возникновением принципиально нового вида сопротивления — волнового сопротивления. Смысл его можно пояснить таким образом.

Так как движущееся со сверхзвуковой скоростью тело сопровождается идущей впереди него ударной волной, то на образование последней необратимо затрачивается кинетическая энергия тела и оно должно для сохранения скорости развивать дополнительное усилие, что равносильно преодолению сопротивления.

Величина волнового сопротивления зависит от мощности ударной волны (перепада давления на скачке уплотнения), а это в свою очередь связано с выбором аэродинамических форм профилей. Разъяснение этих явлений

важно в процессе обучения потому, что позволяет показать применение теории на практике.

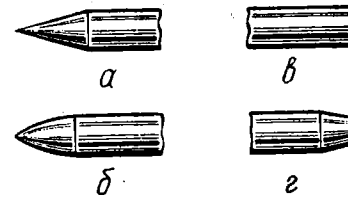


Рис. 28. Формы носовой части ракет.

Принцип подхода к выбору профиля состоит в том, что для определенной скорости движения берется такой профиль, который бы давал наименьшее сопротивление. Между тем известно, что при косых скачках уплотнения волновое сопротивление меньше, чем при прямых.

Дозвуковые удобообтекаемые профили (рис. 27, *г*) в сверхзвуковых потоках дают мощные ударные волны и огромное волновое сопротивление. Поэтому были найдены удобообтекаемые сверхвуковые профили (рис. 25, *б*, *в*), обладающие оптимальными лобовым и волновым сопротивлениями.

Чем более удобообтекаемый профиль, тем лучше стекает поток газа с поверхности профиля, тем меньше завихрений.

Каким же образом выбирают профиль ракеты? Корпус ракеты обычно представляет собой тело вращения, от площади миделя и формы которого зависит величина аэродинамического сопротивления.

Носовая часть ракеты (рис. 28, *а*, *б*) может быть конической или овальной. Выбор овальной формы головных частей межконтинентальных баллистических ракет и кораблей-спутников диктуется стремлением избежать недопустимого аэродинамического нагрева, так как при такой форме головной части около 90% тепловой энергии уносится мощной ударной волной, отделившейся от корпуса.

Такая форма носовых частей дает наименьшее лобовое сопротивление как для $M<1$, так и для $M>1$, но только угол раствора конуса изменяется в зависимости от скорости движения; с увеличением M угол конусности уменьшают и делают носовую часть длиннее, так как это уменьшает волновое сопротивление.

Очевидно, комплексное решение задачи должно учитывать два фактора — аэродинамический нагрев и волновое сопротивление.

Средняя часть ракеты обычно выполняется в виде цилиндра, который в отсутствие угла атаки вносит лишь небольшое сопротивление трения. Хвостовая часть может иметь цилиндрическую форму или форму усеченного конуса (рис. 28, *в*, *г*).

Форма хвостовой части должна также отвечать задаче уменьшения аэродинамического сопротивления при известной скорости и известных формах предшествующих частей ракеты.

Действительно, мы уже говорили о перепаде давления за дном ракеты. За цилиндрической хвостовой частью при больших скоростях движения в атмосфере может образовываться максимальное разрежение газа, так как стекающий пограничный слой не может попадать в околодонное пространство. Если же придать хвостовой части некоторую оптимальную конусность, то стекающий пограничный слой будет заполнять более или менее донный «вакуум», уменьшая этим перепад давления.

От величины площади донной части зависит сила сопротивления давления ($F=\Delta p \cdot s$). Поэтому конструкторы стремятся сократить эту площадь, делая в ней выводы одного или нескольких сопел. При работе двигателя уходящие газы также размывают «вакуум» за дном.

Аэродинамические поверхности ракет и сверхзвуковых самолетов (крылья, корпус, стабилизаторы и т. п.) отличаются от дозвуковых. Однако не существует наиболее выгодных аэродинамических форм для всех сверхзвуковых скоростей. Передняя кромка крыла для $M \geqslant 1$ может иметь большую или меньшую заостренность (рис. 25), что улучшает условия обтекания его сверхзвуковым потоком.

Существенную роль играют также и толщина профиля и его симметричность.

Придание той или иной стреловидности крыльям несколько отодвигает образование ударных волн и обеспечивает полет самолетов на больших дозвуковых скоростях (900—950 км/ч и более) без наступления так называемого волнового кризиса.

Как мы уже отмечали ранее, даже при движении тела с дозвуковой скоростью, близкой к скорости звука, возникшие в сильно сжатом потоке возмущения могут иметь местную скорость, большую скорости звука. Это ведет к образованию скачков уплотнения и резкому возрастанию сопротивления даже при дозвуковых скоростях движения

(критическая скорость движения). Поиски путей преодоления своеобразного «звукового барьера» были связаны с колоссальными трудностями.

Учащимся следует разъяснить смысл широко распространенного выражения «звуковой барьер». Летящее тело никогда не может перейти через «барьер» — ударную волну, которая идет вместе с ним и впереди него.

Начальное образование ударной волны действует на самолет, например, как неупругий удар его о сильно сжатый газ.

В заключение кратко рассматриваются некоторые качественно новые особенности движения ракет и высотных сверхзвуковых самолетов в разреженных слоях атмосферы.

Малая плотность газа коренным образом меняет условие образования ударных волн. Даже при M выше 4—5 поверхность скачков уплотнения все больше наклоняется к набегающему потоку, и ударная волна начинает взаимодействовать с пограничным слоем. Задачами полета ракет, спутников, самолетов с такими скоростями в условиях разреженной атмосферы занимается гиперзвуковая аэродинамика.

В этих условиях в ударной волне и пограничном слое происходят ионизация молекул газа и изменение его физических свойств.

В связи с указанными причинами симметричный ромбовидный профиль крыла (рис. 25, *в*) претерпел изменения — он становился тоньше, чтобы уменьшить перепад давления у передней и задней кромок. Кроме того, при движении с большими сверхзвуковыми скоростями на больших высотах давление на задние грани ромба становится близким к нулю, и поэтому задние грани не являются уже определяющими. Точку максимальной толщины профиля сдвинули назад, передняя кромка стала острее, ромб превратился в клин (рис. 25, *д*).

Претерпели изменения и формы фюзеляжей самолетов, предназначенных для гиперзвуковых полетов.

Сильное заострение хвостовой части и установка в ней двигателей способствуют размыванию донного «вакуума». Установка отражающих поверхностей над фюзеляжем в хвостовой части позволила ударным волнам, образованным этими поверхностями, заходить в область донного «вакуума» и размывать его.

В заключение полезно указать также на реальную перспективу развития гражданской сверхзвуковой и гиперзвуковой авиации и охарактеризовать проблему безопасного спуска космических аппаратов на поверхность планеты. Надо отметить, что впервые эта важнейшая научно-техническая задача космонавтики была решена в процессе запусков станций «Зонд-5», «Зонд-6», «Венера-4», «Марс-3» (подробнее об этом полезно рассказать во внеклассной работе, см. стр. 138). Здесь же дается лишь понятие о планирующем спуске с использованием аэродинамического качества (отношение подъемной силы, создаваемой корпусом аппарата в атмосфере, к силе аэродинамического сопротивления) [1].

Для осуществления планирующего спуска, например на Землю при полете с Луны, система управления корректирует траекторию аппарата при подлете к Земле с высокой точностью, чтобы обеспечить более пологую траекторию спуска с меньшими перегрузками и большими возможностями для маневрирования.

В результате этого аппарат попадает в допустимый относительно узкий ($\approx$10 км) «коридор» входа в атмосферу. «Коридор» рассчитывается так, чтобы его верхняя граница была предельно пологой и в то же время обеспечивала захват аппарата атмосферой. Нижняя же его граница определяется предельно крутой траекторией, при которой еще сохраняются допустимые условия спуска — перегрузки, нагрев.

Для создания необходимых аэродинамических сил (подъемная сила и сила сопротивления) и определенного режима нагрева космические аппараты различных назначений имеют различные оптимальные аэродинамические формы. Советские аппараты, спускаемые на Землю после старта с Луны, имели форму, близкую к шарообразной (у кораблей «Союз» и аппаратов «Зонд» была форма фары), спускаемый отсек корабля «Аполлон» имеет форму усеченного конуса с выпуклым дном.

Система ориентации спускаемого аппарата поддерживает необходимые условия полета в «коридоре» спуска. При торможении спускаемого аппарата, имеющего вторую космическую скорость, его огромная энергия преобразуется в теплоту.

[1] См.: Петров Б. Н. Космические исследования и научно-технический прогресс. М., 1971.

Перед спускаемым аппаратом образуется мощная ударная волна, которая сильно нагревает газ в пограничном слое (≈ до 11 000° С).

ИСЗ на орбите обладает огромной энергией. Например, на высоте 500 км на 1 г массы спутника приходится 1920 Дж механической энергии. Примерно столько же энергии надо затратить, чтобы погасить его скорость при посадке. Заметим, что для нагревания и последующего расплавления 1 г стали необходимо всего 72 Дж. Следовательно, энергия, которую надо рассеять при спуске в атмосфере, в десятки раз превосходит энергию, необходимую для испарения всего спутника [1].

Если торможение при спуске осуществляется с помощью тормозных двигателей, то запас топлива определяется уже квадратом отношения полной массы ракеты к массе полезного груза.

Наибольшее распространение получил способ теплозащиты на основе сублимирующих покрытий. Вначале на силовую конструкцию аппарата наносится теплозащитный слой, а затем сублимирующийся материал. При его плавлении и испарении уносится от корпуса значительная часть тепловой энергии.

Во внеурочное время учащиеся с интересом просматривают фильм «Могучие крылья», где на примере форм сверхзвуковых самолетов и корабля-спутника «Восток» еще глубже убеждаются в широком практическом применении изученных теоретических положений.

Глава III

МЕТОДИКА ОЗНАКОМЛЕНИЯ С ВАЖНЕЙШИМИ ПРИМЕНЕНИЯМИ РАДИОТЕХНИКИ И РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ В ИССЛЕДОВАНИИ КОСМОСА

§ 1. Принципы получения электроэнергии на спутниках и космических кораблях

Проблема получения электроэнергии в космическом аппарате принадлежит к числу важнейших проблем космонавтики. В курсе физики с ней можно ознакомить учащихся в общих чертах, в качестве иллюстрации при изучении того или иного физического явления.

[1] См.: Фертрегт М. Основы космонавтики. М., 1969.

В разделе «Электричество» в VII классе при изучении гальванических элементов и аккумуляторов можно указать на применение химических источников тока в космических аппаратах. Так, на первом ИСЗ, на втором ИСЗ и космических кораблях типа «Восток» химические источники тока служили основными источниками энергии для питания электронного оборудования и приборов. Наиболее экономичны серебряно-цинковые аккумуляторы.

В заключительной теме об использовании атомной энергии в мирных целях рассказ иллюстрируется примерами использования радиоактивных изотопов и ядерной энергии для получения электроэнергии в условиях космического полета, а также говорится о перспективах ее использования в создании ядерных ракетных двигателей.

Рассказывая о техническом применении полупроводников, необходимо показать их огромную роль в космической технике. При этом надо обратить внимание на малый вес и габариты полупроводниковых устройств. Эти свойства полупроводниковых устройств позволяют увеличивать вес оборудования и научного снаряжения. Полупроводниковые приборы имеют малую энергоемкость и большую прочность. Высокоэкономичные полупроводниковые устройства являются основой многих систем и приборов. Эти качества полупроводниковых устройств позволяют в ракетах-носителях и космических аппаратах устанавливать дублеры важных узлов. Это обстоятельство повышает надежность работы всего оборудования. Далее необходимо пояснить роль миниатюризации приборов в космической и ракетной технике.

Микроминиатюризация электронной техники привела к созданию компактных и быстродействующих бортовых счетно-решающих устройств в комплексе систем управления (проведение коррекции, установление режима работы двигателей, расчет параметров траектории, контроль за аппаратурой и т. п.).

Следует обратить внимание учащихся на то, что возможны три пути получения электрической энергии в условиях космического полета — использование радиации Солнца, сосредоточение энергии на космическом аппарате перед стартом или получение ее на борту от специальных источников.

Использование электрохимических источников энергии ограничивается тем, что их работа не может быть продолжительной. Лучшие из них дают 0,1 кВт · ч энергии на 1 кг собственной массы.

Поэтому одним из лучших путей решения проблемы энергоснабжения пока что является преобразование энергии Солнца при помощи полупроводниковых фотоэлектрических генераторов (солнечных батарей).

Широкое применение в качестве элемента солнечной батареи получил кремний. Путем обработки в каждой пластине кремния создаются области с противоположной проводимостью. Каждый элемент солнечной батареи состоит из двух тонких кремниевых пластин: верхняя покрыта бором (трехвалентный), нижняя — мышьяком (пятивалентный).

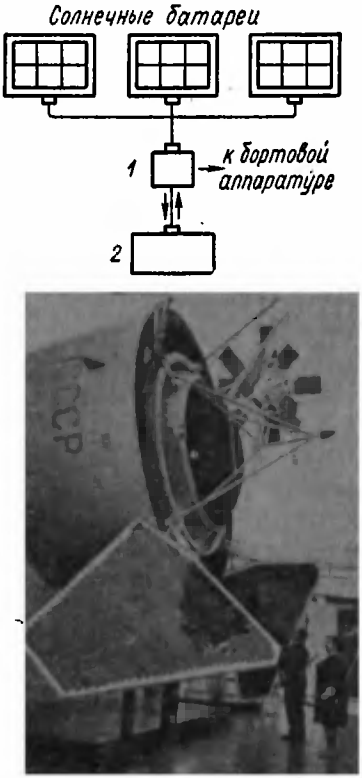


Рис. 29. Блок-схема соединения солнечных батарей и их внешний вид.

При поглощении фотонов вблизи соединения двух слоев в мышьяке высвобождаются электроны, которые переходят в слой бора. Для предохранения абразивного действия микрометеоров и элементарных частиц поверхность батареи покрывается слоем корунда или сапфира (Al_2O_3). При освещении пластины между такими областями возникает разность потенциалов примерно 0,5 В на каждый элемент.

Если из них составить секции (рис. 29, *а*), то в условиях космоса можно получить 100 Вт с 1 м^2 поверхности пластин. В сочетании с буферной бортовой аккумуляторной батареей *2* и коммутатором *1* такие батареи широко используются в космических полетах.

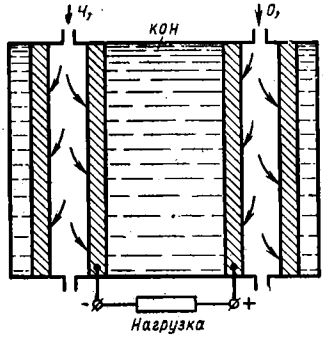


Рис. 30. Схематическое устройство топливного элемента.

После этого целесообразно показать диапозитивы или снимки с изображением внешнего вида третьего советского ИСЗ, автоматических станций «Луна-3», «Протон» (рис. 29, *б*), где хорошо видны солнечные батареи. Надо обязательно подчеркнуть необходимость ориентации солнечных батарей по направлению к Солнцу.

К настоящему времени прошли всесторонние испытания в условиях космического полета источники электроэнергии — топливные элементы (космические аппараты «Джеминай», «Аполлон»).

Эти перспективные источники являются электрохимическими генераторами. В топливных элементах осуществляется по сути дела та же реакция, как и при обычном горении водорода. Принципиальное различие заключается лишь в пути непосредственного превращения химической энергии горючего в электрическую, минуя фазу превращения ее в тепловую. Уже современные водородно-кислодорные топливные элементы имеют КПД около 70% и удельную мощность 23 кВт/кг. В герметическом сосуде (рис. 30) имеется пористая перегородка — ионообменная мембрана, пропитанная электролитом (КОН) и разделяющая сосуд на две части. В каждой половине содержатся полые электропроводящие электроды с пористыми стенками. Хотя процессы, протекающие при работе элемента, сложнее, в принципе работа топливного элемента сводится к следующему.

По одному электроду поступает водород, по другому — кислород из специальных баллонов, где они находятся в сжиженном состоянии. Молекулы водорода, проходя сквозь пористые электроды, ионизируются; а ионы водорода через ионообменную мембрану достигают кислородного электрода. Электроны, высвободившиеся на водородном электроде вследствие ионизации водорода, по внешней цепи поступают в кислородный электрод (по

нагрузке течет ток). Кислородный электрод выделяет отрицательные ионы кислорода. Вследствие электрохимической реакции у кислородного электрода с помощью пришедших сюда положительных ионов водорода образуется вода.

Весь процесс противоположен электролитическому разложению воды. Топливный элемент удобен и тем, что сами электроды не расходуются при работе, компоненты топлива подаются по мере их использования. При получении 1 кВт·ч энергии вырабатывается 0,5 кг воды и примерно столько же расходуется горючего. Лишняя вода может быть использована для других целей.

Следует также рассказать о термоэмиссионных преобразователях солнечной энергии в электрическую.

В небольшом зазоре между двумя электродами находятся пары цезия. Катод (эмиттер электронов) освещается солнечными лучами (нагревается), а другая пластина — анод охлаждается. Цезий участвует в переносе электронов от катода к аноду, и между ними возникает разность потенциалов.

В дальнейшем (X класс) при изучении раздела «Ядерная энергия, ее получение и использование» можно рассказать о том, что ученые ведут настойчивые поиски с целью создания компактных ядерных источников (миниатюрных атомных электростанций), необходимых для энергоснабжения крупных и продолжительных межпланетных экспедиций. Самопроизвольный распад изотопов сопровождается выделением теплоты. Термоэлектрические устройства преобразуют ее в электрическую энергию. Подбирают изотопы с большим периодом полураспада, испускающие небольшое количество γ-лучей. Это особенно важно для пилотируемых космических аппаратов. Их КПД пока еще низок (около 5%).

Большое значение при изучении этого вопроса имеет демонстрация кинофильма «Наука служит людям». Просмотрев фильм, учащиеся наглядно представят успехи советской космонавтики в разработке систем энергоснабжения.

§ 2. Принципы управления движением ракет и космических аппаратов

Рассмотрение гироскопа позволяет ознакомить учащихся с принципом управления полетом и стабилизацией ракет и космических аппаратов.

Изучение гироскопа, как показала практика, не требует увеличения учебного времени. Так как гироскоп относится к классу инерционных приборов, то, естественно, его целесообразнее изучать при рассмотрении так называемых центробежных механизмов в качестве одного из примеров таких механизмов.

Что касается некоторых сведений по электричеству, привлекаемых при изучении гироскопа, то при этом можно опереться на знания учащихся, полученные на первой ступени.

Рассказ лучше начать с демонстрации опыта. В вертикальной плоскости бросают картонный диск, не вращающийся вокруг оси. Затем повторяют этот опыт с той разницей, что теперь диску перед броском вверх сообщают вращательное движение. Замечают, что вращающийся диск во все время движения сравнительно устойчиво находится в вертикальной плоскости.

Таким образом выясняют факт сохранения направления оси вращения у вращающихся тел. Отметив эту особенность быстро вращающихся маховиков (или тел вообще), указывают, что массивные, точно сбалансированные маховики, вращающиеся с большой угловой скоростью, называются гироскопами. Далее демонстрируют гироскоп в кардановом подвесе и разбирают несколько наиболее важных и наглядных применений гироскопов: подвесные или навесные железные дороги, использование гироскопа на кораблях, велосипед, вращающиеся винты самолетов и роторы турбин. Земля — большой естественный гироскоп, сохраняющий ось своего вращения.

Гироскопы применяются в авиации. Так, авиагоризонт — основной прибор в самолете, позволяющий летчику при «слепом» вождении самолета определять его положение относительно горизонта. Принцип работы авиагоризонта основан на использовании гироскопа в качестве основного элемента системы отсчета углов отклонений летательного аппарата в пространстве. Ось ротора гироскопа в авиагоризонте расположена всегда

вертикально. Если указатель связать с осью, а градусную круговую шкалу с корпусом летательного аппарата, то при его движениях указатель будет показывать углы отклонения продольной оси корпуса от линии горизонта.

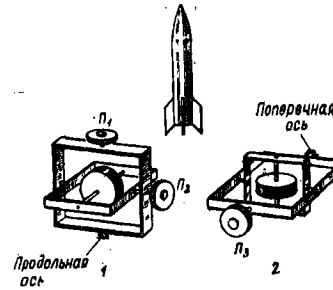


Рис. 31. Устройство гироскопического датчика.

Учащимся надо напомнить, что при движении ракеты в атмосфере, кроме силы тяжести, на нее действуют сила тяги и аэродинамические силы, которые вызывают нежелательные отклонения в ее курсе. Наиболее важным устройством в системе стабилизации летающих аппаратов является гироскопический прибор — автопилот.

Будучи приведен до запуска ракеты в быстрое вращение, гироскоп во время полета сохраняет направление оси своего вращения. Далее рассказывают о принципе работы автопилота, управляющего по заданной программе угловыми положениями ракеты в пространстве. Гироскопический чувствительный элемент, связанный с электрической схемой, дает на ее выходе электрический сигнал, пропорциональный углу отклонения ракеты. Программное устройство подает сигнал в строгом соответствии с заданной программой курса ракеты. Если ракета отклонилась от заданного курса, разность сигналов от гироскопического и от программного устройств попадает в блок усилителя, а затем на агрегаты, управляющие рулями ракеты. Этим ликвидируется появившееся рассогласование и исправляется неточность в курсе ракеты [1].

Так как один гироскопический датчик не может отметить изменение положений летательного аппарата во всех трех измерениях, то в автопилоте необходимо иметь по крайней мере два гироскопических чувствительных элемента. Их работу можно пояснить по рисунку 31.

Ось ротора гироскопа *1* направлена перпендикулярно продольной оси ракеты. Этот гироскоп используется при

[1] См.: Литвин-Седой М. З. Управление космическими кораблями в элементарном изложении. М., 1967.

Рис. 32. Принцип работы системы ориентации космического аппарата.

управлении движением ракеты относительно ее вертикальной и продольной осей.

Управление осуществляется благодаря использованию двух проволочных потенциометров $П_1$ и $П_2$. Потенциометр $П_1$ служит для регистрации отклонений от продольной оси, а потенциометр $П_2$ — отклонений от курса ракеты. Слабые электрические сигналы, снимаемые с потенциометров, усиливаются в блоке усилителя и передаются на определенные рулевые агрегаты и рули. Гироскоп *2* предназначен для управления движением ракеты вокруг поперечной оси. Потенциометр $П_3$ воспринимает поворот ракеты вокруг поперечной оси. Сигнал с него поступает на усилитель и оттуда на рулевые системы. Так автопилот управляет ракетой при ее движении в пространстве.

При этом радиотехнический комплекс измеряет скорость и высоту ракеты на каждом участке ее траектории.

Большой интерес вызывает принцип ориентации космического аппарата в пространстве во время свободного полета. Его можно пояснить при изучении применения фотоэлементов следующим образом [1].

Показывают учащимся таблицу (рис. 32), на которой схематически изображена система ориентации космического аппарата на Солнце. Датчиком поворота является фотоэлемент *1*. Сигнал от него поступает в усилитель-преобразователь *2*, который автоматически управляет приводом небольших ракетных двигателей *3*, работающих, например, на сжатом газе. При помощи системы таких двигателей космический аппарат автоматически ориентируется. Например, у геофизических спутников серии «Прогноз» продольная ось ориентирована на Солнце с помощью солнечных датчиков и газореактивной системы.

[1] См.: Жаков А. М. Управление баллистическими ракетами и космическими объектами. М., 1974.

Далее можно отметить, что в целях большей надежности систем управления ориентацией, наряду с автоматической системой, описанной выше, на космическом аппарате имеется система ручного управления. В основе ее лежит принцип использования закономерностей вращающихся маховиков или подача сжатого газа в систему сопел. Если маховик, находящийся на аппарате, заставить вращаться в одном направлении, то сам аппарат начнет поворачиваться в обратном направлении. Для ручной системы ориентации, таким образом, необходимы три маховика со взаимно перпендикулярными осями вращения. В заключение полезно привести пример отработки систем ручного управления космическими кораблями, проводимой советскими космонавтами на кораблях-спутниках, а также отметить важное значение ориентации аппарата при его спуске с орбиты.

Гироскопические устройства, применяемые в космической технике, бывают разных типов — электростатические, вибрационные, ядерные, роторные и др. Получает распространение оптический гироскоп на основе оптических квантовых генераторов (точнее, оптические датчики угловой скорости), имеющих компактное устройство, высокую стабильность и относительную простоту (объем около 130 см³). Подробнее о них можно прочитать в книге Б. Ф. Федорова «Лазеры и их применение» (М., 1973).

Высокие требования к точности выведения космического аппарата на орбиту не снижаются и на орбите. Существующие программы научных и прикладных исследований в космосе требуют ориентации и стабилизации космического аппарата с точностью 0,1—2″ в течение долей секунды (фотосъемка земных и внеземных объектов); спутники связи и навигации требуют стабилизации с точностью 1″ — 0,3° в течение нескольких минут, а звездная астрономия для внеатмосферных экспериментов требует точности стабилизации приборов до 0,01 ″ в течение нескольких часов.

§ 3. О методах исследования космического пространства

В средней школе необходимо не только сообщать учащимся сведения о космическом пространстве, но и знакомить их с теми методами, при помощи которых эти

сведения получены. Это будет отвечать задачам изучения курса физики и астрономии.

Рассказывая о практическом применении радиотехники в конце темы «Электромагнитные волны» (X класс), уместно осветить ее роль в исследовании космического пространства.

Метод непосредственной доставки из космоса на Землю контейнеров с научной аппаратурой отработан советской космонавтикой. Доказательством служат посадки кораблей-спутников с животными и человеком на борту.

Многие космические полеты (полет к Луне, к планетам) осуществляются также без посадки космического аппарата, поэтому становится ясным значение метода

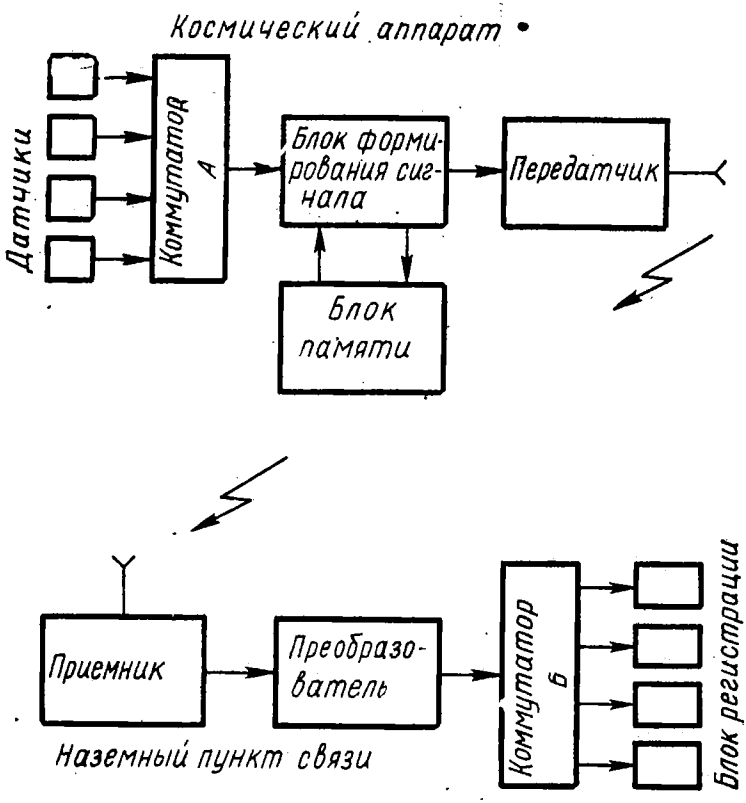


Рис. 33. Блок-схема радиотелеметрической системы связи.

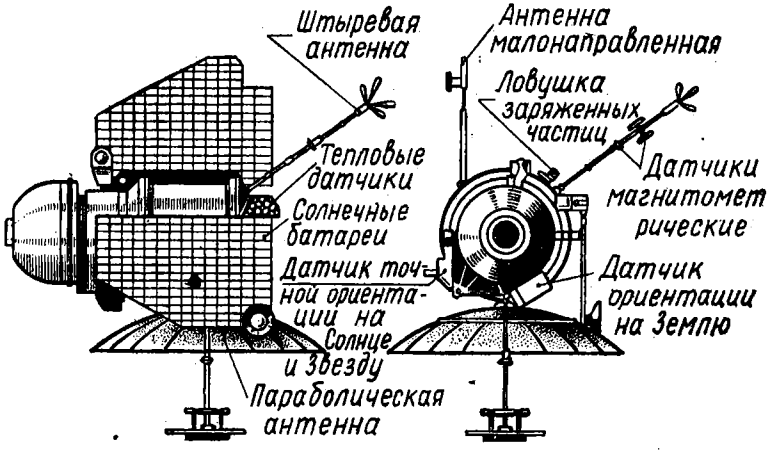


Рис. 34. Расположение датчиков на автоматической межланетной станции «Венера-1».

радиотелеметрии для космонавтики настоящего и будущего.

Вначале надо рассмотреть вопрос о датчиках. Учащимся напоминают в связи с этим о термо- и фотосопротивлениях. Затем по таблице (рис. 33) рассказывают об использовании принципа радиотелеметрии в космических полетах.

На космическом аппарате могут быть различные датчики (на рисунке 34 изображено расположение некоторых приборов на автоматической межпланетной станции «Венера-1»).

Электрические колебания на выходе датчиков большей частью имеют небольшую мощность. Поэтому их необходимо сначала усилить, а затем зашифровать (по изменению амплитуды или частоты). Для этого на космическом аппарате имеется блок формирования сигнала. Передатчик посылает зашифрованные модулированные импульсы на приемный пункт Земли. В преобразователе наземного пункта показания датчиков дешифруются и через коммутатор Б, работающий синхронно с коммутатором А, поступают на блок регистрации. Здесь эти показания могут записываться на магнитную пленку, фотографироваться с осциллографов и т. п.

Необходимо заметить, что во многих случаях при длительных космических полетах (например, при полетах

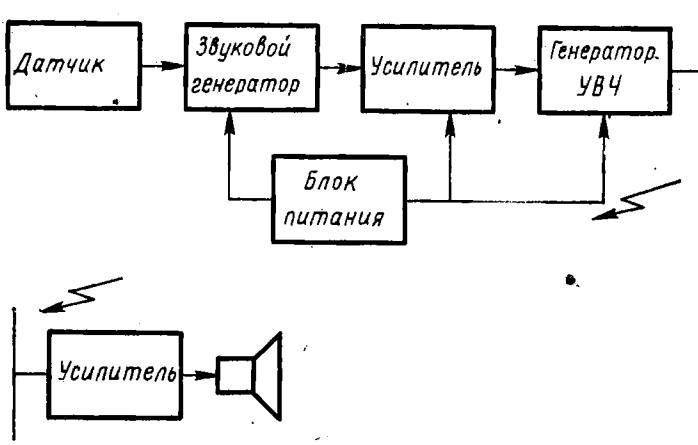


Рис. 35. Блок-схема установки для демонстрации принципа работы радиотелеметрической системы.

космических аппаратов «Марс», «Пионер») требуется в целях экономии энергии накапливать собираемую информацию. Для этого в радиотелеметрической системе предусматривается блок памяти. По сигналу с Земли во время сеансов радиосвязи с космическим аппаратом информация передается в ускоренном темпе на Землю.

Аналогично разбирают принцип получения и передачи биологических и физиологических данных с борта космического аппарата. Рассказ можно сопровождать показом снимков советских космонавтов с расположенными на их теле датчиками.

На имеющемся в школах типовом оборудовании можно продемонстрировать принцип работы радиотелеметрической системы [1]. Блочная схема радиотелеметрической системы показана на рисунке 35. В качестве датчиков можно взять термосопротивление, фотосопротивление, пьезоэлемент (как датчик механического удара и деформаций). Звуковой генератор собран на полупроводниковом триоде $П_4А$ по схеме, изображенной на рисунке 36. Для лучшей слышимости можно в промежуток между звуковым генератором и генератором УВЧ ввести усили-

[1] См.: Буров В. А. и др. Демонстрационный эксперимент по физике в старших классах средней школы, ч. II. М., 1973.

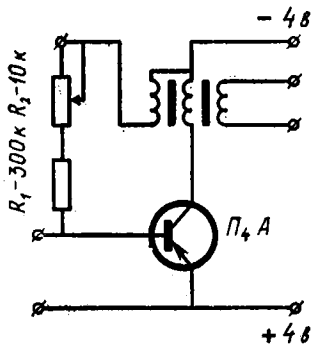


Рис. 36. Схема звукового генератора.

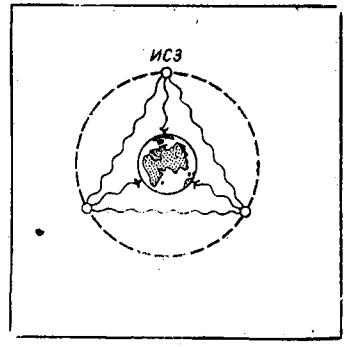


Рис. 37. Система стационарных спутников космической связи.

тель. Производя соответствующее действие на датчики, замечают на слух изменение частоты модулированных колебаний.

Одним из замечательных достижений радиотехники является использование телевидения в исследовании космического пространства. За короткий срок космонавтика прошла путь от первых телепередач из орбитального космического корабля до передач телепанорам поверхности Луны и Марса. Телевидение стало методом исследования и освоения космоса.

В настоящее время надежно функционирует советская космическая система связи «Орбита», оснащенная несколькими спутниками связи «Молния-1». Они предназначены для ретрансляции телевизионных передач, радиопрограмм и радиотелеграфной связи. Недалеко то время, когда система различных спутников будет обслуживать всемирное радиовещание и телевидение. Большое значение придается созданию всемирной космической связи на основе системы стационарных спутников (рис. 37).

Уже сейчас многие страны располагают разветвленной системой наземных и орбитальных радиокомплексов (координационно-вычислительные центры, станции наведения, спутники сбора и передачи информации и т. п.).

Радиокомплексы (передатчики, приемники, радиолокаторы, дальномеры и т. п.) совершенно незаменимы для решения задач стыковки космических аппаратов, которой

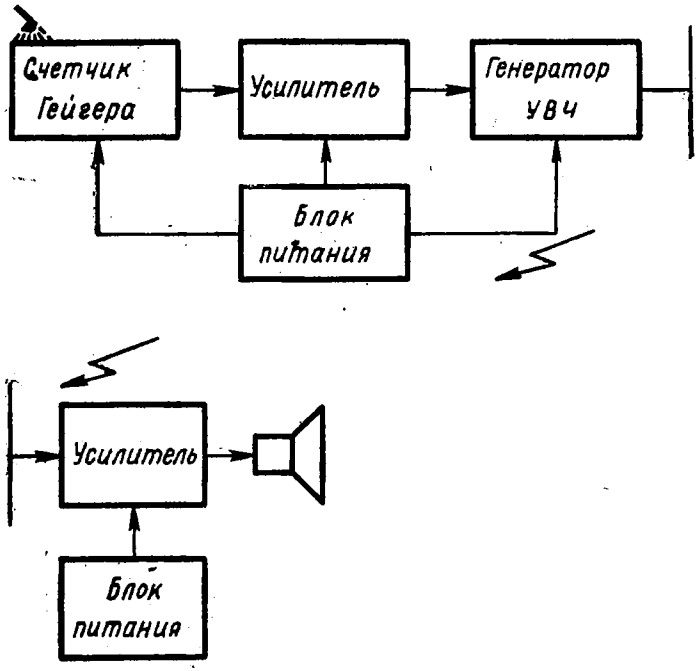


Рис. 38. Блок-схема аппаратуры для изучення космической радиации в космосе.

придается огромное значение для развития космонавтики. Бортовые и наземные средства производят выведение в зону, поиск и взаимное обнаружение, радио- и телеслежение, включая и контроль за стыковкой. Широкое применение найдут оптические локаторы и системы для передачи информации на основе квантовых генераторов и голографии.

Излагая эту тему, можно показать фрагменты фильма «Мы увидим весь мир».

В дальнейшем при изучении способов обнаружения радиоактивных излучений нужно продемонстрировать принцип получения данных о космическом излучении при помощи счетчиков (рис. 38). Далее следует показать эффективное использование метода сцинтилляций для изучения радиационных показателей верхней атмосферы. Советские ИСЗ серии «Космос» имеют в качестве датчи-

ков электронов люминесцирующие экраны, переменное свечение которых может быть преобразовано и передано по радиотелеметрической системе связи.

Здесь же уместно отметить роль советской космонавтики в открытии и изучении пояса радиации вокруг Земли. Дальнейшему освещению этого вопроса можно найти место при изучении космических лучей, акцентируя внимание учащихся на значении исследования микромира за пределами Земли для развития представления о Вселенной (X класс).

В целях политехнического образования (в соответствующих темах курса физики IX—X классов) полезно ознакомить учащихся и с другими методами и приборами для изучения космического пространства.

Ионная ловушка предназначена для определения концентрации свободных протонов в космическом пространстве.

На входе телеметрической системы имеется ловушка, представляющая собой сферическую сетку, в центре которой находится электрод (коллектор), изолированный от сетки. При попадании в ловушку заряженной частицы появляется ток в цепях сетка-коллектор и сетка-корпус аппарата. Сигнал обрабатывается и передается для расшифровки в координационно-вычислительный центр.

Ионизационный манометр служит для измерения давления газа в верхних слоях атмосферы.

На входе атомы газа попадают в электрическое поле, создаваемое в специальной трехэлектродной лампе между катодом и анодом. Получившиеся при этом ионы газа проходят сквозь сетку к коллектору. Сетка и коллектор включены в телеметрическую систему. Количество ионов пропорционально току в лампе, который и служит мерой давления.

Магнитометр используется для изучения магнитного поля планет и межпланетного магнитного поля. Он представляет собой соленоид, определенным образом вращающийся в магнитном поле (рис. 39).

Возникающая ЭДС компенсируется от специального источника. Автоматика ориентирует катушку вдоль направления силовой линии магнитного поля. Поэтому радиотелеметрическая система передает данные не только о значении индукции поля, но и о направлениях силовых линий. Подобные космические магнитометры, обладаю-

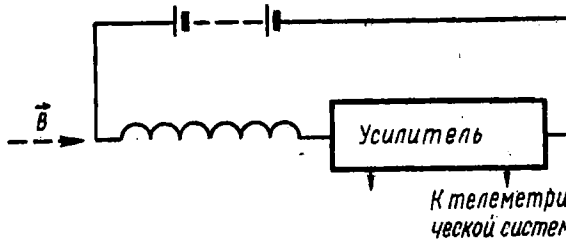


Рис. 39. Схематическое устройство космического магнитометра.

щие высокой чувствительностью, нашли применение в геологии для определения аномалий и открытия месторождений полезных ископаемых.

Для определения химического состава верхней атмосферы используются радиочастотные масс-спектрометры (рис. 40). Ионы газов ускоряются электрическим полем между первыми сетками камеры прибора. В зависимости от частоты поля, создаваемого между двумя нижними сетками, к коллектору сквозь это поле могут пройти лишь ионы строго определенной молекулярной и атомной массы.

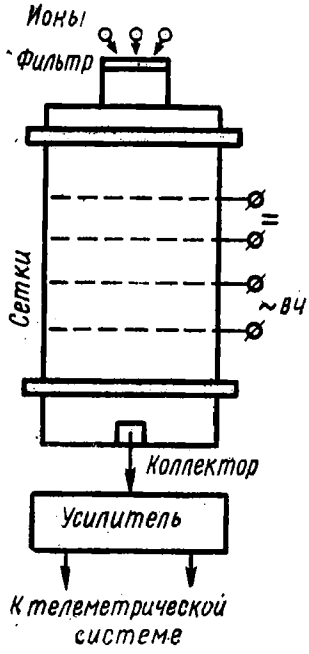


Рис. 40. Схематическое устройство радиочастотного масс-спектрометра.

Рентгеновское изучение Солнца измеряется с помощью рентгеновского спектрометра. Он представляет собой специальный фотоумножитель (рис. 41), включенный через усилитель на вход телеметрической системы.

Через набор фильтров, находящийся перед катодом фотоумножителя, в зависимости от длины волны и интенсивности рентгеновские лучи проходят по-разному. Ток фотоумно-

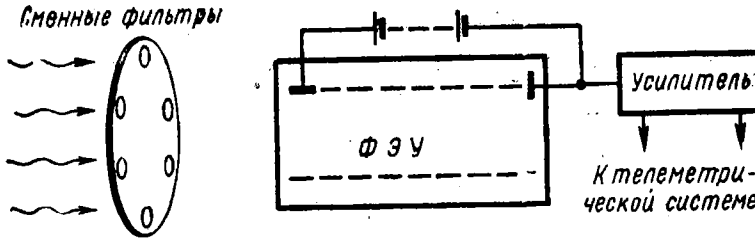


Рис. 41. Схематическое устройство рентгеновского спектрометра.

жителя пропорционален интенсивности рентгеновских лучей определенной длины волны.

Регистрация коротковолновых корпускулярных потоков излучения Солнца осуществляется с помощью сцинтилляционного счетчика. Фотоны, имеющие длину волны короче 0,1 Å, не регистрируются газоразрядными счетчиками. Поэтому в сцинтилляционном счетчике индикатором служит прозрачный кристалл иодистого натрия, в котором происходит вспышка света при поглощении кванта. Кристалл находится перед окошком фотоэлектронного умножителя, в цепи которого при вспышке появляется электрический импульс, посылаемый далее в радиотелеметрическую систему.

Газоразрядные и сцинтилляционные счетчики регистрируют электромагнитные излучения и заряженные частицы, которые проникают сквозь их стенки. Чувствительность этих приборов так высока, что с их помощью удается зарегистрировать даже отдельные рентгеновские кванты, идущие от Солнца и галактических источников.

В астрономии подобные устройства носят название рентгеновских телескопов. Их применение в астрофизике дало ряд существенных результатов, положивших начало рентгеновской астрономии. Существует несколько разновидностей рентгеновских телескопов, работающих на космических аппаратах (например, на корабле «Салют-4» космонавты Г. Гречко и А. Губарев использовали рентгеновский телескоп «Филин» с собственной точной системой звездного наведения) [1].

[1] См.: Климук П. Наблюдения в рентгеновском и гамма-диапазонах.— «Авиация и космонавтика», 1975, № 2; Губарев А. Месяц на «Салюте-4».— «Авиация и космонавтика», 1975, № 3.

Принцип действия одного из них заключается в следующем.

В блоке с электронной аппаратурой имеется два счетчика, одинаково хорошо регистрирующие и заряженные частицы и рентгеновские кванты. Высокоэнергетическая частица проходит через оба счетчика и вызывает в них импульсы, которые поступают в электронное устройство, работающее по принципу антисовпадений. Когда в него попадает частица высокой энергии, то электронная схема не пропускает к блоку регистрации телеметрической системы одновременные импульсы, а пропускает только идущий от второго (основного) счетчика. Рентгеновский же квант проходит первый счетчик и вызывает импульс лишь в основном счетчике. Этот импульс с основного счетчика и регистрируется в специальном блоке.

Вместо основного счетчика можно взять специальный сцинтиллятор, в котором только заряженная частица вызывает вспышку. Разрешающая способность рентгеновских телескопов ниже оптических в сотни раз, что не позволяет с большой точностью определять координаты рентгеновских источников.

При изучении этих вопросов можно продемонстрировать фрагменты научно-популярного кинофильма «Автоматы в космосе», где показано применение датчиков и автоматических радиоустройств для получения и передачи информации из космоса, а также фильма о радиотелеметрии «Голос из космоса».

Для полноты освещения затронутых здесь вопросов полезно решать с учащимися качественные и количественные задачи.

§ 4. Некоторые научно-технические достижения космонавтики и их значение

1. Развитие ракетной техники

Этому вопросу, согласно программе по физике, следует уделить внимание при изучении в VIII классе раздела «Применение законов движения Ньютона».

Развитие ракетной техники исходит из трудов К. Э. Циолковского, заложивших основу теории движения ракет. Его теория многоступенчатых ракет, развиваемая и претворяемая в технические решения многими выдающимися последователями (С. П. Королев, В. П. Глушко,

М. К. Янгель и др.), на обозримое будущее стала основой для создания первых многоступенчатых баллистических ракет, мощных ракет-носителей для запусков ИСЗ, АМС, пилотируемых космических кораблей, орбитальных станций.

На заре развития ракетодинамики большую роль сыграли труды известных ученых — Ф. А. Цандера, И. В. Мещерского, Р. Эно-Пельтри, Р. Годдарда, Г. Оберта и других.

Советские исследователи были первооткрывателями во многих отраслях космонавтики.

Вслед за советскими космическими аппаратами в космос вышли аппараты США (1958), Англии (1962), Франции (1965), Японии и Китая (1970), Канады и других стран. Развитие современной космонавтики определяют в основном успехи космонавтики в СССР и США.

Получили наибольшее развитие мощные термохимические ракеты различного назначения: ракеты-носители для вывода на космические траектории космических аппаратов, двигатели для осуществления мягкой посадки на Луну и взлета с поверхности Луны, маршевые двигатели для коррекции траектории космического аппарата, различные «ранцевые» и ракетные устройства для перемещения космонавтов в космосе в окрестности космической станции и т. п.

Термохимические ракеты фактически доведены до пределов своего конструктивного совершенства. Существующие в настоящее время ракеты-носители имеют колоссальный вес (ракета-носитель «Сатурн V» весит около $3 \cdot 10^7$ Н). С их помощью может быть выведен ИСЗ весом, составляющим 2—4% начального веса ракеты-носителя, и аппарат весом 0,5% от ее веса на межпланетные траектории.

Проходят стадию испытаний ядерные ракетные и электроракетные двигатели (ионные, плазменные и др.), а также атмосферно-космические корабли многократного использования [1]

[1] См.: Левантовский В. И. Транспортные космические системы. М., 1976.

2. Физические исследования околоземного космического пространства

Изложенный ниже материал можно использовать по частям при изучении таких тем и разделов, как «Понятие о плазме», «Магнитное поле тока» (IX класс), «Излучение и спектры», «Световые кванты. Действия света», «Атомное ядро», «Элементарные частицы» (X класс).

Использование космических аппаратов сыграло выдающуюся роль в развитии экспериментальных методов исследования солнечной системы и, в частности, околоземного космического пространства. Менее чем за 20 лет этих исследований сделаны важные геофизические открытия, которые заложили основы нового взгляда на строение земной атмосферы, характер физико-химических процессов в ней.

Вопрос о размере газовой оболочки Земли имеет не только научное, но и прикладное значение. От его решения зависит расчет и прогнозирование радиационной обстановки для безопасности космических полетов, расчет радиационного баланса Земля — атмосфера при разработке методов прогнозирования погоды и т. п.

В результате космических исследований оказалось, что атмосфера Земли не изолирована от остального пространства. На ее процессы решающее влияние оказывает солнечная деятельность. Космические эксперименты обнаружили поток водородной плазмы, распространяющийся от Солнца во все стороны («солнечный ветер»), который взаимодействует с газовой оболочкой Земли, находящимися в ней заряженными частицами и геомагнитным полем, образуя так называемую магнитосферу Земли. Граница магнитосферы с солнечной стороны находится на расстоянии примерно десяти земных радиусов.

Как известно, в плазме концентрация заряженных частиц такова, что энергия их электростатического взаимодействия больше энергии теплового движения. Концентрация частиц солнечного ветра около 10 в кубическом сантиметре. При наличии огромных масштабов межпланетного пространства электрическое поле организует частицы в единую систему движущейся плазмы (солнечного ветра). Частицы плазмы связаны между собой и магнитным полем. Магнитное поле дает ориентировку в распространении солнечного ветра вдоль силовых линий

и, наоборот, препятствует движению частиц в направлении, перпендикулярном его силовым линиям.

Магнитное поле тесно связано с межпланетной плазмой и оказывается как бы «вмороженным» в нее. Силовые линии магнитного поля Солнца вытягиваются вдоль направления движения плазмы.

Состав солнечного ветра был изучен путем экспонирования алюминиевой фольги на поверхности Луны экипажами «Аполлон». Изучение фольги показало, что в солнечном ветре концентрация He^3 меньше концентрации He^4 в $4 \cdot 10^{-4}$ раз. В земной атмосфере это отношение равно примерно 10^{-6}. Эксперименты в зонах полярных сияний показали, что в их образовании участвуют отдельные частицы солнечного ветра.

Геомагнитное поле Земли деформировано потоком плазмы. Более значительным искажениям подвержено геомагнитное поле с ночной стороны. Оказалось, что с удалением от Земли (начиная с расстояния в несколько десятков тысяч километров) поле постепенно переходит в геомагнитный хвост, уходящий далеко за орбиту Луны, с магнитными линиями, близкими к оси Земля — Солнце. Искусственный спутник Луны («Луна-10») зафиксировал прохождение через хвост магнитосферы. Примерно по оси хвоста расположен нейтральный слой плазмы с чрезвычайно малым магнитным полем.

По современным данным, в окрестности Земли область ее заметного влияния на свойства космического пространства простирается по направлению к Солнцу до $15R_3$, в перпендикулярном направлении до $25R_3$, а в ночную от Солнца сторону — на расстояние более радиуса лунной орбиты.

Активные космические эксперименты в магнитосфере Земли еще немногочисленны[1]. Среди них отметим создание бариевых облаков (разреженной плазмы), по свечению которых судят об эволюции облака, а отсюда — о величине электрического и магнитного полей магнитосферы. Если разреженная плазма слабо искажает реальные поля, то сгустки плазмы высокой концентрации, созданные на больших высотах, где геомагнитное поле ослаблено, ведут себя по-иному. Так, в одном эксперименте смесь бария и окиси меди массой 16 кг была рассеяна

[1] См.: Подгорный И. М. Активные эксперименты в космосе. М., 1974.

взрывом на высоте 31 500 км в точке такой силовой линии, чтобы последняя пересекала земную поверхность в месте нахождения геофизической обсерватории. Пары бария вскоре ионизировались под действием солнечного излучения, и свечение облака плазмы регистрировалось приборами. Магнитометры, находящиеся в ракете, доставившей смесь, зарегистрировали ослабление геомагнитного поля в облаке плазмы. Подобно скин-эффекту в проводящей плазме индуцируются токи, которые вытесняют магнитное поле из области, занятой плазмой. Неожиданным явилось расслоение плазмы вдоль отдельных силовых линий магнитного поля.

Дальнейшее изучение плазмы в космических условиях очень важно для термоядерной энергетики.

Кроме того, проведены важные эксперименты по зондированию магнитосферы пучками заряженных частиц. Для этой цели использовались специальные ускорители электронов, поднимаемые геофизическими ракетами до высоты 300 км. Мощность пучка электронов достигала 400 кВт. В отдельном эксперименте наблюдалось поочередное отражение электронов от «зеркальных точек» в магнитосфере, находящихся почти на концах силовой линии в обоих полушариях. В СССР проведено два подобных эксперимента.

В 1975 г. по проекту «Аракс» был проведен совместный советско-французский эксперимент. Силовая линия геомагнитного поля связывает о. Кергелен (Индийский океан) с северным полушарием и проходит через Архан-

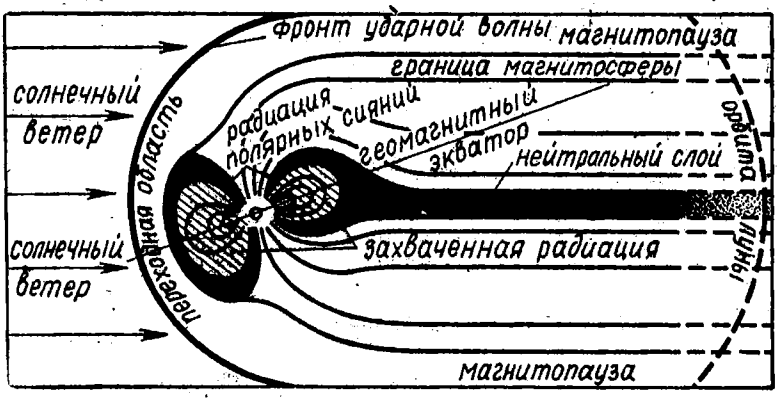


Рис. 42. Магнитосфера Земли.

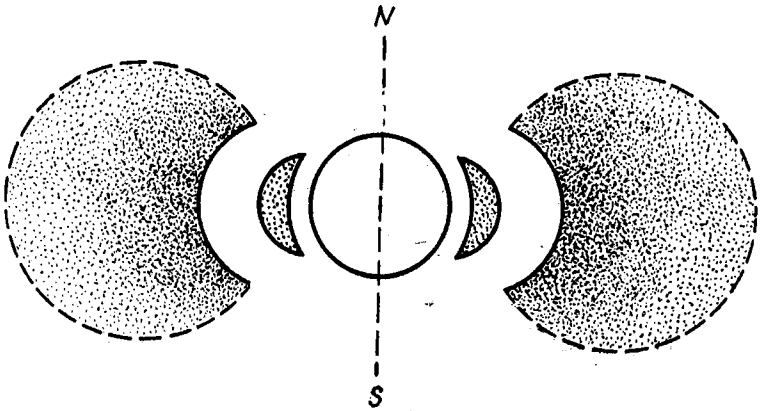


Рис. 43. Схема радиационного пояса Земли.

гельскую область. Электроны, посылаемые ускорителем над о. Кергелен вдоль силовой линии, без отражения в магнитном поле достигали северного полушария и вызывали в верхних слоях атмосферы искусственные полярные сияния. Их изучение позволяет судить также и о составе верхней атмосферы.

Природная магнитная «ловушка» — магнитосфера Земли заполнена в основном электронами и протонами. В радиационном поясе частицы удерживаются электромагнитными силами. Их движение достаточно сложно; оно состоит из трех независимых движений: вращение по окружности вдоль силовой линии; движение вдоль силовой линии с поочередным отражением в зеркальных точках, находящихся в обоих полушариях; медленный дрейф вокруг магнитной оси Земли вследствие неоднородности ее магнитного поля. Частицы противоположного заряда движутся в противоположных направлениях.

Схема радиационного пояса Земли показана на рисунках 42 и 43. Пояс радиации находится выше плотных слоев атмосферы и расположен в плоскости геомагнитного экватора. Внутренняя часть пояса простирается примерно от 500 до 5000 км от поверхности Земли.

Внешняя часть радиационного пояса находится между высотами в 1—5 радиусов Земли.

Внутренняя часть радиационного пояса образуется в результате разрушения ядер атомов газа атмосферы под

действием космических лучей. Образующиеся при этом нейтроны могут проникать (время их жизни 12 мин) в соответствующие области магнитного поля и там распадаться. Возникшие при этом протоны и электроны захватываются магнитным полем Земли и совершают спиралеобразные движения вдоль силовых линий из одного полушария в другое и обратно, находясь как бы в магнитной «ловушке».

Внешняя часть радиационного пояса состоит в основном из электронов с энергией в десятки тысяч электронвольт — в 10 раз меньшей, чем энергия частиц внутреннего пояса. Эти частицы, вероятно, захватываются земным магнитным полем из числа частиц, выбрасываемых Солнцем и образующих солнечный ветер.

Часть частиц пояса теряется из-за движения вдоль силовой линии и проникновения в полярные области. Здесь в верхних слоях атмосферы частицы вызывают полярные сияния. Радиационный пояс «подпитывается» новыми частицами, образующимися при взаимодействии космических лучей с верхней атмосферой Земли. Ученые работают над тем, как регулировать высыпание частиц из радиационного пояса. Следует учесть, что суммарная энергия частиц в поясе радиации составляет 10^{15}—10^{16} Дж, что сравнимо с энергией ядерного взрыва. Проникновение быстрых частиц в атмосферу меняет ее состав и прозрачность в различных участках спектра. Управление процессами в магнитосфере весьма важно для народного хозяйства и, в частности, может привести к неограниченным возможностям регулирования погоды на земном шаре.

Наблюдения за движением искусственных спутников Земли (серии «Космос») позволили вычислить плотность верхних слоев атмосферы. Этот метод основан на том факте, что торможение спутника пропорционально плотности атмосферы. Наибольшее торможение спутник испытывает в перигее орбиты, т. е. в ее наиболее низкой точке. Плотность атмосферы Земли, особенно в ее верхних слоях, изменяется в зависимости от солнечной активности, времени суток и других причин. Исследования с помощью ИСЗ показали, что в течение 11-летнего цикла солнечной активности плотность на высотах 200—300 км колебалась в 2—5 раз, а на высоте 500—600 км — более чем в 100 раз. Это объясняется изменениями температуры

верхней атмосферы примерно от 600—800° К до 2000—2500° К. Знание этих закономерностей важно для прогнозирования времени существования спутников в верхней атмосфере.

Уточнены представления о химическом составе верхней атмосферы Земли. Общепризнанной является следующая модель атмосферы: молекулярный азот — основная компонента газовой смеси до высот порядка 200 км, выше этого уровня преобладает атомарный кислород. Далее с увеличением высоты атмосфера состоит преимущественно из гелия и водорода, а выше 1000 км везде преобладает водород.

Наряду с этими методами применялось непосредственное измерение давления и плотности на различных высотах с помощью специальных манометров. Оказалось, что атмосфера Земли на больших высотах значительно плотнее, а температура ее значительно выше, чем это считалось ранее. Было установлено, что граница внешней части атмосферы простирается не на 500—800 км, как предполагалось, а на 2—3 тыс. км. Причем внешняя граница не является неподвижной, как думали раньше, а изменяет свои характеристики в зависимости от других факторов, например от режима деятельности Солнца.

Большое значение для познания законов микромира имеет изучение космических лучей. Естественные первичные космические лучи могут быть изучены лишь с помощью высотных ИСЗ и межпланетных станций. Эти исследования открыли «широтный эффект» космического излучения. Он связан с зависимостью отклоняющего действия магнитного поля от энергии космических частиц. Вблизи атмосферы Земли в экваториальной плоскости излучение в 10 раз слабее, чем на полярных широтах.

Была исследована также зависимость интенсивности космических лучей от высоты над поверхностью Земли, от солнечной активности (11-летний период). Ученые связывают этот эффект с изменением интенсивности потока солнечной плазмы. В результате влияния поля солнечной плазмы новые первичные космические лучи достигают Земли.

Изучение солнечных космических лучей космическими аппаратами позволяет глубже проникать в природу их генерации на Солнце и учитывать при планировании космических полетов (особенно пилотируемых кораблей).

В целях длительного изучения процессов, происходящих в земной атмосфере и за ее пределами в открытом космосе, в СССР запущены автоматические станции серии «Прогноз» с вытянутыми эллиптическими орбитами (перигей около 350 км, апогей около 200 000 км). Вследствие поворота магнитосферы Земли относительно плоскости орбиты станций (результат движения Земли вокруг Солнца) и эволюции высоких орбит станций (влияние гравитационных полей Солнца и Луны) охват ими областей околоземного космического пространства значительно расширяется.

3. Новые оптические явления в атмосфере. Изучение Земли из космоса оптическими методами

Об этих вопросах можно рассказать при изучении геометрической оптики и спектров в X классе.

Важной частью научных программ, которые выполняют космонавты в полете, является проведение визуальных наблюдений поверхности планет и оптических явлений в атмосфере Земли. Как отмечают космонавты, эти наблюдения по четкости зрительных впечатлений гораздо лучше, чем фотографические [1]. Уже первые наблюдения космонавтов показали, что они видели с высоты такие объекты, которые считались теоретически ненаблюдаемы.

Советский космонавт А. А. Леонов с борта корабля-спутника «Восход-2» (март 1965 г.) наблюдал до того никому не известные явления на сумеречном и ночном горизонте Земли [2].

До этого считалось, что солнечную корону невооруженным глазом увидеть нельзя из-за помех сумеречного излучения земной атмосферы и помех, вызванных отражением света от поверхности корабля. Удалось наблюдать лучи солнечной короны протяженностью около двух видимых радиусов светила. Такая возможность предоставилась в результате необходимого для наблюдений сочетания высоты орбиты корабля и высоты солнечного диска над горизонтом.

---

[1] См.: Севастьянов В. Космический патруль.— «Наука и жизнь», 1973, № 5.

[2] См.: Леонов А., Лазарев А. Оптические наблюдения в космосе.— «Техника — молодежи», 1973, № 6.

Действительно, если корабль находится на высокой орбите (в случае «Восхода-2» 500 км), то светящийся слой атмосферы становится тоньше и помехи уменьшаются, а угловой размер короны остается прежним. Другим космонавтам повторить наблюдения не удалось, так как апогеи орбит их кораблей лежали ниже (≈300 км).

Кроме этого, космонавт наблюдал на сумеречном горизонте три резко очерченных цветных слоя — красный, желтый и голубой. С поверхности Земли мы не видим многотональной расцветки у горизонта. Ученые объясняют это явление зависимостью спектрального состава рассеянного атмосферой излучения от высоты в условиях сумерек. Наличие таких слоев ранее предсказывалось теоретически.

Изучение оптических явлений включалось в программу научных исследований в последующих полетах советских и американских космонавтов. Советские космонавты впервые открыли неизвестное ранее свойство земной атмосферы зеркально отражать солнечные лучи [1].

Оказалось, что известный закон зеркального отражения применим к атмосфере при наблюдениях из космоса. Еще при анализе результатов наблюдений А. А. Леонова было сделано предположение о способности земной атмосферы зеркально отражать свет при небольших углах наклона лучей. Последующие полеты подтвердили это предположение. Появившийся из-за горизонта солнечный диск можно было наблюдать и при зеркальном отражении от атмосферы. Со станции «Скайлэб» удалось зафиксировать уникальное явление — зеркальное отражение диска Солнца от газопылевого хвоста кометы Когоутека.

Наблюдались, кроме того, зеркальные отражения солнечных лучей как при входе в плотные слои атмосферы, так и при выходе из нее. Толщина эффективно отражающего слоя атмосферы 10—15 км. Поэтому, чем выше орбита корабля, тем лучше четкость наблюдаемой картины. Замеченные аномалии в показателе преломления атмосферы явятся предметом дальнейших исследований.

Изучение космических зорь привело к открытию нескольких до того неизвестных эффектов.

Зарегистрировано как научное открытие советских

[1] См.: Лазарев А. И., Хрунов Е. В. Зеркальное отражение от атмосферы.— «Земля и Вселенная», 1974, № 5.

космонавтов и ученых явление вертикально-лучевой структуры дневного излучения верхней атмосферы Земли (слоистое по высоте разноцветное излучение атмосферы выше Солнца, находящегося за горизонтом) [1]. Это явление позволяет разработать новый метод изучения верхней атмосферы (химического и аэрозольного состава ее и т. п.).

При углах погружения Солнца за горизонт более 15° с высоты 250 км наблюдается типичная картина ночного горизонта Земли. В результате эмиссионного излучения ночной атмосферы образуется у горизонта пепельно-серый светящийся слой с максимальной яркостью на нижней и верхней границах (светящиеся венцы). С различных высот ночной светящийся венец иногда имеет несколько слоев различной яркости и цветовых оттенков. При уменьшении угла погружения Солнца до 15° над ночным светящимся венцом возникает верхняя граница сумеречного излучения атмосферы. С дальнейшим уменьшением угла погружения Солнца сумеречная зона постепенно расширяется по высоте, достигая наибольших размеров непосредственно перед восходом Солнца. Сразу после восхода Солнца она сильно сжимается и перестает наблюдаться при появлении первых солнечных лучей.

Интересен также эффект «усов», который появляется, когда космический корабль летит над областью тени Земли за линией дневного терминатора (граница между дневной и сумеречной зонами). Над линией терминатора сумеречный ореал как бы по касательной в виде «усов» уходит в сторону темного неба.

Спектральные исследования сумеречного ореола широко используются в изучении загрязнения атмосферы, а по ночному светящемуся венцу космические корабли ориентируются на ночной стороне Земли. Работы по космической атмосферной оптике приобретают важное международное народнохозяйственное значение, так как позволят в дальнейшем судить также о глобальном распределении газовых и других компонент атмосферы, что очень важно для международного контроля за окружающей средой.

Изучение Земли из космоса считается одной из важ-

---

[1] См.: Кондратьев К., Николаев А., Севастьянов В. Краски космоса.— «Правда», 1973, 21 февр.

нейших задач современной космонавтики. С ней связывают получение научных результатов, необходимых для геологии, географии, метеорологии, гляциологии и других наук.

Широко используются методы фотографирования земной поверхности. Используя методы повышения информативности фотоснимков (сравнение отпечатков с разными выдержками, сравнение отпечатков, полученных через разные светофильтры), открывают на них многие особенности: зоны одинаковых температур поверхности морей, океанов и суши, структура морского дна в прибрежных районах, засоленные и безводные участки Земли и т. п.

Космические снимки дают много новой информации для геологии о структуре земной поверхности на большой площади, что позволяет выявить протяженность хребтов, разломов, русла пересохших рек и т. п.

Ученые считают, что в скором времени голография найдет применение для картографирования земной поверхности из космоса. Особенно этот метод ценен для детального изучения поверхности Венеры.

Спектрометрия в разных лучах позволяет дополнить фотографирование новыми данными. Ее всесторонне стали применять как советские, так и американские космонавты (орбитальные корабли и станции «Союз», «Салют» и «Скайлэб»). Исследуется зависимость испускания, поглощения, отражения, рассеяния света различными объектами от длины волны. Сравнение спектрограмм с фотосъемкой аналогичных объектов позволяет использовать полученные данные в народном хозяйстве.

Наблюдения с орбиты обладают глобальными возможностями и оперативностью, в которой нуждаются многие отрасли науки и народного хозяйства. Изучение природных ресурсов Земли из космоса только начинается, и от него ожидаются значительные результаты [1].

4. Научное и практическое значение космических исследований и перспективы их развития

За короткий срок из отдельных экспериментов космические исследования превратились в широкую самостоятельную и важнейшую область науки и техники.

[1] См.: Бугаев В. А. Орбитальные станции и метеорологические наблюдения.— «Земля и Вселенная», 1974, № 2.

Космонавтика для решения своих задач синтезирует все самое передовое, что имеется в мировой науке и технике. С космонавтикой связан не только новый этап в изучении космоса, но и новая эпоха в развитии всей науки и техники. Развитие космической индустрии с ее небывало повышенными требованиями ко всем техническим решениям влияет на ускорение научно-технической революции в производстве.

Благодаря космическим исследованиям повысился уровень технических и теоретических разработок. Сплавы и материалы, разработанные специально для ракетно-космической техники, стали широко применяться в различных отраслях промышленности (легкие и прочные сплавы, термостойкие материалы используются в самолетостроении и других отраслях). В процессе проектирования самоходных аппаратов «Луноход» проведены научно-исследовательские работы по созданию новых смазочных материалов, которые были бы эффективны в условиях высокого вакуума (не испарялись бы и не давали свариваться трущимся металлическим поверхностям).

Учитывая условия открытого космоса на Луне, при которых происходит холодная сварка плотно соприкасающихся поверхностей металлов (вследствие испарения с поверхности окисных пленок), конструкторы разработали специальные электродвигатели постоянного тока для ведущих колес «Лунохода», не имеющих традиционных трущихся коллекторных пластин и щеток. Вместо них двигатели оснащены полупроводниковыми переключателями — бесщеточными возбудителями, которые могут осуществлять переключение под действием слабого сигнала, передаваемого с больших расстояний.

Подобная полупроводниковая система уже отлично зарекомендовала себя на Земле в условиях колоссальных нагрузок в сверхмощных генераторах (200 000 кВт). Перечень подобных примеров и фактической отдачи космонавтики уже достаточно велик [1].

Многие отрасли науки получили в свое распоряжение принципиально новые методы исследования, которые до начала космической эры казались фантастическими. Возникли и получили плодотворное развитие многие научные направления: космическая физика, космическая химия,

[1] См.: Хозин Г. С. Космос — народному хозяйству. М., 1972.

космическая биология и медицина, космическая геология, космическая метеорология и т. д. — и космические прикладные отрасли: материаловедение, двигателестроение, радиоэлектроника и другие, что означает глубокую космизацию науки и техники [1].

Космос является гигантской, многообразной и неисчерпаемой естественной лабораторией, незримыми нитями связанной с природой Земли. Выход в космос позволяет открывать ранее неизвестные явления и новые законы природы. Космические исследования резко усилили приток новой информации. Например, геофизический ИСЗ за первые десять суток работы принес больше информации о магнитном поле Земли, чем было получено земными методами за последние 100 лет.

Коллективные наблюдения и эксперименты на орбитальной станции «Скайлэб» в течение почти двух месяцев настолько обширны, что для обработки их результатов понадобится несколько лет.

Поэтому не случайно считается, что путь к познанию природы Земли, к усилению научно-технической мощи человеческого общества во многом лежит через космос, через раскрытие его тайн.

Космические аппараты дают материал для развития фундаментальных исследований. Область применения исследовательских спутников и космических аппаратов чрезвычайно широка.

Исследования внеатмосферных частиц высоких энергий, недоступных для земных ускорителей, весьма ценны для физики элементарных частиц (ядерная космическая лаборатория типа «Протон»).

Захватывающие перспективы приобрела астрономическая наука. Первые полеты внеатмосферных астрономических обсерваторий («Космос-215» имел 8 оптических и рентгеновских телескопов, американские спутники серии «ОАО» также снабжены различными телескопами) доказали возможность детального изучения звездного неба, планет, туманностей, галактики.

Радиоастрономические спутники могут развертывать в космосе облегченные антенны громадных размеров

---

[1] См.: Севастьянов В. И., Урсул А. Д. Эра космоса: общество и природа. М., 1971; Урсул А. Д. Экологические перспективы и космонавтика.— «Земля и Вселенная», 1976, № 2.

(спутник «Эксплорер-38» имеет размах антенн радиотелескопа примерно 500 м), что позволяет проводить ценные исследования радиоизлучения Солнца, планет, звезд и отдельных источников Галактики [1].

Космонавтика наряду с теоретическими задачами фундаментального характера все шире используется для решения прикладных, народнохозяйственных задач.

Метеорологические и геодезические исследования вносят ощутимый вклад в народное хозяйство. Успешно работает созданная в нашей стране космическая метеорологическая система спутников серии «Метеор», «Прогноз», «Космос». Они дают информацию, которая используется при составлении оперативных метеорологических карт облачности целых континентов и океанских просторов, ледового и снежного покрова. Своевременное обнаружение ураганов, шквалов и грозовой активности помогает избежать многих бед. Нередки случаи, когда корабли, находящиеся на океанских просторах, заранее предупреждают о грозящих им ураганах, что позволяет избежать возможной катастрофы.

Многие страны (Индия, Япония, Индонезия и др.) надеются с помощью ИСЗ эффективно бороться со стихийными бедствиями, которые неожиданно обрушиваются на их территории и наносят огромный ущерб хозяйству (ливни, смерчи, ураганы, бури, цунами).

В частности, СССР помогает Индии открыть национальную программу космических исследований в этом направлении. В апреле 1975 г. с территории СССР с помощью советской ракеты-носителя запущен первый индийский ИСЗ.

Атмосферные процессы имеют глобальный характер, и для их изучения необходимы усилия всего человечества.

Не случайно с 1974 г. начата международная программа изучения атмосферы. Значительная роль в ней отводится метеорологическим спутникам [2].

При ООН создана Всемирная метеорологическая организация, создается Всемирная служба погоды. Данные,

---

[1] См.: Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. М., 1974.

[2] См.: Космонавтика: состояние и перспективы (по материалам зарубежной печати). М., 1974.

поступающие с метеорологических спутников, автоматически обрабатываются быстродействующими ЭВМ.

На Земле немало труднодоступных районов, что препятствует организации всемирной сети геодезической службы. Геодезические ИСЗ помогают решать многие важные теоретические и практические задачи геодезии и картографии. Определение точных координат земных пунктов из космоса, «космическая привязка» пунктов, отстоящих друг от друга на тысячи километров, сравнение карт с космическими фотографиями районов и т. п.— все это имеет большое значение для геодезии и картографии.

Ощутимые результаты получает человечество от использования спутников связи.

В настоящее время успешно функционируют в СССР спутниковая система сверхдальней космической связи «Орбита» и подобная спутниковая система в США.

Спутники связи, запущенные на высокие или стационарные орбиты (в серии «Молния», «Телестар», «Интелсат»), обеспечивают совместно с земными передающими и приемными станциями сверхдальнюю и межконтинентальную передачу телевизионных программ, телефонных и телеграфных передач. Спутники выполняют роль активных или пассивных ретрансляторов. Разрабатываются планы непосредственного телевизионного вещания из космоса на потребительские приемники без использования релейных линий.

Космическая связь приобретает все большее значение в решении ряда практических задач образования и культуры. От ее развития и совершенствования зависит распространение культуры, особенно в отсталых и слаборазвитых странах. Конкретные программы ежегодно обсуждаются на конгрессах Международной астронавтической федерации и в ЮНЕСКО [1].

Большое будущее принадлежит обитаемым орбитальным станциям (ООС) и пилотируемым космическим кораблям. Первенство в создании первых ООС принадлежит СССР («Союз», «Салют»).

В США была запущена орбитальная станция «Скайлэб».

---

[1] См.: Белоцерковский О. М. Космос и образование. М., 1972.

Первый опыт народнохозяйственного использования орбитальных станций в изучении земных ресурсов позволяет утверждать, что это направление будет интенсивно развиваться. Свидетельством этому служит также проходивший в СССР в 1973 г. XXIV конгресс Международной астронавтической федерации под девизом «Космические исследования — их влияние на науку и технику».

ООС со сменяемыми экипажами станут экспериментальными базами для проведения многих научно-технических экспериментов: отработка и испытание агрегатов, устройств и систем космической техники (энергоустановок, двигателей, систем жизнеобеспечения, управления, ориентации, связи, индивидуальных средств — скафандров, средств передвижения), отработка операций сборки на орбите космических объектов, причаливания и стыковки космических кораблей и т. п.

Многие условия космоса (высокий вакуум, невесомость и др.), необходимые для некоторых технологических процессов, невоспроизводимы на Земле. Однако в недалеком будущем они будут выполняться непосредственно в космосе. Начало космической технологии положено в СССР (16.X.1969 г., «Союз-6») и затем в США (лето 1973 г., «Скайлэб»). Проведены эксперименты по сварке и резке металлов, которые в условиях Земли сварить не удавалось. В специальных электропечах получали сплавы из фракций, смешиванию которых в земных условиях мешает сила тяжести и архимедова сила. Проводились исследования поведения в невесомости расплавленных металлов и сплавов [1]. Обнаружилось, что смачиваемый металл при плавке в кокиле растекается по его стенкам, а несмачиваемый собирается в каплю и выходит из кокиля. В недалеком будущем в условиях космоса можно будет получать сверхчистые материалы с новыми свойствами, материалы из легких сплавов, армированные высокопрочными нитями или «усами» монокристаллов для нужд электронной промышленности, и т. п.

Сбывается мечта К. Э. Циолковского о создании постоянно действующих ООС и превращении их в базу для широких космических исследований и для развития межпланетных полетов.

---

[1] См.: Патон Б. Е. Космическая технология, ее влияние на науку и технику.— «Авиация и космонавтика», 1974, № 11.

Общими усилиями СССР и США в июле 1975 г. произведена стыковка на орбите пилотируемых кораблей «Союз» и «Аполлон». Интернациональный экипаж выполнил совместные эксперименты.

Как показывает опыт функционирования интернациональных космических программ (спутники «Интеркосмос», выполняющие программу социалистических стран, совместные советско-французские эксперименты по лазерной локации и т. д.), объединение усилий различных государств в целях интенсивного изучения космоса и ресурсов Земли не за горами. Начало этому уже положено не только совместным выполнением космических программ нескольких стран, но и развертыванием работ на международном ракетном полигоне в Индии, образованном по решению ООН.

Научно-техническая революция, темпы которой особенно возросли в космической науке и технике, является залогом успешного создания материальной базы коммунистического общества.

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

ЭЛЕМЕНТЫ КОСМОНАВТИКИ В КУРСЕ АСТРОНОМИИ

●

Глава IV

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

§ 1. Движение искусственных спутников Земли

В курсе астрономии в теме «Законы движения планет» необходимо закрепить и расширить представления учащихся об условиях запуска и законах движения космических аппаратов, полученные в курсе физики.

Вначале целесообразно напомнить те сведения о закономерностях движения ИСЗ, которые сообщались в курсе физики (понятие о первой и второй космических скоростях и т. п.). После этого надо более полно рассказать об эллиптических движениях космических аппаратов. При этом надо подчеркнуть, что круговое движение есть частный случай эллиптических движений небесных тел. Осуществить круговую орбиту ИСЗ весьма трудно, и не случайно, что существующие и существовавшие ИСЗ имеют эллиптические орбиты, более или менее отличающиеся от круговых. Для получения круговых орбит надо выдержать точное соответствие величины и направления вектора скорости в конце участка выведения расчетной величине круговой скорости на данной высоте. Отклонения от параметра круговых орбит почти неизбежны при запуске ИСЗ. Поэтому зачастую ракета-носитель сообщает ИСЗ скорость, несколько большую круговой, или разгоняет его не в строго горизонтальном направлении. Во многих случаях специально запускают спутники на эллиптические орбиты.

Затем можно рассмотреть два способа выведения ИСЗ на орбиту. Анализ формулы круговой скорости $v_{кр} = \sqrt{\gamma \frac{M_з}{r}}$ показывает, что величина скорости умень-

шается с увеличением высоты. Но это не означает, что получить орбиту спутника с большой высотой перигея легче, чем с малой высотой. Оказывается, что потери в скорости на преодоление силы тяжести (гравитационные потери) гораздо больше, чем уменьшение круговой скорости на этом отрезке высоты. Отсюда следует, что легче всего осуществить выведение на орбиту ИСЗ непосредственно в перигее B (рис. 44). Ракета-носитель стартует вертикально вверх и по определенной программе разворачивается на активном участке AB. Такая программа обеспечивает простоту пусковых устройств и благоприятные условия полета непосредственно после старта, а также более быстрое прохождение плотных слоев атмосферы с одновременным набором горизонтальной составляющей скорости. Чтобы получить орбиты с небольшой высотой перигея, при запуске должно быть обеспечено достижение заданной скорости для данной расчетной высоты.

Получение же орбит с большой высотой перигея (рис, 45) сопряжено с дополнительными трудностями (например, учет закона изменения массы для многоступенчатых ракет). Для этого рассчитывают, напри-

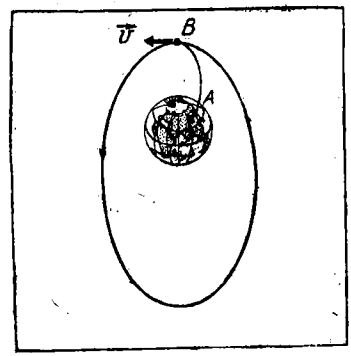


Рис. 44. Схема выведения ИСЗ на орбиту в перигее.

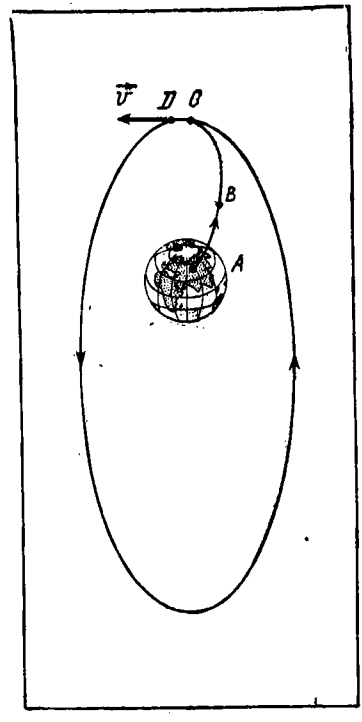


Рис. 45. Схема выведения ИСЗ на орбиту с большой высотой перигея.

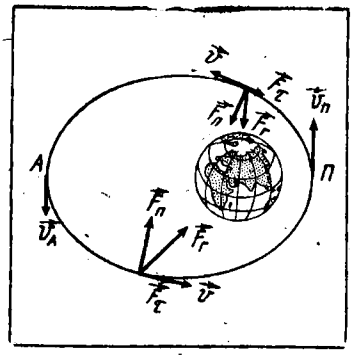


Рис. 46. К объяснению эллиптических траекторий искусственных спутников.

мер, такую программу выведения, когда по достижении некоторой скорости после запуска и выхода из плотных слоев атмосферы двигатели ракеты выключаются (точка *B*). При этом часть топлива остается неизрасходованной. Ракета-носитель в своем свободном полете поднимается по траектории *BC* до достижения заданной высоты. Затем двигатели последней ступени снова включаются, и на участке *CD* космический аппарат разгоняется до заданной скорости.

Получение орбит ИСЗ с большой высотой перигея необходимо для проведения научных исследований в большом диапазоне высот.

Так, советские космические аппараты серии «Прогноз», имеющие сильно вытянутые эллиптические орбиты с высотой в апогее 200 000 км, рассчитаны на длительные исследования магнитосферы Земли и солнечной деятельности. Малоэллиптические (почти круговые) высокие орбиты имеют стационарные спутники Земли.

Если ИСЗ удаляется от перигея (рис. 46), то на него действует тангенциальная составляющая гравитационной силы в направлении, противоположном его скорости. Поэтому его скорость на этом участке уменьшается, принимая согласно закону Кеплера наименьшее значение в апогее.

На участке же движения к перигею тангенциальная составляющая гравитационной силы по направлению совпадает с вектором скорости, отчего величина ее возрастает, принимая наибольшее значение в перигее.

Следует отметить, что если ИСЗ надо запустить на эллиптическую орбиту с большой высотой перигея, то сначала выводят спутник на низкую промежуточную орбиту. Используя дополнительный старт с этой орбиты (лучше всего это делать в ее апогее), выводят спутники на более высокие орбиты. Эти многоимпульсные маневры удобны также для запусков нескольких спутников одной

ракетой-носителем (бывали случаи запуска одновременно до десяти ИСЗ) на одну или несколько орбит [1].

Учитывая задачи, стоящие перед изучением раздела «Строение солнечной системы», далее можно разъяснить некоторые закономерности движения космических аппаратов в связи с рассмотрением принципов расчета космических траекторий.

Учащиеся уже подведены к пониманию того, что с тем или иным участком космических траекторий связан определенный характер действующих на космический аппарат сил, определяющих форму траектории. В связи с этим вначале следует рассмотреть вопросы освоения Луны.

§ 2. Лунные космические полеты

Как показывает опыт преподавания, вначале целесообразно охарактеризовать важные вопросы механики космических полетов на Луну, которые позволят учащимся ознакомиться с некоторыми условиями запуска межпланетных космических аппаратов.

При параболических скоростях полета космических аппаратов в конце участка окончательного разгона обеспечивается их выход из сферы действия Земли (по отношению к Солнцу). Но, как известно, Луна сама находится в сфере действия Земли (по отношению к Луне). При таких скоростях космические аппараты имеют значительные остаточные скорости в окрестностях Луны. Кроме того, при подходе к Луне аппарат ускоряется ее полем тяготения. Поэтому отсутствие атмосферы у Луны осложняет безопасный спуск и посадку аппарата и требует дополнительного расхода ракетного топлива на проведение необходимых орбитальных маневров аппарата (коррекция траектории).

От скорости аппарата в конце участка выведения на траекторию полета к Луне зависит и время ее достижения. Например, космический аппарат «Луна-2», впервые доставивший на Луну вымпел СССР, имел скорость в конце разгона около 11,3 км/с, а достиг Луны через полутора суток, имея остаточную скорость на границе сферы ее действия 2,3 км/с. Американская АМС «Пионер-10»,

[1] См.: Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. М., 1974.

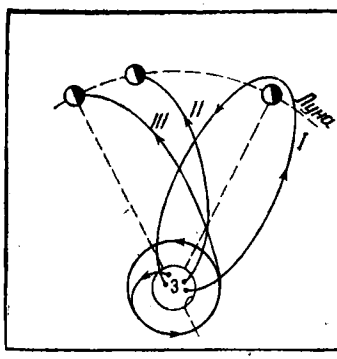


Рис. 47. Схема неуправляемого полета на Луну.

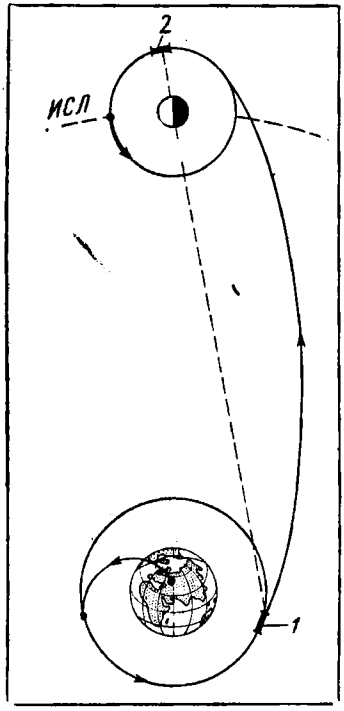


Рис. 48. Схема запуска искусственного спутника Луны:
1 — участок разгона; 2 — участок торможения.

направляясь в район Юпитера, достигла орбиты Луны уже за 11 ч при скорости в конце участка выведения 14 км/с.

Пилотируемые и автоматические лунники летят до Луны 3—5 суток («Аполлон-11» доставил 16/VII 1969 г. первых астронавтов в район Луны за трое суток).

Полеты к Луне возможны различными путями (рис. 47). Приведем пример некоторых из них:

I — облет по эллиптической траектории, *II* — полет по полуэллиптической траектории, *III* — запуск аппарата в направлении к Луне с орбиты искусственного спутника Земли.

Для создания на орбите вокруг Луны искусственного спутника используется также запуск с промежуточной орбиты ИСЗ (рис. 48).

К рассмотренным в курсе физики условиям запуска следует добавить выбор формы траектории, обеспечивающей энергетически выгодный запуск аппарата с максимально возможной полезной нагрузкой, наилучшие условия связи и наблюдения аппарата с территории той или иной страны и т. п. Это, как известно, зависит от выбора направления вектора скорости в конце участка выведения. Одна-

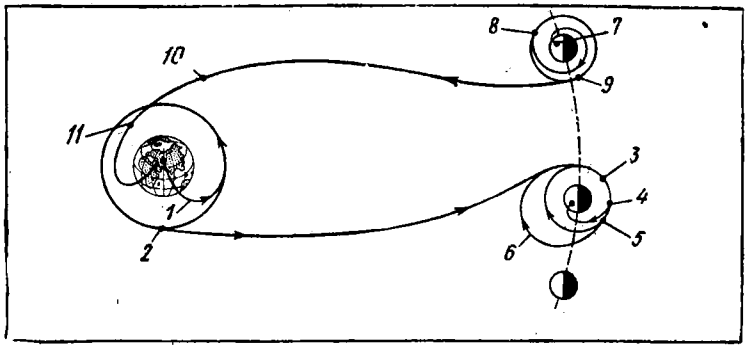


Рис. 49. Схема пилотируемого полета на Луну:

1 — первый старт; *2* — второй старт; *3* — первое торможение; *4* — отделение лунной кабины; *5* — переход на круговую орбиту; *6* — второе торможение; *7* — старт с Луны; *8* — стыкование с основным блоком; *9* — переход на траекторию полета к Земле; *10* — разделение; *11* — вход в атмосферу.

ко этих условий недостаточно для попадания в движущуюся и притягивающую Луну. Очень важным условием является также выбор момента старта.

Всестороннее освоение методики и отработка систем, обеспечивающих мягкую посадку аппарата на Луну, позволили добиться блестящих успехов в исследовании Луны. Непилотируемый полет лунных автоматических станций с мягкой посадкой можно показать на схеме полета автоматической станции «Луна», доставившей на Луну самодвижущуюся автоматическую лабораторию «Луноход-1» (схема во многом аналогична нижней части рис. 48).

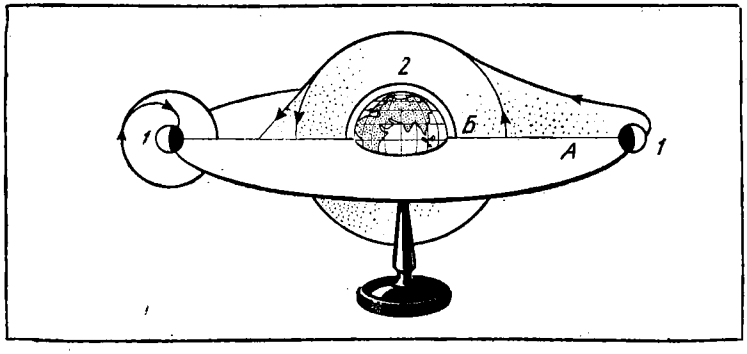


Рис. 50. Модель возможных сообщений между Землей и Луной.

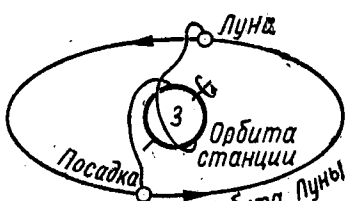


Рис. 51. Схема возможных сообщений между Землей и Луной.

Большой интерес представляет рассмотрение схем возможных сообщений между Землей и Луной. На примере хорошо освоенной схемы полетов астронавтов на Луну (рис. 49) поясняют необходимость тех или иных маневров с использованием тяги двигателей. На модели (рис. 50) [1], отражающей известный проект сообщения между Землей и Луной (рис. 51), можно рассказать о траекториях возможных сообщений, о важности идеи К. Э. Циолковского об использовании промежуточных космических станций. При определенном положении Луны *1* и Земли *2* с борта промежуточной станции стартует космический корабль в направлении Луны. Возвратиться с Луны он может по симметричной траектории, спустя определенное время.

При оценке времени полета к Луне следует учесть, что для полуэллиптической траектории, когда перигей орбиты находится вблизи поверхности Земли, а апогей — примерно на орбите Луны, большая полуось эллипса равна половине расстояния от Земли до Луны $a = \frac{a_л}{2}$. Так как время перелета к Луне равно половине периода обращения T аппарата вокруг Земли, то согласно третьему закону Кеплера имеем:

$\frac{T^2}{a^3} = \frac{T_л^2}{a_л^3}$, где $T_л$ — период обращения Луны вокруг Земли.

$$t = \frac{T}{2} = \frac{T_л}{2}\sqrt{\frac{1}{8}} \approx 4{,}83 \text{ суток}^2.$$

---

[1] Плоскости космических траекторий *Б* и лунной орбиты *А* могут быть изготовлены из гетинакса или твердого картона. Землю изображает малый учебный глобус, а Луну — два деревянных шара диаметром 40 мм. Стрелки указывают направление движения Луны, промежуточной станции и космического корабля.

[2] См.: Яров-Яровой М. С. О расчете траекторий полета к Луне.— «Физика в школе», 1973, № 5.

В заключение следует остановиться на путях освоения Луны.

1. Дальнейшие исследования основных свойств окололунного пространства, лунной поверхности и лунного грунта автоматическими космическими аппаратами и станциями. Это позволит, кроме получения важных научных результатов, отрабатывать и совершенствовать конструкции аппаратов для полетов человека на Луну.

2. Более широкое изучение Луны автоматическими станциями, включая и возвращение их на Землю, и дальнейшие полеты космонавтов на Луну.

3. Создание на Луне автоматических станций и установок научного и народнохозяйственного назначения, а также обитаемых комплексов.

4. Всестороннее использование Луны для практических целей: создание метеорологических, навигационных служб и служб связи. Организация систематических исследований на лунных базах, использование материальных ресурсов Луны для местных и других нужд.

§ 3. Межпланетные космические полеты

В разделах «Строение солнечной системы» и «Физическая природа тел солнечной системы» необходимо познакомить учащихся с некоторыми вопросами механики межпланетных полетов. Полет к какой-либо планете солнечной системы может происходить, вообще говоря, по различным траекториям. Однако следует напомнить учащимся, что вид траектории в гелиоцентрической системе отсчета (начало координат в центре Солнца, а оси направлены на неподвижные звезды) зависит от направления и величины скорости на границе сферы действия Земли по отношению к Солнцу (по-иному она называется добавочной скоростью). Сложение векторов орбитальной скорости Земли $\vec{v}_з$ и добавочной скорости $\vec{v}_{вых}$ дает начальную скорость $\vec{v}_0 = \vec{v}_з + \vec{v}_{вых}$ дальнейшего движения аппарата относительно Солнца.

В настоящее время для полета к планетам используются автоматические аппараты, определяющим условием для запуска которых является энергетический фактор. Для пилотируемых космических межпланетных аппаратов существенным становится также и фактор времени,

так как необходимо сокращение времени действия многочисленных опасных условий межпланетного полета (радиация, невесомость, метеоры и др.).

Кроме названных выше условий запуска межпланетного космического аппарата (МКА) — минимум энергетических затрат, получение заданной скорости выхода $\vec{v}_{вых}$, минимальное время перелета, имеются и другие связанные с ними условия.

Существенным условием является выбор момента наиболее благоприятного старта с Земли или с переходной околоземной орбиты искусственного спутника. Планета отправления и планета назначения движутся вокруг Солнца с разными скоростями, и взаимное расположение их постоянно изменяется. Для того чтобы МКА, стартуя с Земли, в заданное время достиг расчетной точки межпланетного пространства, нужно знать точное расположение планеты назначения относительно Земли в момент старта.

Энергетически наиболее выгодными орбитами МКА являются эллиптические орбиты (так называемые гомановские орбиты, по имени предложившего их немецкого ученого В. Гомана) [1], имеющие в момент старта общую касательную с орбитой планеты отправления, а в момент прибытия — общую касательную с орбитой планеты назначения.

Продолжительность полета МКА с Земли по полуэллиптической гомановской траектории составляет: к Венере — 146 дней (0,4 года), к Марсу — 259 дней (0,71 года), к Юпитеру — 2,73 года, к Сатурну — 6 лет, к Урану — 16,12 лет, к Нептуну — 30,6 лет, к Плутону — 45,5 лет.

Несмотря на то что орбиты Гомана требуют для своего осуществления минимальной затраты топлива, они не являются удобными во всех отношениях. Ввиду того что они наиболее длинны и продолжительны, малые ошибки в получении заданной скорости $\vec{v}$ в конце активного участка при старте могут вызвать значительные отклонения от цели к моменту прибытия.

Для учащихся небезынтересно самим вычислить время перелета МКА с Земли до планеты. Его можно выразить, пользуясь законом Кеплера. Так как МКА, движущийся по эллиптической (гомановской) орбите, является искусственной планетой, то можно сравнить его период

[1] См.: Фертрегт М. Основы космонавтики. М., 1969.

обращения T с периодом обращения Земли вокруг Солнца $T_з$:

$$\frac{T^2}{T_з^2} = \frac{r^3}{r_з^3},$$

где r и $r_з$ — соответственно большие полуоси орбит МКА и Земли, но $r = \frac{r_з + r_{пн}}{2}$, где $r_{пн}$ — большая полуось орбиты планеты назначения. Поэтому:

$$\frac{T^2}{T_з^2} = \frac{(r_з + r_{пн})^3}{(2r_{пн})^3}; \quad T = T_з \frac{r_з + r_{пн}}{2r_з} \sqrt{\frac{r_з + r_{пн}}{2r_з}}.$$

Искомое время $t = \frac{T}{2}$. Например, для полета к Венере $t \sim 0{,}4\, T_з$ (в годах), или ~ 146 суток.

Если ракетная система, предназначенная для межпланетного полета, обладает значительным запасом топлива, то время полета можно сократить за счет разгона до бóльших скоростей, чем это требуется для гомановских орбит. В этом случае орбиты будут представлять собой более вытянутые эллипсы, которые в отличие от гомановских орбит будут пересекать орбиту планеты назначения. Поэтому для решения многих задач (облет планеты, посадка и т. п.) МКА должен совершать коррекцию траектории, как правило, торможением в окрестности планеты назначения.

Ввиду некоторого различия в получении траекторий полета к внутренним и к внешним планетам необходимо эти проблемы рассмотреть раздельно.

Условия полета к внешним планетам. В сфере действия Земли траектория межпланетного корабля может быть параболической или гиперболической. Энергетически выгодно максимально использовать орбитальную скорость Земли $v_з = 29{,}8$ км/с. Вместе с учащимися надо выяснить, что для этого следует направить вектор остаточной скорости по направлению орбитальной скорости Земли. По таблице (рис. 52), где *1* — траектория выведения корабля на орбиту промежуточной станции, *2* — орбита промежуточной космической станции, можно рассказать о значении создания промежуточных космических станций в повышении точности запуска, уменьшении энергетических затрат, упрощении конструкции космического корабля и т. п. Далее можно сформулировать закономерность полета: для достижения внешней планеты с наименьшей добавочной скоростью или с

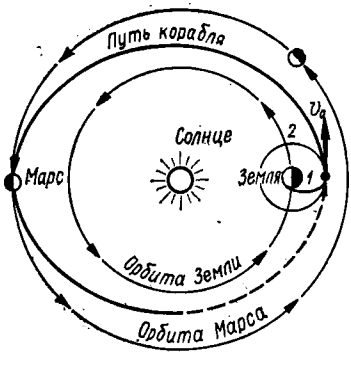


Рис. 52. Схема полета к Марсу.

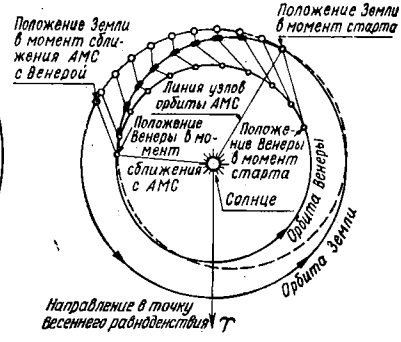


Рис. 53. Схема полета к Венере.

наименьшей затратой энергии необходимо вылететь с орбиты планеты отправления по направлению движения ее вокруг Солнца; тогда в перигелии траектория будет касаться орбиты планеты отправления, а в афелии — орбиты планеты назначения: путь равен половине эллипса [1].

Затем можно рассказать о некоторых подробностях полета к Марсу (времени полета и т. п.), о том, что в СССР с борта тяжелого ИСЗ были запущены первые автоматические межпланетные станции к Венере и Марсу. Здесь уместно остановиться на выяснении тех преимуществ, которыми обладает такой способ запуска по сравнению с запуском межпланетных аппаратов непосредственно с поверхности Земли.

Во-первых, точность траектории. Многоступенчатые ракеты-носители межпланетных аппаратов при старте с Земли вследствие разных причин (разделение ступеней, включение и выключение двигателей, изменение режима их работы, влияние атмосферы и т. п.) могут иметь некоторые отклонения от расчетного курса. Это в свою очередь вызывает отклонение фактической траектории аппарата от расчетной. При старте с борта тяжелого ИСЗ имеется возможность точно определить параметры его движения (скорость, высота, направление полета) и затем учесть неточности при выведении аппарата на межпланетную трассу.

[1] См.: Цандер Ф. А. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты. М., 1961.

Во-вторых, старт с борта ИСЗ требует меньшего разгона, так как при этом используется его орбитальная скорость около 8 км/с. Это также влияет на точность выведения.

В-третьих, повышение точности запуска обеспечивается также более точным выбором времени старта с борта ИСЗ в момент наивыгоднейшего положения планеты назначения.

В-четвертых, космические аппараты, стартующие со спутника Земли, могут иметь на борту значительно больше полезного груза, чем при старте с поверхности Земли. Следует отметить, что старт с орбиты требует соблюдения точной ориентации в условиях невесомости. Высокая точность запуска межпланетных станций в район Венеры и Марса, достигнутая советскими учеными и инженерами, указывает на совершенство советской космической науки и техники.

Условия полета к внутренним планетам. На примере полета к Венере можно показать, что в целях наименьшей затраты энергии путь корабля должен быть полуэллиптическим. Для этого необходимо, чтобы при выходе корабля из сферы действия Земли величина остаточной скорости была возможно меньше. Для иллюстрации можно показать траекторию советской автоматической межпланетной станции, запущенной с борта тяжелого ИСЗ в сторону Венеры (рис. 53).

При рассказе полезно воспользоваться моделями межпланетных траекторий.

Так как на космический корабль действуют силы тяготения нескольких небесных тел, то теоретическое решение задачи очень сложно. Поэтому модели могут лишь в известной мере схематически и приближенно отражать форму траекторий.

Старт и полет в плоскости орбиты Земли к другим планетам могут осуществляться только автоматическими станциями. Полет же космического корабля с людьми и живыми организмами в силу ряда условий (наличие поясов радиации и др.) должен происходить в плоскости, которая составляет с плоскостью планетарных орбит значительные углы.

Модели (рис. 54 и 55) могут изготовляться из широко распространенных материалов: твердый картон, фанера, гетинакс и др. Аналоги небесных тел — шары — изготов-

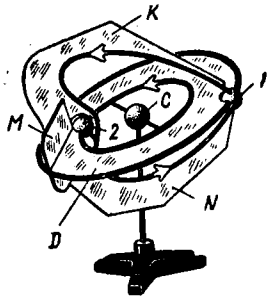


Рис. 54. Модель для демонстрации траекторий межпланетных полетов.

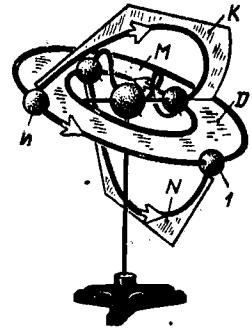


Рис. 55. Модель траекторий межпланетных полетов.

лены из древесины твердой породы. В шарах и плоскостях орбит (плоскость *D*) имеются гнезда, в которые входят штыри, закрепленные в плоскостях траекторий. Шары *1* и *2* могут поворачиваться вокруг осей крепления в плоскости *D*. Ввиду того что шары имеют ряд гнезд, можно в больших пределах изменять угол между плоскостями космических траекторий *K* и *N* и планетарных орбит *D*. Это особенно необходимо при рассмотрении условий межпланетных полетов. Указанные модели пригодны для иллюстрации при объяснении вопросов, связанных с полетами как к внутренним, так и к внешним планетам. Для этого в моделях надо снять плоскости *K* и *N* и развернуть их на 180° перед закреплением. Это позволяет теперь рассматривать внутреннюю планету *2* как планету отправления. В целях экономии материалов и места для их хранения модели лучше делать разборными с взаимозаменяемыми деталями.

Объяснение полета космического корабля на модели сводится к следующему. Плоскость траектории корабля *K* (рис. 54) определяется вначале силой тяготения планеты *1*, а потом и Солнца *C*. В зависимости от скорости корабля его траектория *K* может быть более или менее вытянутым полуэллипсом. Подходя после маневра к планете *2*, корабль огибает ее по дуге, лежащей в плоскости *M*, а затем возвращается к планете отправления по полуэллиптической траектории *N*, применяя дополнительное маневрирование, так как планета *1* движется по своей орбите.

Космический корабль может временно стать искусственным спутником планеты (рис. 55), а затем при подходящих условиях улететь по полуэллиптической траектории *N* к планете *1*.

Применяя раздвижной параллелограмм, у которого планки могут изображать скорость космического корабля и орбитальную скорость Земли или планеты, можно показать, что с увеличением угла между плоскостями орбит *K* и *D* уменьшается результирующая скорость (диагональ). При совмещении плоскостей скорости складываются, результирующая скорость при прежней скорости корабля имеет наибольшее значение. Таким образом, можно наглядно подтвердить ранее сказанное о выгодности такого старта.

Как показал опыт, учащиеся с большим интересом смотрят фильм «Я был спутником Солнца».

Глава V

ИЗУЧЕНИЕ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ МЕТОДАМИ КОСМОНАВТИКИ

§ 1. Достижения в области изучения Солнца

Программа по астрономии (раздел 4 «Солнце и звезды») предполагает изучение многих вопросов физики Солнца. Учащимся надо показать, что прогресс в исследованиях солнечной деятельности во многом обязан развитию космических полетов.

Как уже отмечалось, космические исследования позволили открыть грандиозное следствие солнечной деятельности — солнечный ветер. Это открытие в корне изменило представление о магнитосфере Земли и о процессах в ней. На примере влияния солнечной деятельности на геофизические процессы учащиеся убеждаются в наличии взаимосвязи и взаимной обусловленности явлений в природе. Понимание многих «земных» проблем геофизики зависит от раскрытия влияния космических факторов.

При изучении комет следует указать на то, что сейчас установленным является факт взаимодействия солнечного ветра с кометными хвостами. Изучение комет в свою очередь помогает исследовать солнечную активность.

Говоря об особенностях методов изучения Солнца, следует отметить, что спутники и другие космические

аппараты расширили возможности экспериментальных исследований солнечной активности. Это связано прежде всего с тем, что жесткое коротковолновое рентгеновское излучение, особенно усиливающееся во время солнечных вспышек, не доходит до поверхности Земли и поглощается атмосферой уже на высоте 40—50 км [1].

Появление рентгеновской гамма-астрономии и внеатмосферной спектроскопии обязано развитию ракетной и космической техники, которая дала возможность вынести аппаратуру за пределы земной атмосферы. Созданы различные рентгеновские телескопы (рефлекторы, телескопы датчикового типа, рентгеновские спектрогелиографы и другие приборы). Многие советские и американские космические аппараты имели на борту аппаратуру для исследования корпускулярного и коротковолнового электромагнитного излучения Солнца и звезд (аппараты типа «Космос», «Прогноз», «Интеркосмос», орбитальные солнечные обсерватории типа «OSO» и др.).

Исследования на спутниках «Интеркосмос» впервые показали, что рентгеновское излучение, порождаемое солнечными вспышками, поляризовано. Это однозначно указывает на происхождение рентгеновского излучения в результате торможения ускоренных электронных пучков при солнечной вспышке в нижних и более плотных слоях атмосферы светила [2].

Во время вспышки за короткие промежутки времени освобождается колоссальная энергия магнитного поля солнечных пятен. Эта энергия расходуется на нагревание солнечного вещества до десятков миллионов градусов, на ускорение протонов и электронов и на выброс солнечной плазмы в межпланетное пространство (солнечный ветер). Ввиду большой важности для науки изучения Солнца и, в частности, для прогнозирования космических полетов, особенно пилотируемых, для прогнозирования погоды в программе полета многих космонавтов значительное место отводится специальным наблюдениям Солнца (дви-

[1] См.: Шеффер Е. К. Вселенная в рентгеновских лучах.— «Земля и Вселенная», 1970, № 6; Мельников О. А., Попов В. С. Астроспектроскопия — язык Вселенной. М., 1973; «Земля и Вселенная», 1974, № 4. Номер посвящен обзору современных взглядов на физику Солнца.

[2] См.: Никольский Г. М. Солнечная корона и межпланетное пространство. М., 1975; Тиндо И. П. Рентгеновская астрономия. М., 1975.

жение солнечных пятен, фотографирование короны и т. д.). Космонавты на космической орбитальной станции «Скайлэб» неоднократно фиксировали развитие солнечной вспышки. Подобные исследования велись и на станции «Салют».

Ракетно-космические исследования позволили открыть ряд источников рентгеновского излучения несолнечного происхождения (от галактических и внегалактических объектов). Одним из возможных источников рентгеновского излучения наука считает так называемые нейтронные звезды [1], которые, по современным данным, являются важным звеном в цепи звездных превращений.

С созданием постоянно действующих орбитальных научных станций (а также научных станций на Луне) откроются благоприятные возможности для развития различных направлений внеатмосферной астрономии, в том числе и службы Солнца.

§ 2. Исследование физических условий на Венере, Марсе, Юпитере и Меркурии

Изучая физическую природу планет солнечной системы, необходимо изложить основные результаты космических исследований в данном направлении.

Венера

Доставка нескольких космических аппаратов в окрестность Венеры, спуск на ее поверхность советских КА «Венера» и пролет американских АМС уточнили важнейшие физические характеристики этой планеты.

Атмосфера Венеры состоит в основном из углекислого газа ($\approx 97\%$), азота в смеси с благородными газами ($\approx 2\%$), не более 0,4% кислорода, водяного пара на уровне конденсации ≈ 11 мг/л или $\approx 0{,}5\%$.

Некоторые прямые измерения температуры на ее поверхности дают результаты около 500° С. Атмосферное давление у поверхности Венеры около 100 атм. Плотность атмосферы у поверхности Венеры $\approx 17{,}9 \cdot 10^{-3}$ г/см^3.

Подтвердились прямыми измерениями наземные наблюдения о четырехсуточной циркуляции верхних слоев

[1] См.: Зельдович Я. Б. Нейтронные и коллапсирующие звезды.— «Наука и жизнь», 1973, № 5.

атмосферы, что соответствует скорости ветра ≈100 м/с. Обнаружена многослойность облачного покрова Венеры. Мощность облачного слоя более 10 км. Магнитные измерения показали, что своего магнитного поля Венера не имеет, однако солнечный ветер индуцирует слабое поле. Поясов радиации не обнаружено.

Началось непосредственное изучение поверхности Венеры космическими аппаратами. Советские АМС «Венера-9» и «Венера-10» после мягкой посадки впервые передали панораму поверхности Венеры. До этого ученые полагали, что поверхность Венеры подверглась значительной эрозии и сглаживанию рельефа вследствие высокой температуры и сильного ветра. Однако снимки неопровержимо доказали, что поверхность Венеры неровная, в месте посадки много камней и глыб разных размеров, некоторые из них имеют сохранившиеся грани излома. Вопреки ожидаемому плотная атмосфера Венеры хорошо пропускает солнечный свет, и на ее поверхности сравнительно светло.

Марс

Фотографирование поверхности Марса с борта КА принесло неожиданные результаты. Марсианская поверхность имеет много кратеров и похожа на лунную. Диаметр некоторых кратеров более 100 км, однако таких кратеров там меньше, чем на Луне.

Другой особенностью марсианской поверхности является ее неоднородность — имеются переходы от областей с большим количеством кратеров к областям, где их почти не наблюдается. На поверхности Марса возвышается несколько гор-вулканов значительно больших размеров, чем на Земле. Например, вулкан Никс Олимпика высотой 25 км у основания имеет ширину 500 км. Обнаружены огромные каньоны шириной от 80 до 120 км и глубиной от 5 до 6,5 км, а также извилистые каналы, напоминающие русла высохших рек.

Измерения с борта КА показали, что полярные шапки Марса состоят из твердой углекислоты. Кроме того, обнаружены полярные слоистые образования.

Сфотографированы с близкого расстояния оба спутника Марса — Фобос и Деймос. Оба они имеют неправильную форму и следующие размеры: Фобос (25±5 км

и 21±1 км) и Деймос (13,5±2 км и 12±0,5 км). Плотность кратеров на спутниках больше, чем на Марсе, что подтверждает наличие эрозионных процессов на планете.

Магнитное поле у Марса очень слабое (оно слабее земного в 3000 раз).

Атмосфера Марса сильно разрежена, давление у поверхности в 150 раз меньше атмосферного давления у поверхности Земли. Атмосфера Марса состоит наполовину из углекислого газа. Другую половину составляет азот (≈25%), аргон (≈25%) и следы других газов. Содержание влаги в 1000 раз меньшее, чем в земной атмосфере. Средняя плотность атмосферы у поверхности Марса $\approx 1{,}5 \cdot 10^{-5}$ г/см^3 и колеблется в зависимости от места и времени суток. Дневная температура на экваторе планеты 120° С, ночная —100° С.

Изучение атмосферы с борта советских и американских искусственных спутников Марса еще раз показало, что в ней наблюдаются сильные пылевые бури, застилающие надолго его поверхность. Данные исследований указывают на то, что поверхность Марса состоит из раздробленного вещества.

В ближайшее десятилетие Венера и Марс по-прежнему подвергнутся интенсивным исследованиям автоматическими аппаратами как с околопланетных траекторий их искусственных спутников, так и путем посадки на поверхность планет. Не исключена возможность доставки вещества с их поверхности на Землю. В плотной атмосфере Венеры планируется запустить дрейфующий зонд — аэростат из пластмассовой пленки для изучения метеорологических и других условий.

В настоящее время получены первые данные о характере взаимодействия солнечного ветра с верхней атмосферой Марса и Венеры [1].

У Марса, как и у Венеры, имеется ионосфера. Солнечный ветер, обтекая планеты, образует ударный фронт. Разогретая на ударной волне плазма обтекает Марс и Венеру. Характер обтекания несколько иной, чем у Земли с ее сильным магнитным полем. Ученые предполагают, что атмосфера Земли, Марса и Венеры имеет одинаковое происхождение, связанное с расплавлением их недр в прошлую эпоху.

[1] См.: Вайсберг О. Л. Новое о плазменных оболочках Марса и Венеры.— «Земля и Вселенная», 1974, № 2.

Юпитер

В настоящее время имеются результаты первых исследований Юпитера с борта АМС «Пионер-10», 4.XII 1973 г. прошедшей на расстоянии 130 000 км от поверхности, т. е. на расстоянии немногим больше его диаметра. В декабре 1974 г. другая АМС «Пионер-11» также прошла мимо Юпитера. Результаты этих исследований сводятся к следующему[1]. Как и ожидалось, Юпитер имеет мощную непрозрачную атмосферу и магнитное поле, которое оказалось более сложным, чем у Земли: в окрестностях Юпитера до расстояний 1,4 млн. км его можно считать полем диполя с напряженностью 4 Э, а далее до расстояний 8 млн. км, до которых простирается магнитосфера Юпитера, поле имеет недипольный характер. Полярность магнитного поля Юпитера противоположна полярности геомагнитного поля. Его магнитная ось составляет с осью вращения Юпитера угол 11°. Солнечный ветер на границе магнитосферы образует ударную волну, на которой происходит торможение частиц и их нагрев до 1 млн. градусов. Юпитер имеет 3 пояса радиации, более интенсивные, чем радиационный пояс Земли (примерно в 10 000 раз).

В атмосфере Юпитера обнаружены водород и гелий, метан, аммиак, дейтерий, этилен и ацетилен. Приборы не зарегистрировали заметной разницы температур дневной и ночной сторон (−133° С), что указывает на сильное динамическое перемешивание атмосферы. Обнаружено, что Юпитер принимает от Солнца в 2 раза меньше энергии, чем сам испускает. Все это дает основание предполагать, что Юпитер можно считать несостоявшейся звездой. Верхний слой облачности содержит аммиак, нижний — водород, метан и кристаллы замерзшего аммиака. Темные полосы Юпитера теплее светлых областей.

Интересные результаты получены о спутниках Юпитера. Масса спутника Ио оказалась на 20% больше, чем считалось до этого времени, плотность 3,5 г/см^3 (примерно равна плотности Луны). Ио и Ганимед имеют разреженную атмосферу, плотность которой примерно в 1000 раз меньше плотности земной атмосферы. Темпера-

[1] См.: Бронштэн В. А. Полет двух десяток.— «Земля и Вселенная», 1974, № 5.

тура поверхностей спутников составляет — 173° С. Ио имеет атмосферу толщиной 110 км и слой ионосферы.

Меркурий

АМС «Маринер-10» после пролета мимо Венеры 30 марта 1974 г. прошла вблизи Меркурия на расстоянии 720 км от его поверхности. Орбита «Маринер-10» была выбрана так, что до марта 1975 г. он трижды пролетал мимо Меркурия. Впервые полученные снимки поверхности Меркурия оказались сенсационными: Меркурий похож на Луну! Имеются многочисленные кратеры, чередование светлых и темных областей, глубокие и узкие долины (как лунная «Долина Альп»). Кратеры Меркурия по характерным признакам ближе к лунным, чем к марсианским. Кратеры Марса сглажены ветровой эрозией, тогда как молодые кратеры Меркурия, подобно лунным, сохранили резкие очертания и острые гребни валов. Кратеры Меркурия достигают 120 км в диаметре. Это объясняется наличием у Меркурия более разреженной атмосферы, чем атмосфера Марса. В атмосфере Меркурия обнаружены неон, аргон и гелий. У Меркурия обнаружено магнитное поле. Температура поверхности планеты изменяется в пределах от —185° С до +510° С. На первых снимках Меркурия видны застывшие лавовые потоки.

§ 3. Изучение метеорного вещества космического пространства

В дополнение к материалу учебника по этому вопросу целесообразно привести данные о метеорном межпланетном веществе. Благодаря космической технике изучение этого вещества стало возможным в околоземном, окололунном и межпланетном пространстве, а также в окрестностях Меркурия, Венеры, Марса, Юпитера и Сатурна.

Важность этих исследований связана с проблемой эволюции и строением тел солнечной системы, с выбором безопасных межпланетных трасс для космических полетов. В космонавтике имеются печальные примеры выхода из строя аппаратуры космических аппаратов по причине попадания микрометеоров. Изучается воздействие микрометеоров на поверхность оптических приборов и солнечных батарей и др.

Некоторые космические аппараты имеют противометеорные экраны, служащие с одной стороны для предотвращения или смягчения ударов более крупных микрочастиц, а с другой — для изучения метеорного вещества по следам в экране от ударов частиц (орбитальная станция «Скайлэб» и др.).

В окрестностях Земли на высоте 100—300 км обнаружено значительное сгущение метеорной пыли. Здесь частота ударов частиц на квадратном метре в секунду превышает межпланетную в тысячи и десятки тысяч раз.

В межпланетном пространстве датчики космических аппаратов зарегистрировали пространственную плотность метеорных частиц $5 \cdot 10^{-6}$ — 10^{-3} ударов на квадратном метре в секунду (для частиц с массой 10^{-8} г) [1].

Твердые частицы солнечной системы в основном движутся по эллиптическим орбитам вокруг Солнца в направлении орбитального движения планет.

Различными космическими аппаратами открыты неизвестные ранее метеорные потоки, в которых число ударов может доходить в среднем до 0,1 на квадратном метре в секунду.

Первый лунный искусственный спутник («Луна-10») на высотах 300—1000 км от поверхности Луны зарегистрировал сгущение метеорной пыли (по числу ударов оно превосходит в 100 раз межпланетное распределение). Его происхождение связывают, в частности, с выбросом с поверхности Луны пыли при ударах о нее метеоритов и микрометеоритов. Полезно напомнить при этом, что в составе лунного грунта имеются частицы с углублениями от ударов микрометеоритов.

Установлено (полет АМС «Пионер-10»), что пояс астероидов между Марсом и Юпитером имеет ширину 80 млн. км. Получена неожиданная для астрономов информация: зарегистрирована несколько меньшая предполагаемой плотность небольших частиц (диаметром 0,01—0,1 мм). Частота встречи с микрометеоритами оказалась такой же, как и до входа аппарата в пояс астероидов (ожидалось, что она возрастет в два раза). Кроме того, обнаружена неожиданно большая плотность относительно более крупных частиц размером 0,1—1 мм, причем

[1] См.: Минчин С. Н., Улубеков А. Т. Земля — Космос — Луна. М., 1972.

существуют две зоны максимальной плотности таких частиц, отстоящих друг от друга примерно на 80 млн. км. Некоторые крупные частицы размером 2—4 мм имели скорость примерно 16 км/с относительно АМС, что уже опасно для аппарата.

В настоящее время принято считать, что столкновение космических аппаратов с опасными по размерам микрометеоритами за время полета около года практически исключается. В то же время твердо доказано, что в окрестности крупных небесных тел имеются области сгущения метеорной пыли.

АМС установлено, что между орбитами Земли и Марса имеется большое скопление метеорной пыли.

С помощью специальных астрономических спутников серии «ОАО», которые оснащены ультрафиолетовыми и рентгеновскими телескопами, получены важные результаты о природе межзвездных пылевых облаков. Они содержат большое количество молекулярного и атомарного водорода и некоторого количества тяжелых элементов, а также твердые частицы.

§ 4. Достижения космонавтики в изучении Луны

До начала исследований Луны средствами космонавтики многое о физических условиях на Луне было либо совсем неизвестно, либо допускало различные объяснения. Инструментальные земные методы не могли исчерпывающе ответить на вопрос о рельефе поверхности обратной стороны Луны, происхождении кольцевых гор, характере верхнего слоя поверхности, химическом составе вещества и его физических свойствах и т. д.

Советские лунники положили начало экспериментальному изучению Луны непосредственно на ее поверхности. Считается, что единственная область знаний о Луне, куда менее всего проникла космонавтика,— это теория движения Луны. Однако и в этой области сделаны первые шаги. Первые искусственные спутники Луны позволили установить ее истинное гравитационное поле. И до этого ученые полагали, что Луна должна быть неоднородной. Но никто не ожидал, что во многих областях Луны вблизи ее поверхности (под известными круглыми лунными морями Дождей, Ясности, Влажности и др.) располагаются участки избыточных масс (масконы). Избытки масс

в них огромны (например, масса маскона Моря Дождей $15 \cdot 10^{14}$ т или $2 \cdot 10^{-5}$ массы Луны). Ускорение силы тяжести над ним возрастает на 0,23 см/с^2.

Возникновение масконов науке предстоит еще объяснить, а их влияние на лунные перелеты учитывается уже сейчас. Начавшаяся доставка на Луну астрономических и других приборов (телескопов, уголковых лазерных отражателей и др.) позволит уточнить вытекающие из теории характеристики вращения Луны.

Начали применяться геофизические методы для исследования загадочных недр Луны. На Луне пробурены первые скважины (глубиной до 3 м), куда помещены приборы для измерения тепловых потоков, установлены сейсмометры, астронавтами произведены первые сейсмовзрывы. Оказалось, что Луна «живет», в ее недрах происходят лунотрясения.

Фотографирование Луны с космических аппаратов позволило впервые составить карту обеих сторон Луны. На Луне много гор, долин, борозд, трещин, камней. На видимой стороне встречались глыбы размером до 20 м. Лунные моря, очевидно, представляют собой участки, затопленные вулканической лавой, образовавшейся при падении крупных метеоритов. Основной особенностью поверхности обратной стороны Луны является отсутствие морей. Весь этот материк, как и видимая сторона Луны, покрыт кратерами.

Много нового принесло изучение лунного грунта. На Землю советскими лунниками («Луна», «Зонд») и американскими астронавтами доставлено около 400 кг образцов лунного грунта из разных мест. Поверхностный слой Луны — реголит — представляет собой пласт толщиной в несколько метров, состоящий из раздробленных и измельченных масс: камни, осколки до нескольких миллиметров, порошкообразная масса, которая по слипаемости напоминает влажный песок (хотя в реголите воды нет).

Грунт имеет темно-серый или черноватый цвет. Оттенки цвета зависят от угла зрения, освещенности и положения источника света. В грунте много угловатых и округлых оплавленных частиц, похожих на застывшие капельки стекла или металла (рис. 56). Это указывает на механизм их образования из расплава. Среди угловатых частиц имеются брекчии — сцементированные частицы реголита. На Луне встречаются участки, где рего-

лит сплошь пылевидный, и ноги астронавтов погружались в него довольно глубоко (рис. 57).

Грунт обладает высокой степенью электризации, его частицы легко прилипают к предметам, изменяя их оптические свойства. В лунном грунте содержатся те же химические элементы, что и в земных породах; грунт различных районов Луны заметно различается по химическому составу. В некоторых местах необычно много титана, до 6% по весу. В чистом виде обнаружено только металлическое железо, которое обладает необычной способностью не окисляться. Радиоактивность лунной поверхности близка к радиоактивности земных базальтов.

На Луне имеются минералы, аналогичные распространенным минералам на Земле, однако из доставленных на Землю три минерала оказались неизвестными геологам. Минеральный состав Луны в различных ее районах неодинаков.

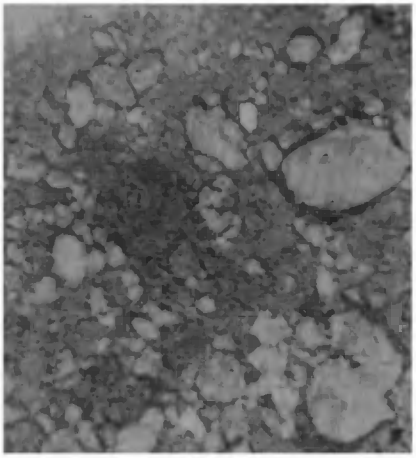


Рис. 56. Крупнозернистая часть нижней зоны колонки лунного грунта, доставленного автоматической станцией «Луна-16».

Рис 57 Космический корабль «Аполлон-12.

На снимке: одна из «ног» посадочного устройства «Сервейора». Рядом виден отпечаток «ноги», который получился в результате подпрыгивания станции при посадке.

Луна не обладает заметным магнитным полем. Однако некоторые доставленные образцы ее грунта неожиданно оказались сильно намагниченными. Кроме того, лунные магнитометры зарегистрировали локальные магнитные поля лунных пород. Имеются и другие необъясненные факты.

Найдена непомерно высокая концентрация инертных газов в грунте. Непотревоженная поверхность Луны содержит участки, в которых частицы грунта покрыты тонким слоем глазури. Это может быть результатом быстрого частичного расплавления вещества (например, при мощных солнечных вспышках, которые могли быть в прошлом).

Изучение лунного грунта позволило оценить его возраст. Один из камней грунта имеет возраст около 4,5 млрд. лет, что согласуется с примерным возрастом Земли.

Характер лунных пород свидетельствует о том, что Луна также прошла стадию магматической дифференциации.

Никаких биологических объектов на Луне не обнаружено.

Изучение Луны приближает нас к выяснению условий возникновения солнечной системы.

ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

ЭЛЕМЕНТЫ КОСМОНАВТИКИ ВО ВНЕКЛАССНОЙ РАБОТЕ

●

Глава VI

ВОПРОСЫ МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

Как показывает опыт, внеклассная работа по космонавтике должна носить систематический характер, отражать основные области космонавтики и дополнять ту систему сведений из этой науки, с которой учащиеся ознакомились на уроках.

Наиболее удобной формой внеклассной работы по космонавтике в школе является кружок [1]. На занятиях кружка могут быть поставлены доклады кружковцев, лекции руководителя, организованы экскурсии в планетарий, оформлены фотомонтажи и витрины, может быть организован выпуск стенных газет, изготовление моделей по космонавтике и т. п. Новые успехи космонавтики, как правило, сразу же обсуждаются на кружке.

Ниже приводится содержание ряда вопросов, которые могут быть рассмотрены на кружке.

§ 1. Элементарный вывод формул второй и третьей космических скоростей

Как известно, более строгий вывод формулы второй космической скорости предполагает знание дифференциального и интегрального исчислений. Но, учитывая важ-

[1] В настоящее время в ряде школ работают клубы, общества любителей астрономии и космонавтики, технические кружки по космонавтике и т. п., а также проводятся факультативные занятия по основам космонавтики. В тех школах, где последние не проводятся, на внеклассных занятиях можно рассмотреть наиболее важные вопросы программы факультатива по «Основам космонавтики».

Рис. 58. К выводу формулы второй и третьей космических скоростей.

ность этого вопроса для космонавтики и задачу расширения математического кругозора учащихся, на занятиях кружка можно вывести эту формулу следующим путем.

Для упрощения вывода примем во внимание действие на тело только поля Земли, считая его центральным.

Выберем точку B (рис. 58) настолько близко к бесконечно удаленной, чтобы на участке $r-r_B$ напряженность поля была постоянной, т. е. $g_B=\text{const}$ (поле однородно на этом участке). Для работы перемещения тела m из точки B в бесконечность можно записать: $A_{B\infty}=mg_B(r-r_B)$.

Но $g_B=\frac{\gamma M_3}{r_B^2}$, и тогда

$$A_{B\infty}=\gamma\frac{mM_3}{r_B^2}(r-r_B). \qquad (1)$$

В связи с изучением в курсе алгебры предельного перехода дальнейший ход рассуждения не представляет большого труда.

Можно считать, что при таком произвольном выборе точки B справедливо выражение $r_B^2=r\cdot r_B$.

Подставляя выражение для r_B^2 в равенство (1), будем иметь:

$$A_{B\infty}=\gamma\frac{mM_3}{r\cdot r_B}(r-r_B)=\gamma mM_3\left(\frac{1}{r_B}-\frac{1}{r}\right). \qquad (2)$$

Если расстояние KB разбить на бесконечно большое число сколь угодно малых отрезков $KK_1=r_1$, $K_1K_2=r_2$, ..., $K_nB=r_n$, чтобы на их длине можно было считать поле однородным, то для полной работы по перемещению тела m с поверхности Земли в бесконечность можно записать:

$$A_{K\infty}=A_{KK_1}+A_{K_1K_2}+\ldots+A_{B\infty}.$$

Так как на каждом участке работа может быть выражена формулой (2), то имеем:

$$A_{K\infty}=\gamma mM_3\left[\left(\frac{1}{R_3}-\frac{1}{r_1}\right)+\left(\frac{1}{r_1}-\frac{1}{r_2}\right)+\ldots+\right.$$
$$\left.+\left(\frac{1}{r_n}-\frac{1}{r_B}\right)+\left(\frac{1}{r_B}-\frac{1}{r}\right)\right.$$

Раскрывая скобки и складывая, находим:

$$A_{к\infty} = \gamma\, mM_з \left(\frac{1}{R_з} - \frac{1}{r}\right). \qquad (3)$$

При $r \to \infty$ выражение $\frac{1}{r} \to 0$.

Поэтому окончательно для работы получаем:

$$A_{к\infty} = \gamma \frac{mM_з}{R_з}. \qquad (4)$$

Далее уже известно, что $\frac{mv_{II}^2}{2} = \gamma \frac{mM_з}{R_з}$, и поэтому вторая космическая скорость выражается формулой [1]:

$$v_{II} = \sqrt{2\gamma \frac{M_з}{R_з}}, \qquad (5)$$

или $v_{II} = \sqrt{2} \cdot v_I$.

Можно решить несколько задач на нахождение скорости освобождения для Солнца, Луны, Венеры, Марса и др. Обращая внимание учащихся на формулу работы (4), надо подчеркнуть, что с увеличением массы космического аппарата возрастает и работа, совершаемая ракетой-носителем. Здесь можно отметить принципиальное значение для космонавтики мощных ракет-носителей.

* * *

Скорость освобождения от определяющего действия поля тяготения Солнца без учета земного тяготения и орбитального движения Земли может быть найдена из аналогичной формулы $v_{осв} = \sqrt{2\gamma \frac{M_C}{r}}$, где M_C — масса Солнца, r — средний радиус орбиты Земли, $v_{осв} = 42{,}4$ км/с.

[1] Известен иной способ нахождения этой формулы. См.: Кочина Е. А. Элементарный вывод формулы работы центральных сил, подчиняющихся закону обратного квадрата.— «Физика в школе», 1962, № 4.

Учитывая необходимость затраты энергии $\frac{mv_{II}^2}{2}$ на преодоление тяготения Земли и наличие орбитальной скорости Земли $v_з = 29{,}8$ км/с для случая наиболее благоприятного старта межзвездного корабля в направлении движения Земли по орбите, можно написать равенство:

$$\frac{mv_{III}^2}{2} = \frac{mv_{II}^2}{2} + \frac{m(v_{осв} - v_з)^2}{2},$$

откуда

$$v_{III} = \sqrt{v_{II}^2 + (v_{осв} - v_з)^2}.$$

Можно вычислить, что $v_{III} = 16{,}7$ км/с относительно Земли.

§ 2. Простой вывод III закона Кеплера на примере движения искусственных спутников

Можно показать всеобщность закона всемирного тяготения и вытекающих из него законов Кеплера, приведя при этом вывод III закона Кеплера на примере двух ИСЗ (для круговых орбит).

Пусть m_1 и m_2 — соответственно массы двух ИСЗ с радиус-векторами r_1 и r_2, обращающихся вокруг Земли с круговыми скоростями v_1 и v_2.

Для них можно написать

$$\frac{m_1 v_1^2}{r_1} = \gamma \frac{m_1 M_з}{r_1^2} \text{ и } \frac{m_2 v_2^2}{r_2} = \gamma \frac{m_2 M_з}{r_2^2},$$

или

$$\frac{v_1^2}{r_1} = \gamma \frac{M_з}{r_1^2} \text{ и } \frac{v_2^2}{r_2} = \gamma \frac{M_з}{r_2^2}.$$

Но

$$v_1^2 = \frac{4\pi^2 r_1^2}{T_1^2} \text{ и } v_2^2 = \frac{4\pi^2 r_2^2}{T_2^2}.$$

Подставляя значения v_1^2 и v_2^2 в предыдущие равенства, получаем:

$$\frac{4\pi^2 r_1}{T_1^2} = \gamma \frac{M_3}{r_1^2} \text{ и } \frac{4\pi^2 r_2}{T_2^2} = \gamma \frac{M_3}{r_2^2}$$

и далее

$$\frac{4\pi^2}{T_1^2} = \gamma \frac{M_3}{r_1^3}, \quad \frac{4\pi^2}{T_2^2} = \gamma \frac{M_3}{r_2^3}.$$

Разделив почленно эти равенства, окончательно получим:

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{r_1^3}{r_2^3}, \text{ или } \frac{T_1^2}{r_1^3} = \frac{T_2^2}{r_2^3} —$$

математическое выражение III закона Кеплера.

§ 3. Простой вывод формулы скорости космического аппарата для любой точки траектории

Эта задача небесной механики относится к проблеме двух тел, и строгое ее решение требует применения интегрального исчисления. Однако для элементарного вывода этой формулы необходимо лишь знание закона сохранения и превращения энергии, закона всемирного тяготения, I и II законов Кеплера [1].

Массой самого космического аппарата, как правило, можно пренебречь по сравнению с массой небесного тела, в сфере действия которого он движется.

Пусть космический аппарат m (рис. 59) обращается по эллипсу вокруг небесного тела M, которое находится в одном из фокусов эллипса. Орбита определяется большой полуосью a, фокусным расстоянием c, эксцентриситетом e, т. е.

$$OП = OA = a,$$

$$c = OM, \quad e = \frac{c}{a}.$$

Учащимся известно, что внутри сферы действия не-

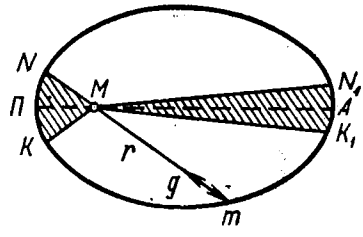


Рис. 59. К выводу формулы скорости космического аппарата для любой точки траектории.

[1] См.: Нисневич А. М. Вывод формулы скорости небесного тела.— «Физика в школе», 1962, № 2.

бесного тела M влияние на космический аппарат m других небесных тел можно исключить. В любой точке траектории его энергия остается постоянной. Если произвольно выбрать положение аппарата на орбите, то его полная энергия (кинетическая и потенциальная) будет такой же, как, например, в апогее A. Поэтому можно написать:

$$\frac{mv^2}{2} + mgr = \frac{mv_A^2}{2} + mg_A(a + c),$$

где v, g, r относятся к точке m, а v_A, g_A — к точке A. Если сократить это равенство на m и выразить ускорение на основе закона всемирного тяготения [1]

$$g = -\gamma\frac{M}{r^2} \quad \text{и} \quad g_A = -\gamma\frac{M}{(a+c)^2},$$

то получится:

$$\frac{v^2}{2} - \frac{\gamma M}{r} = \frac{v_A^2}{2} - \frac{\gamma M}{a+c}. \tag{1}$$

Для любых двух точек орбиты, например A и $П$, можно записать:

$$\frac{mv_A^2}{2} + mg_A(a + c) = \frac{mv_П^2}{2} + mg_П(a - c).$$

Так как

$$g_П = -\gamma\frac{M}{(a-c)^2}, \quad g_A = -\gamma\frac{M}{(a+c)^2},$$

то предыдущее выражение принимает вид:

$$\frac{v_A^2}{2} - \gamma\frac{M}{a+c} = \frac{v_П^2}{2} - \gamma\frac{M}{a-c}. \tag{2}$$

Формулируя далее второй закон Кеплера как закон сохранения площадей, описываемых радиус-вектором r за равные промежутки времени, можно написать: $S_{KNM} = S_{K_1N_1M_1}$. $\smile KN$ и $\smile K_1N_1$ — дуги, описываемые за единицу времени. Если выбрать очень малый промежуток времени и учесть в этом случае малую кривизну

[1] Знак минус означает, что векторы r и g имеют противоположные направления.

орбиты, можно принять, что $\smile KN$ и $\smile K_1N_1$ совпадают соответственно с хордами KN и K_1N_1, а эллиптические сектора KNM и $K_1N_1M_1$ совпадают ввиду этого с равнобедренными треугольниками $K_1N_1M_1$ и KNM. Поэтому $S_{\triangle KNM} = S_{\triangle K_1N_1M_1}$. Выразив площади, получаем:

$$\frac{a-c}{2} v_{\text{п}} = \frac{a+c}{2} v_{\text{А}},$$

откуда

$$v_{\text{п}}^2 = v_{\text{А}}^2 \frac{(a+c)^2}{(a-c)^2}. \qquad (3)$$

Подставляя это выражение в равенство (2), находим:

$$\frac{v_{\text{А}}^2}{2} - \frac{\gamma M}{a+c} = \frac{v_{\text{А}}^2}{2} \cdot \frac{(a+c)^2}{(a-c)^2} - \frac{\gamma M}{a-c}.$$

Затем можно найти $\frac{v_A^2}{2}$.

$$\frac{v_{\text{А}}^2}{2} = \gamma M \frac{a-c}{2a(a+c)}.$$

Если в равенство (1) сделать подстановку этого значения $\frac{v_{\text{А}}^2}{2}$, то получается следующее:

$$\frac{v^2}{2} - \gamma \frac{M}{r} = \gamma M \frac{a-c}{2a(a+c)} - \frac{\gamma M}{a+c},$$

или

$$\frac{v^2}{2} - \frac{\gamma M}{r} = -\frac{\gamma M}{2a}.$$

Окончательно отсюда получаем:

$$v^2 = \gamma M \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right).$$

Исследование полученной формулы приводит к интересным обобщениям. Если орбита космического аппарата круговая ($a=r$), то

$$v^2 = \frac{\gamma M}{r} \quad \text{и} \quad v = \sqrt{\gamma \frac{M}{r}},$$

т. е. мы получаем частную формулу круговой скорости ИСЗ: $v_{\text{кр}} = \sqrt{\gamma \frac{M_3}{r}}$. В случае параболической траектории

аппарата: $v^2_{пар} = 2\gamma \frac{M}{r}$, для гиперболической траектории можно записать:

$$v^2 = \gamma M \left(\frac{2}{r} + \frac{1}{a}\right).$$

§ 4. Некоторые вопросы механики межпланетных полетов

Важно подчеркнуть, что наукой установлена малая вероятность захвата космического аппарата, движущегося, например, от Земли, полем Луны и планет [1]. Чтобы иллюстрировать этот ценный для космонавтики вывод, анализируем далее вопрос о характере сближений космического корабля с небесным телом, например с Луной.

Чтобы скорость корабля относительно Луны была минимальной на границе сферы ее действия (относительно Земли), он должен двигаться в сторону орбитального движения Луны. Можно провести здесь аналогию с посадкой пассажира на движущийся трамвай.

Указанное условие можно выполнить, если космический корабль в момент сближения с Луной находится вблизи апогея своей эллиптической орбиты. Известно, что корабль при этом будет иметь минимальную скорость не более 200 м/с, а относительно Луны (с учетом ее орбитальной скорости 1 км/с) около 800 м/с. Это больше чем в 2 раза остаточной скорости относительно Луны (383 м/с) [2]. Поэтому траектория космического аппарата в сфере действия Луны будет представлять собой гиперболу. При возрастании скорости на границе сферы действия Луны эти гиперболические траектории будут все менее искривлены (рис. 60).

В связи с этим рассматривается вопрос об отлете с Луны. На модели (рис. 50) поясняется, что стартовать выгоднее против орбитальной скорости Луны.

Затем следует отметить необходимость коррекции

---

[1] См.: Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. М., 1974.

[2] Тело, запущенное со скоростью освобождения с поверхности Луны, на границе сферы ее действия имеет скорость 383 м/с.

траектории космического аппарата при подходе к небесному телу. Пользуясь моделями (рис. 54, 55), можно пояснить, что для этого космический аппарат должен иметь дополнительный двигатель и дополнительный запас топлива.

Можно рассмотреть различные виды облетных и долетных траекторий движения к Луне, поясняя рассказ рисунками, подобными рисунку 61, обращая внимание на учет действия поля Луны. Затем следует рассказать об искусственных спутниках планет.

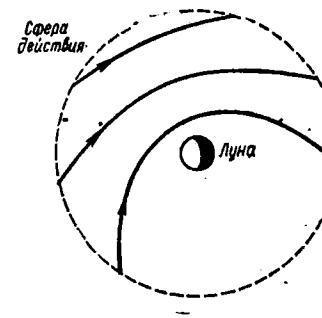


Рис. 60. Траектории космического аппарата в сфере действия Луны.

Круговые скорости обращения искусственных спутников планет рассчитываются по формуле

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{\gamma M_{пл}}{r_{пл} + h}},$$

где $M_{пл}$ и $r_{пл}$ — соответственно масса и радиус планеты. Для круговых траекторий, максимально близких к поверхности Луны, Марса и Венеры, круговые скорости соответственно равны: 1,65 км/с; 3,54 км/с и 7,35 км/с.

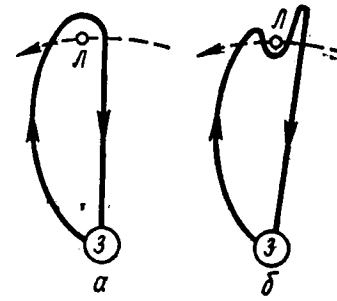


Рис. 61. Некоторые облетные и долетные траектории лунных аппаратов.

Период обращения спутников планет можно вычислить по формуле $T = \sqrt{\frac{3\pi}{\gamma\rho_{пл}}}$ (через среднюю плотность планеты) или $T = 2\pi\sqrt{\frac{r^3_{пл}}{\gamma M_{пл}}}$ (через радиус орбиты и массу планеты).

Следует более подробно остановиться на запуске первого спутника Луны («Луна-10», СССР, 31. III. 1966 г.).

Пользуясь рисунком, следует пояснить принцип запус-

Рис. 62. Возможная схема межпланетного полета.

ка искусственных спутников Луны (или других планет): выведение ракеты-носителя со спутником на промежуточную орбиту ИСЗ, второй старт в направлении планеты, коррекции траектории, торможение вблизи апоселения намеченной орбиты спутника Луны (или вблизи апоцентра другой планеты). В настоящее время у Марса тоже несколько искусственных спутников (серии «Марс», «Маринер»).

Необходимо также отметить проблему создания стационарных (синхронных) искусственных спутников (синхронно обращающихся вокруг планеты над одной и той же точкой ее поверхности). Зная период вращения планеты вокруг своей оси, можно по формуле периода вычислить радиус круговой орбиты стационарного спутника, а с помощью него и круговую скорость обращения.

Уже запущено несколько стационарных спутников Земли, которые входят в систему космической связи и метеослужбы.

Далее необходимо рассмотреть проблему целесообразности использования искусственных спутников и межпланетных промежуточных станций для дальнейшего развития космических полетов.

По таблице (рис. 62) можно разобрать возможную схему космического полета [1]. На большой высоте создается тяжелый ИСЗ, имеющий на борту все необходимое для функционирования в качестве промежуточной станции.

Затем с борта ИСЗ запускают космический корабль в направлении к планете. Космический корабль благодаря коррекции скорости становится искусственным спутником этой планеты.

С орбиты спутника на поверхность планеты спускается автономный аппарат. Оставшиеся на спутнике блоки обеспечивают возвращение к Земле.

Далее можно охарактеризовать выгодность таких сообщений (возможность накопления энергетических ресурсов на промежуточных станциях, экономия топлива,

[1] См.: Александров С. Г. и Федоров Р. Е. Советские спутники и космические корабли. М., 1961.

возможность использования для межпланетных перелетов конструктивно выгодных двигателей и форм — так называемых орбитальных кораблей с электрореактивными двигателями, увеличение массы полезного груза).

Вопросу создания орбитальных космических кораблей в космонавтике уделяется большое внимание, так как они позволят систематически осуществлять облет небесных тел [1].

В целях изучения Луны (особенно невидимой ее части) можно создать космический корабль-спутник Земли, обращающийся по вытянутой эллиптической орбите. Корабль будет встречаться с Луной через каждый сидерический месяц [2]. Поле тяготения Луны будет искажать траекторию корабля-спутника, и в связи с этим на борту орбитального корабля должен быть корректирующий двигатель, который помогает восстанавливать траекторию. Управляемый орбитальный лунный корабль может опускаться на ИСЗ, а затем снова стартовать к Луне.

Перспективно также создание межпланетных орбитальных кораблей. Этот вопрос можно рассмотреть на примере орбитального полета Земля — Венера [3].

Космический корабль стартует с Земли или промежуточной станции. Через 81 сутки он пролетает мимо Венеры. Некоторый автономный блок спускается на Венеру или на ее искусственный спутник. Остальные блоки корабля возвращаются к отправной точке на орбите Земли, куда попадают через 8 месяцев. Земля в эту точку приходит через 2 года. Таким образом, корабль сделает 3 оборота вокруг Солнца. Экспедиция при последующем прохождении корабля около Венеры возвращается на нем к Земле. Длительность пребывания на Венере — 568 дней.

В заключение нужно указать на возможность существования орбит для межпланетных орбитальных кораблей с различными моментами возвращения в район Земли и других планет.

Отдельно следует рассмотреть принцип использования гравитационных полей небесных тел для выпол-

---

[1] См.: Штернфельд А. Искусственные спутники. М., 1958.

[2] Под сидерическим месяцем понимается промежуток времени, в течение которого Луна совершает полный оборот вокруг Земли по отношению к звездам.

[3] См.: Штернфельд А. Искусственные спутники. М., 1958.

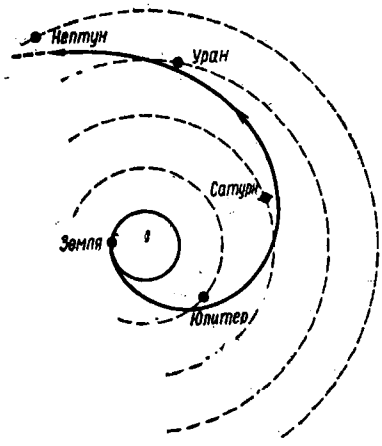


Рис. 63. Схема межпланетного полета с гравитационным маневром.

нения необходимого маневра с целью выхода на планируемую траекторию. Ранее учащиеся уже частично знакомились с этой проблемой, главным образом при обсуждении различных видов траекторий полета к Луне (см. стр. 93).

В связи с этим большой интерес представляет гравитационный маневр по программе «Большой тур» [1].

Согласно этому проекту предполагается осуществить последовательный пролет автоматической межпланетной станции около планет Юпитер — Сатурн — Уран — Нептун (рис. 63). Этот пролет возможен лишь при редко случающемся благоприятном расположении этих планет (ближайшее в конце 70-х годов, следующее — в середине XXI в.). Продолжительность полета — около 11 лет. Однако вначале осуществляются запуски АМС по программе «малого тура» в окрестности Юпитера («Пионер-10») и последовательно в окрестности Юпитера и Сатурна («Пионер-11»): «Пионер-10», пролетев мимо Юпитера (3.XI.1973 г.) и сфотографировав его, навсегда выйдет из солнечной системы. «Пионер-11», ускоренный полем Юпитера, направляется к Сатурну, к которому он подойдет в сентябре 1979 г.[2].

Полезно также подвести некоторый итог общему ознакомлению с различными видами космических полетов.

1. Полеты с последующим возвращением на Землю.

Маневры: ускорение при взлете с поверхности, торможение и посадка на поверхность.

---

[1] Программа «Большой тур».— «Земля и Вселенная», 1970, № 2; Гольдовский Д. Ю. «Большой тур» уступает место малому.— «Земля и Вселенная», 1972, № 4.

[2] См.: Левантовский В. И. Механика полета к далеким планетам. М., 1974.

Примеры: запуск спутников, космических кораблей, геофизических ракет, ракетных снарядов.

2. Полеты по орбитам спутников.

Маневры: компенсация аэродинамического сопротивления на малых высотах, коррекция орбиты, смена орбиты (запуск маневрирующих кораблей («Союз», «Аполлон» и др.), создание искусственной тяжести, ориентация спутника, сближение с другими спутниками, компенсация гироскопических эффектов.

Примеры: метеорологические спутники, астрономические спутники, промежуточные межпланетные станции, геодезические спутники, спутники связи, научно-исследовательские орбитальные спутники.

3. Межпланетные полеты.

Маневры: ускорение при сходе с орбиты спутника, ускорение при выходе на орбиту спутника, коррекция траектории, посильное отклонение от метеорного потока.

Примеры: космические корабли, ракеты-зонды.

4. Межзвездные полеты.

Возможны и комбинации из этих полетов [1].

§ 5. Сближение и стыковка космических аппаратов

Важным достижением космической техники последних лет является решение проблемы сближения и стыковки космических аппаратов. Над этой проблемой продолжают работать специалисты в СССР и США. Первая попытка сближения была продемонстрирована во время полета кораблей «Восток-5» и «Восток-6» (июнь 1963 г.), когда корабли сблизились на расстояние 5 км.

В январе 1969 г. в результате стыковки аппаратов «Союз-4» и «Союз-5» была создана первая экспериментальная пилотируемая орбитальная станция. Затем последовали стыковки кораблей «Союз» с долговременной орбитальной станцией «Салют» (рис. 64). Полеты американских астронавтов на Луну сопровождались операциями стыковки при полете к Луне и на селеноцентрической орбите после старта с Луны. Корабли «Аполлон» доставляли на космическую станцию «Скайлэб» сменяемые экипажи.

С развитием космических полетов техника стыковки приобретает исключительно важное значение. Намечае-

[1] См.: Корлисс У. Ракетные двигатели для космических полетов. М., 1962.

мые программы космических исследований свидетельствуют о том, что в ближайшем будущем наиболее активная космическая деятельность сосредоточится в основном в околоземном пространстве для решения научных и народнохозяйственных задач [1].

Крупные многоцелевые орбитальные станции в будущем станут базами для старта пилотируемых кораблей и крупных автоматических межпланетных аппаратов. Возвращающиеся аппараты будут доставлять на базы материалы исследования, здесь же будет происходить смена экипажей, заправка топливом и т. д. Сейчас даже трудно перечислить все назначения стыковки КА. Поэтому разработке стыковочных узлов необходимых параметров придавалось особое значение в совместном советско-американском космическом полете кораблей «Союз» и «Аполлон» (июль 1975 г.), одной из задач которого являлась отработка техники стыковки (рис. 65).

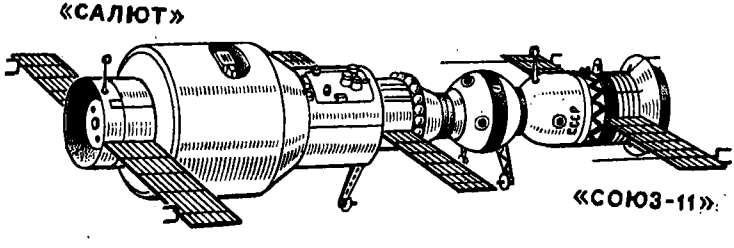


Рис. 64. Стыковка корабля «Союз-11» с орбитальной станцией «Салют».

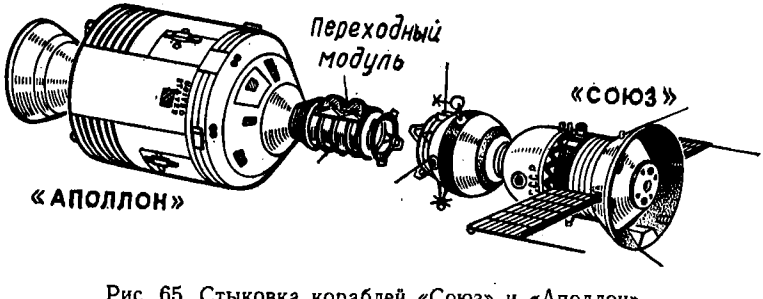


Рис. 65. Стыковка кораблей «Союз» и «Аполлон».

[1] См.: Бушуев К. Взаимопомощь в космосе.— «Наука и жизнь», 1973, № 4.

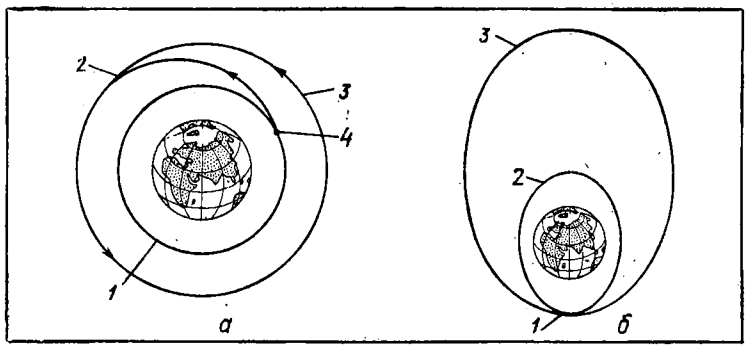


Рис. 66. Варианты сближения космических аппаратов:

а — *1* — орбита ожидания; *2* — точка встречи; *3* — орбита цели; *4* — старт;

б — *1* — встреча в перигее; *2* — орбита ожидания; *3* — орбита ожидания.

Могут быть применены различные варианты сближения КА, однако среди них выделяются два способа: а) с участка выведения на орбиту и б) с орбиты ожидания (рис. 66, *а*, *б*) [1].

Энергетически выгодно добиться того, чтобы плоскости орбиты цели и орбиты ожидания совпадали. По первому варианту сближения корабль (цель) запускается на круговую орбиту *3*, второй корабль является активным и выводится на орбиту ожидания *1*. Соответствующими маневрами он переходит на орбиту цели.

Второй вариант встречи состоит в том, что оба аппарата выводятся на орбиты ожидания *2* и *3*, причем аппарат-цель — на более высокую орбиту. В подходящий момент аппарат, находящийся на нижней орбите *2*, включает двигатель и поднимается на орбиту аппарата-цели *3*. Встреча и стыковка могут происходить в апогее и в перигее. Для «мягкой» стыковки необходим участок причаливания, который следует после этапа ближнего наведения. Этапы дальнего и ближнего поиска, причаливания и стыковки уже сейчас выполняются автоматически.

[1] См.: Хруцов Е. Так встречаются на орбите.— «Авиация и космонавтика», 1974, № 2.

Глава VII

ВОПРОСЫ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ, КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОТЕХНИКИ И РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ

На занятиях кружка есть все условия для того, чтобы расширить представления учащихся о некоторых важных вопросах ракетной техники.

§ 1. История развития ракетной техники

Этому вопросу целесообразно посвятить два доклада: один доклад охватывает период до запуска первого ИСЗ, второй — последующее время до наших дней.

В первом докладе важно показать зарождение обоснованных выводов о возможности космических полетов, отметив при этом выдающиеся заслуги отечественных ученых Кибальчича Н. И., Циолковского К. Э., Мещерского И. В., Цандера Ф. А. и других в развитии идей межпланетных полетов и ракетной техники.

Затем необходимо отметить то общее, что объединяет все виды ракет, и рассмотреть подробную компоновку узлов мощной ракеты с использованием для этого широко известных рисунков из доступной литературы.

Второй доклад раскрывает основные этапы истории практической космонавтики с момента запуска ИСЗ. Сопоставляя развитие космонавтики в СССР и в других странах, надо показать огромный прогресс нашей страны и в этой области.

При подготовке докладов можно воспользоваться следующей литературой:

1. Космодемьянский А. А. Теоретическая механика и современная техника. М., «Просвещение», 1975 (главы о К. Э. Циолковском и И. В. Мещерском).
2. Цандер Ф. А. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты. М., Оборонгиз, 1961.
3. Покорение космоса. М., «Машиностроение», 1969.
4. Бушуев К. Взаимопомощь в космосе. — «Наука и жизнь», 1973, № 4 (О проблеме стыковки кораблей на орбите).
5. Маленькая энциклопедия. Космонавтика. М., «Советская энциклопедия», 1970.
6. Гильзин А. К. Эра космическая. М., Детгиз, 1972.
7. Знакомьтесь, самолет и ракета. М., «Транспорт», 1972.
8. Апенченко О. Сергей Королев. М., Политиздат, 1969.

9. Каманин Н. П. Летчики и космонавты. М., Политиздат, 1972.

10. Миичин С. Н., Улубеков А. Т. Земля — Космос — Луна. М., «Машиностроение», 1972.

11. Евсеев В. Ядерное сердце ракеты.— «Техника — молодежи», 1971, № 4.

12. Гильберг Л. А. Ракеты и ракетные двигатели. М., «Знание», 1972.

13. Серегин А. В. Путь в космос. М., «Просвещение», 1974.

§ 2. Электроракетные, ядерные и квантовые ракетные двигатели

Электроракетные двигатели делятся на электротермические, плазменные и ионные. Иногда плазменные и ионные двигатели рассматриваются как виды электротермических двигателей.

Рассказывая о плазменных двигателях, вначале надо дать понятие о плазме как о рабочем теле двигателя.

Плазма — это особое состояние вещества, характеризующееся тем, что атомы или молекулы вещества не имеют полного количества электронов. Само оно в целом представляет нейтральную смесь из положительно заряженных осколков молекул или атомов и свободных электронов. В плазменных двигателях электрически заряженные частицы рабочего вещества могут ускоряться электрическим или магнитным полем; при этом ускоряется неразделенная плазма. Плазменные двигатели смогут работать продолжительное время.

Прототипы плазменных двигателей — плазмотроны уже несколько лет работают во многих лабораториях мира в качестве высокотемпературных источников (около 15 000—20 000°С) газовых потоков, используемых в различных целях, например для обдувки головных частей космических ракет, чтобы исследовать процессы, которые могут происходить при их движении в атмосфере.

Подробнее с плазменными ускорителями можно ознакомить учащихся на примере ускорителя с пересекающимися электрическим и магнитным полями (рис. 67). Он представляет собой своеобразный электромагнитный «плазменный насос», выбрасывающий с огромной скоростью струю плазмы. Плазма выбрасывается перпендикулярно действующему на нее магнитному полю.

Предполагается, что плазменные двигатели найдут

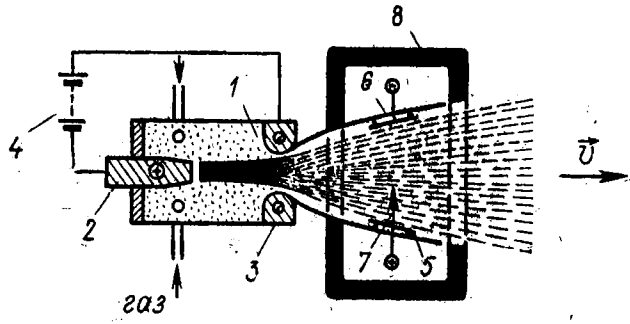


Рис. 67. Схематическое устройство плазменного ракетного двигателя: *1* — корпус двигателя; *2* — анод; *3* — катод; *4* — источник питания; *5* — анод тяговой камеры; *6* — катод тяговой камеры; *7* — направление электрического поля; *8* — катушка для создания магнитного поля.

широкое применение для управления спутниками, для перевода их с одной орбиты на другую, для оснащения автоматических лабораторий, предназначенных для исследования планет.

Ионные двигатели впервые предложены К. Э. Циолковским.

Ввиду огромной важности для космонавтики вначале следует рассмотреть вопрос об источниках энергии для двигателей будущего. Как уже отмечалось, химические источники энергии для этих целей малоэффективны из-за малого запаса энергии на единицу массы.

Солнечная энергия может быть использована в ионных двигателях для нагревания рабочего тела, в системе турбоэлектрогенератора или в системе фотоэлектрических и термоэлектрических преобразователей.

Ядерные источники являются наиболее подходящими для ионолета по своим свойствам (высокая удельная мощность, автономность и длительность работы). Ядерный источник может содержать миниатюрную атомную электростанцию, в которой теплообмен осуществляется жидким металлом (натрий). Космонавтика уже приступила к практической отработке ядерных источников энергии непосредственно в космосе (запуск спутников с ядерным источником энергии на борту).

Перспективным является использование термоядерных источников, непосредственно превращающих термоядерную энергию в электрическую (пульсирующая плаз-

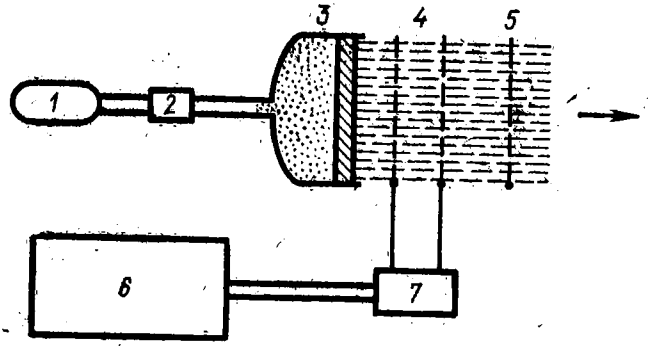


Рис. 68. Схематическое устройство ионного двигателя.

ма). Пульсирующая плазма, пересекая магнитное поле, возбуждает электрический ток.

Можно рассказать о принципе работы и устройстве ионного двигателя. Его силовая установка состоит из двух самостоятельных блоков. Один из них служит для получения электроэнергии, а другой — для подготовки рабочего вещества и его разгона. Рабочее тело хранится в баке *1* (рис. 68). В качестве рабочего тела лучше выбирать такие сравнительно тяжелые металлы [1], которые бы легко ионизировались при сравнительно низкотемпературном испарении. Системой подачи *2* рабочее тело подается в камеру, где оно нагревается до определенной температуры, а затем продувается сквозь пористую перегородку *3* из серии нагретых вольфрамовых сеток. Ионизированный таким образом тяжелый газ разгоняется потом в электрическом поле сеток *4—5* до больших скоростей (порядка 100—200 км/с). Снабжение энергией обеспечивает ядерная установка *6* с преобразователем *7*.

Надо объяснить учащимся, что, несмотря на название «ионный» двигатель, струя уходящего из тяговой камеры газа содержит нейтральные атомы рабочего тела. Можно пояснить, что если ракету будут покидать только поло-

[1] Согласно формуле $F = \frac{m}{t} v$ при прочих равных условиях для тяжелых металлов $\frac{m}{t}$ больше.

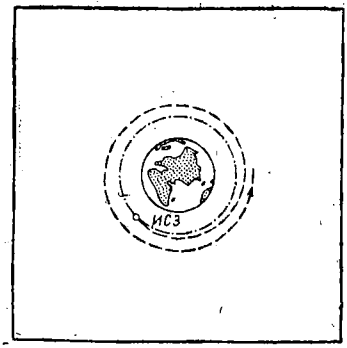


Рис. 69. Схема полета на Марс аппарата с малой тягой.

жительно заряженные ионы, то через некоторое время корпус ракеты зарядится до такого большого отрицательного потенциала, что дальнейшее выбрасывание ионов станет невозможным вследствие действия обратного поля. Поэтому в конце разгона ионов к ним с отрицательно заряженного эмиттера присоединяется поток электронов, нейтрализующих струю и позволяющих увеличивать ее плотность.

Можно привести пример использования ионолета для полета на Марс. Ионолет, стартуя с промежуточной станции (рис. 69), по раскручивающейся спирали уходит в межпланетное пространство. Чтобы доставить на Марс груз массой 150 т, ионолет должен иметь массу на старте 730 т, причем из них 370 т рабочего тела. При мощности ядерной силовой установки 23 тыс. кВт и разгоняющем напряжении 4900 В получаемая сила тяги 495 Н разгоняет ионолет с ускорением 0,007 м/с^2. Продолжительность полета в один конец составляет 400 суток. Компоновка ионолета может быть самой разнообразной.

Следует подчеркнуть, что электроракетным двигателям разных типов принадлежит большое будущее.

Хотя они развивают небольшую силу тяги, в космосе они окажутся незаменимыми, так как могут работать продолжительнее, чем термохимические ракетные двигатели. Расчеты показывают, что использование их на межпланетных трассах может обеспечить доставку более значительного полезного груза. Особенно они выгодны для полетов с промежуточной орбиты к дальним планетам солнечной системы. Сообщая хотя и небольшой импульс в течение длительного времени, электроракетный двигатель позволяет разогнать аппарат до значительных скоростей и сократить время полета, например, к Юпитеру с 2,7 года до 1,5 лет; к Сатурну — с 6,1 года до 2,5 лет; к Плутону — с 45 до 3 лет.

Весьма выгодны грузовые транспортные электроракетные корабли для доставки больших грузов в район

Луны (имеется проект доставки 91 т полезного груза за 52 дня) [1].

Ядерные ракетные двигатели (ЯРД) разрабатываются параллельно с совершенствованием термохимических двигателей. Им также принадлежит большое будущее в космонавтике. Источником энергии в ЯРД служит деление ядер тяжелых элементов в ядерном реакторе. Рабочее вещество перед выбрасыванием через сопло нагревается в реакторе до высоких температур, что позволяет разогнать его до больших скоростей ($\approx 10^4$ м/с), что в 2—3 раза больше, чем у термохимических двигателей. Удельная тяга (сила тяги, развиваемая двигателем при расходе 1 кг топлива в 1 с) первых образцов ЯРД на 50% выше, чем у лучших современных термохимических двигателей, хотя ЯРД пока уступают им в сотни раз в суммарной силе тяги. Для сравнения можно заметить, что лучшие образцы ЯРД США развивают силу тяги около $25 \cdot 10^4$ Н, а термохимические ракетные системы «Сатурн-5» — около $3 \cdot 10^7$ Н.

В поисках более высоких скоростей истечения рабочего вещества (а отсюда и увеличения силы тяги) конструкторы разрабатывают ядерные ракетные двигатели с пылеобразной, жидкой и газообразной активной зоной.

Для освещения проблемы квантового (фотонного) двигателя надо сначала рассказать о физических принципах, лежащих в основе идеи его создания, сообщить об истории открытия давления электромагнитных волн.

Сила давления солнечных лучей на освещенную поверхность Земли составляет $8 \cdot 10^9$ Н. Ф. А. Цандер впервые расчетами подтвердил возможность использования давления света для космических полетов. Далее можно перейти к вопросу о возможности создания установки, которая имела бы источник электромагнитного излучения, отражающегося от экрана и создающего тягу. Можно показать, что давление электромагнитного пучка при перпендикулярном падении на поверхность равно плотности энергии падающего и отраженного лучей. Для галактических полетов приемлемых сроков звездолет должен иметь экран колоссальных размеров (несколько квадратных километров), и его запуск вблизи Земли опасен [2].

[1] См.: Гильберг Л. А. Ракеты и ракетные двигатели. М., 1972.
[2] См.: Фертрегт М. Основы космонавтики. М., 1969.

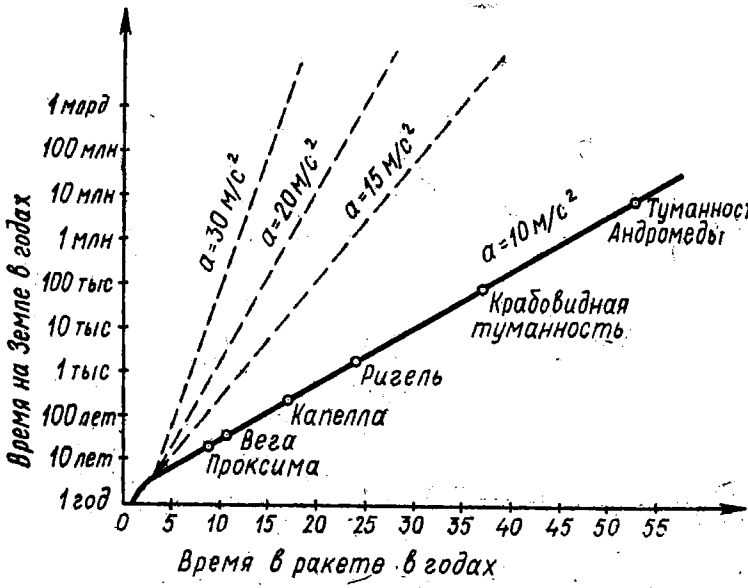


Рис. 70. График времени достижения различных космических объектов при различных ускорениях ракеты.

В заключение интересно сделать оценку времени полета на фотонной ракете, например, к звезде Проксима Центавра. Если принять ускорение $a = 9{,}81$ м/с^2, то конечная скорость разгона будет близка к скорости света, и поэтому при оценке времени путешествия земному наблюдателю необходимо учитывать замедление хода времени для космонавтов в движущейся ракете в $\frac{1}{\sqrt{1-\frac{v^2}{c^2}}}$ раз. По графику (рис. 70) можно найти время при различных ускорениях, необходимое для достижения различных пунктов назначения.

Наконец, полезно отметить некоторые эффекты, с которыми встретятся космонавты в фотонной ракете, летящей с околосветовой скоростью [1].

Как будет выглядеть звездное небо? Вид звездного неба изменится вследствие аберрации (для движущегося

[1] См.: Рытов С. М. Что увидит и с чем столкнется астронавт, летящий с околосветовой скоростью.— «Природа», 1960, № 4.

космонавта свет от далекой звезды приходит под иным углом, чем для неподвижного наблюдателя) и эффекта Допплера.

Вследствие эффекта Допплера изменяется спектр излучения звезд.

Из-за аберрации звезды «сгущаются» впереди звездолета и «раздвигаются» позади него. Например, при скорости звездолета, составляющей 0,866 от скорости света, вся передняя небесная полусфера для неподвижного наблюдателя умещается для космонавта в конусе с углом раствора 30°.

Интересно также остановиться на влиянии межзвездного газа и пыли. Например, при движении фотонного звездолета со скоростью 0,866 от скорости света в случае его столкновения с микрочастицей 1 мг он получает 21 млрд. кал. тепла. Эта энергия достаточна для обращения в пар 10 т железа или 30 т льда. Для звездолета это равносильно большому тепловому взрыву.

Так как межзвездная среда содержит в среднем один атом водорода в 1 $см^3$, то налетающие ядра водорода для звездолета становятся потоком протонов с энергиями 1 ГэВ, т. е. потоком космических лучей с интенсивностью 10^{10} частиц в 1 с на 1 $см^2$. Нормальная интенсивность космического фона в условиях Земли составляет 2 частицы на 1 $см^2$ в 1 с.

§ 3. Элементы гиперзвуковой аэродинамики

Сказанное ранее об особенностях движений на больших высотах и с большими сверхзвуковыми скоростями следует дополнить на кружке.

При движении тел со скоростями, превышающими в 4—5 раз скорость звука, появляются новые особенности. Кратко повторив ранее сказанное об этих особенностях, можно отметить, что нарушение ламинарности пограничного слоя ведет к образованию местных завихрений и к повышению температуры частей корпуса. При больших гиперзвуковых скоростях мощность, необходимая для охлаждения несущих конструкций, может превышать мощность, расходуемую на движение. Необходимо указать на меры борьбы с завихрениями (различного рода покрытия), вызывающими перегрев и искривление отдельных частей поверхности.

Необходимо подробнее пояснить причину выбора клиновидного профиля крыла для гиперзвуковых движений (см. стр. 46). Такую форму профиля уже имеют построенные экспериментальные высотные ракетопланы.

Эффекты при гиперзвуковых движениях (взаимодействие ударной волны с пограничным слоем, сильное нагревание несущих поверхностей, ионизация газа и т. п.) особенно важно учитывать при возвращении космических кораблей из космоса в атмосферу планеты. Следует особо подчеркнуть, что эту проблему космонавтики впервые удалось решить советской науке и технике (облет Луны советскими станциями «Зонд» и возвращение на Землю в заданный район; плавный спуск в атмосфере Венеры и передача на Землю данных о ее параметрах, выполненные АМС «Венера-4», аналогичный плавный спуск в атмосфере Марса АМС «Марс-3»).

При старте с Луны возвращаемый космический аппарат на границе сферы действия Земли (относительно Луны) должен иметь минимально возможную скорость для того, чтобы облегчить торможение при спуске на Землю. Постепенно разгоняясь в поле тяготения Земли, спускаемый аппарат на границе верхней атмосферы приобретает почти вторую космическую скорость. Поэтому для гашения такой скорости необходимо торможение.

Торможение только двигательной установкой энергетически нецелесообразно. Известно, что только в начальный период спуска орбитальных космических кораблей-спутников Земли используются тормозные двигатели. При посадке на Луну, где нет атмосферы, торможение необходимо в течение всего спуска.

В связи с этим плавный спуск на поверхность планет, имеющих атмосферу, может осуществляться с использованием аэродинамических сил (подъемной силы и силы аэродинамического сопротивления [1]). Как указывалось ранее (см. стр. 50), аппарат подвергается действию не только этих сил, но и действию мощных тепловых потоков вследствие образования ударных волн.

Оптимальная аэродинамическая форма рассчитывается в зависимости от типа аппарата (автоматический, пилотируемый) и параметров атмосферы планет. Например,

[1] См.: Иванов Н. М., Мартынов А. И. Проблема спуска космических аппаратов в атмосферах планет. М., 1972; Серегин А. В. Путь в космос. М., 1974.

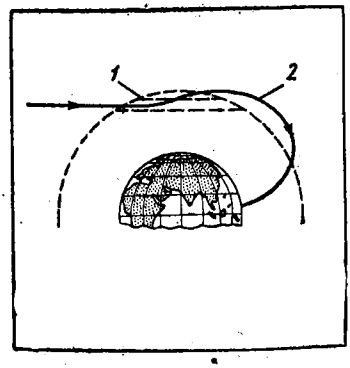


Рис. 71. Коридор входа космического корабля в атмосферу.

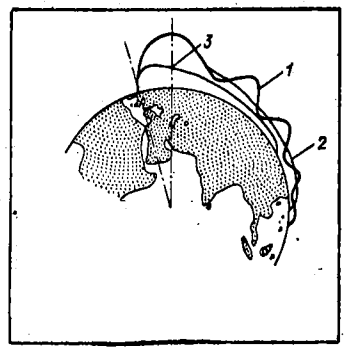


Рис. 72. Некоторые возможные траектории скоростных космических перелетов.

спускаемые на Землю аппараты имеют шарообразную или конусовидную форму, а аппараты, спускаемые в атмосферу Венеры и Марса, имели шарообразную форму. Для придания большой устойчивости космическим аппаратам при конструировании центр приложения аэродинамических сил смещают дальше центра масс (назад по ходу движения).

Если при посадке на Землю применялось торможение с использованием аэродинамического качества (см. стр. 52) с последующим введением парашютной системы, то при доставке спускаемого аппарата на Венеру и Марс осуществлялся баллистический спуск с выбором первоначального угла входа в атмосферу. Это дало возможность космическому аппарату выдержать большие перегрузки, которые при спуске на Венеру достигали 400 единиц! На участке мягкой посадки вводилась парашютная система.

Следует отметить, что использование аэродинамического качества космического аппарата при погружении его в верхние слои атмосферы планет является одним из энергетически выгодных методов создания искусственных спутников планет. При погружении в верхнюю атмосферу аппарат тормозится и выходит на орбиту спутника планеты [1]. Полезно рассказать о так называемом «коридоре

[1] См.: Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. М., 1974.

входа» в атмосферу (по высоте несколько десятков километров). Он представляет собой оптимальную область, попав в которую аппарат не может «отскочить» от атмосферы планеты и навсегда покинуть ее или погрузиться в атмосферу настолько круто, что возникшие перегрузки и нагрев будут угрожать его существованию (рис. 71).

В заключение можно рассказать о возможных путях развития гиперзвуковой авиации. Для конкретизации рассказа полезно воспользоваться рисунком 72, на котором изображены некоторые возможные траектории скоростных полетов ракетопланов: *1* — ныряющая, *2* — планирующая, *3* — баллистическая.

Ракетоплан, будучи поднят на большую высоту (около 30 км) и разогнан до сверхзвуковой скорости самолетом-носителем, затем стартует и в разреженных слоях атмосферы достигает гиперзвуковых скоростей. На пассивных участках (*1—2—3*) траекторий он, применяя различные маневры, достигает необходимой дальности и в то же время тормозится в атмосфере до скорости посадки.

Ракетоплан также может быть использован для спуска оборудования и людей с орбиты спутников Земли и других планет [1]. Ввиду того что эта проблема относится к числу ближайших перспектив космонавтики, ее необходимо обсудить подробнее.

Ближний космос будет осваиваться все нарастающими темпами. Началось развитие орбитальных космических станций, которому принадлежит большое будущее [2]. Разрабатываются также программы по созданию космической транспортной системы, состоящей из транспортных и буксирных космических кораблей. Транспортный космический корабль (ракетоплан) класса «Земля — орбита — Земля» может быть представлен как двухступенчатый ракетный самолет. Первая его ступень служит для разгона и подъема на необходимую высоту (после чего она совершает планирующий спуск на Землю), а вторая (ор-

[1] См.: Пипко Д. Проект «Космический челнок».— «Техника — молодежи», 1974, № 11. В статье описывается воздушно-космический корабль США, который планируется запустить на орбиту в 1978 г.; Одинцов В. А., Анучин В. М. Маневрирование в космосе. М., 1974.

[2] См.: Новокшонов Ю. И. Человек и техника в освоении космоса. М., 1972; Соколов В. Б. Проблемы космического транспорта.— «Земля и Вселенная», 1972, № 5.

битальная) ступень может совершать глобальные перелеты и доставлять грузы и пассажиров с минимальными перегрузками (≈3 единицы).

Буксирный космический корабль предназначен для перевозки космонавтов и грузов на околоземных орбитах, доставки грузов между околоземными орбитами, между Луной и селеноцентрическими орбитами. В перспективе планируется создание больших межорбитальных кораблей (по-видимому, с ядерными ракетными двигателями) для создания транспортной связи между околоземными и окололунными орбитами, для обслуживания КА, выведенных на геостационарную орбиту, и т. д. Важной особенностью ракетно-космических систем будущего станет многократное использование элементов системы. Создание указанных ракетно-космических средств связано с решением больших научных и технических проблем. Взять, к примеру, проблему теплозащиты конструкции при спуске на поверхность Земли.

На современных одноразовых спускаемых аппаратах тепловая защита из сублимационных материалов почти полностью обгорает и испаряется. Для кораблей многократного использования в транспортной космической системе нужна действующая или быстро заменяемая теплозащита. Поэтому предстоит создание новых теплозащитных материалов, которые смогли бы выполнять роль теплового экрана, отводящего тепловую энергию от конструкций корабля. Не менее сложная проблема выбора наилучшей аэродинамической формы корабля и его ступеней для полета как на малых, так и на космических высотах, как на малых, так и на больших гиперзвуковых скоростях. Ученые надеются, что объединенными усилиями наиболее развитых стран все трудности на пути развития космической транспортной системы будут устранены. О некоторых аспектах общей проблемы рассказывает фильм «Пилотируемые полеты будущего».

§ 4. Применение радиотехники и радиоэлектроники в исследовании космоса

С некоторыми вопросами применения в космонавтике радиотехники и радиоэлектроники школьники знакомятся на уроках. На внеклассных занятиях можно расширить представления учащихся об этом.

Прежде всего надо пояснить принципиальное различие земной и космической радиосвязи, где фактор скоростей и космических расстояний играет главенствующую роль.

Необходимо ознакомить учащихся также и с некоторыми научными данными, характеризующими космическое пространство: наличие межпланетной и межзвездной среды (пыль, газ, излучение), поясов радиации и ионосфер у Земли и планет, температура в различных частях солнечной системы и т. д., и с влиянием этих факторов на распространение радиоволн и на принципы разработки радиоаппаратуры. В связи с этим надо рассказать о выборе длины волны для линий космической радиосвязи, об оптическом «окне» и «радиоокне» земной атмосферы для волн длиной от 1 см до 10—45 м. Для связи между космическими аппаратами за пределами атмосферы можно использовать длины волн, не проходящих сквозь атмосферу.

Уместно затем рассказать об основных узлах современных мощных радиотелескопов и радиолокаторов (рис. 73): антеннах (подвижных и неподвижных), генераторах, коммутаторах ($К_1$, $К_2$), приемниках, усилителях, следящей системе (СС), обеспечивающей непрерывное слежение за объектом по определенной программе. Необходимо отметить применение в системе приемник — усилитель молекулярных усилителей.

Следует рассказать о важности для космических полетов (уточнение значения астрономической единицы, расчет траекторий) радиолокации планет и о заслуге советских ученых в этой области.

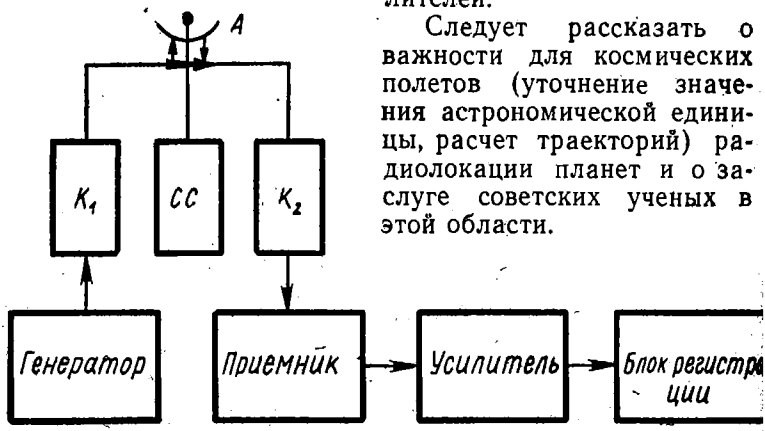


Рис. 73. Блок-схема узлов радиотелескопа.

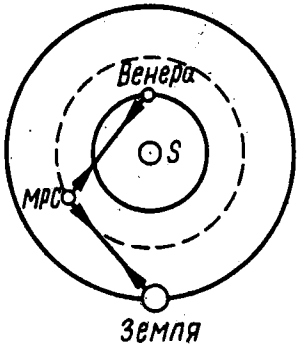


Рис. 74. Межпланетная ретрансляционная связь.

В этой же связи надо пояснить значение использования радиолокации в космической навигации для ограждения от столкновения с метеоритными телами, с другими космическими объектами, космических кораблей друг с другом, для определения расстояний и т. д.

В радионавигационных системах космической навигации широко используется эффект Допплера. Допустим, что ракета-носитель имеет постоянно работающий при запуске передатчик стабильной частоты. Ее сигналы принимаются земными пунктами связи, которые объединены в одном координационно-вычислительном центре. Измерив разность фиксированной и приходящей частот, автоматический измерительный комплекс совместно со счетнорешающими электронными устройствами вычисляет величину и направление скорости, следит за текущими параметрами движения аппарата и согласует их с программой, подает команды на разделение ступеней, определяет программу разворота и т. п.

Космическая радионавигация отличается от земной еще и тем, что имеет дело с быстродвижущимися космическими объектами, удаленными на большие расстояния. Поэтому она развивается в тесной связи с астрономией. Полезно напомнить здесь применение гироскопических приборов в управлении летательными аппаратами (см. стр. 59).

Раскрывая перспективы космической радиосвязи, можно указать на возможность использования системы радионавигационных межпланетных станций-маяков (межпланетных ретрансляционных станций МРС). По таблице (рис. 74) разъясняется назначение этих МРС. Предполагается, что МРС будут иметь мощные источники энергии, и это позволит им транслировать усиленный сигнал на большие расстояния.

Отдельно следует остановиться на развитии лазерной связи. Лазерные системы связи проходят испытание для связи наземных пунктов с КА в ближнем космосе. Следу-

ет ожидать их применение и в дальней космической связи [1].

Высокий уровень развития космической радиотехники и радиоэлектроники (приборы, автоматические устройства и т. п.) позволяет ИСЗ и другим КА разного назначения получать огромную информацию. Для ее приема, хранения и передачи на Землю созданы специальные технологические ИСЗ, находящиеся на геосинхронных орбитах.

Совершенствуется спутниковая связь. Самый лучший кабель для телефонной связи может одновременно обслуживать 720 каналов, а спутник связи — до 10000 каналов связи или 12 каналов цветного телевидения.

Средства дальней космической связи (большие антенны, чувствительные приемники, передатчики с высокостабильными частотами) позволяют не только измерять дальность и скорость КА, но и получать научную информацию о космосе. Используя эффекты распространения радиоволн, специалисты изучают тела солнечной системы. Широко применяется метод радиопросвечивания атмосфер планет и солнечной короны (космические аппараты «Марс», «Маринер»). Когда КА находится за планетой или Солнцем, то его сигнал сначала пронизывает атмосферу небесных тел. По замиранию сигнала, изменению частоты, фазы и т. д. ученые судят о плотности и температуре атмосферы, скорости ветра и т. п. Эти данные дополнили сведения, полученные от спускаемых аппаратов на Венеру и Марс. Изучалось замедление скорости радиоволны в гравитационном поле Солнца, эффект оказался в соответствии с предсказанием общей теории относительности.

Следует также отметить перспективы развития космической радиоастрономии, некоторые результаты изучения космических радиоисточников с борта специальных ИСЗ и т. п. [2].

В заключение интересно рассмотреть некоторые особенности связи земных радиостанций с фотонными звездолетами при околосветовых скоростях их движения, когда наиболее ярко выражаются следствия эффекта Допплера.

---

[1] См.: Федоров Б. Ф. Лазеры и их применение. М., 1973.

[2] См.: Матвеенко Л. И. Радиоинтерферометры. М., 1974.

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие 3

Часть первая

ЭЛЕМЕНТЫ КОСМОНАВТИКИ
В КУРСЕ ФИЗИКИ СРЕДНЕЙ ШКОЛЫ

Глава I. Вопросы теории движения искусственных спутников 5
§ 1. Понятие о первой космической скорости . . . . . —
§ 2. Понятие о второй космической скорости 11
§ 3. Изучение состояний весомости, невесомости и перегрузки 14

Глава II. Некоторые физические основы ракетной техники 38
§ 1. Методика изучения принципа реактивного движения . . —
§ 2. Ознакомление с элементами сверхзвуковой аэродинамики 42

Глава III. Методика ознакомления с важнейшими применениями радиотехники и радиоэлектроники в исследовании космоса 53
§ 1. Принципы получения электроэнергии на спутниках и космических кораблях . . . . . —
§ 2. Принципы управления движением ракет и космических аппаратов 58
§ 3. О методах исследования космического пространства . . 62
§ 4. Некоторые научно-технические достижения космонавтики и их значение 70
1. Развитие ракетной техники . . . . . —
2. Физические исследования околоземного космического пространства 72
3. Новые оптические явления в атмосфере. Изучение Земли из космоса оптическими методами 78
4. Научное и практическое значение космических исследований и перспективы их развития 81

Часть вторая

ЭЛЕМЕНТЫ КОСМОНАВТИКИ В КУРСЕ АСТРОНОМИИ

Глава IV. Некоторые вопросы механики космических полетов 88
§ 1. Движение искусственных спутников Земли . . . . . —
§ 2. Лунные космические полеты 91
§ 3. Межпланетные космические полеты 95
Глава V. Изучение небесных тел методами космонавтики . . 101
§ 1. Достижения в области изучения Солнца . . . . . —
§ 2. Исследование физических условий на Венере, Марсе, Юпитере и Меркурии 103
§ 3. Изучение метеорного вещества космического пространства 107
§ 4. Достижения космонавтики в изучении Луны 109

Часть третья

ВОПРОСЫ КОСМОНАВТИКИ ВО ВНЕКЛАССНОЙ РАБОТЕ

Глава VI. Вопросы механики космических полетов . . . 113
§ 1. Элементарный вывод формул второй и третьей космических скоростей . . . . . —
§ 2. Простой вывод III закона Кеплера на примере движения искусственных спутников 116
§ 3. Простой вывод формулы скорости космического аппарата для любой точки траектории 117
§ 4. Некоторые вопросы механики межпланетных полетов 120
§ 5. Сближение и стыковка космических аппаратов . . . 125

Глава VII. Вопросы ракетной техники, космической радиотехники и радиоэлектроники 128
§ 1. История развития ракетной техники . . . . . —
§ 2. Электроракетные, ядерные и квантовые ракетные двигатели 129
§ 3. Элементы гиперзвуковой аэродинамики 135
§ 4. Применение радиотехники и радиоэлектроники в исследовании космоса 139

Иван Васильевич Кожеуров

ЭЛЕМЕНТЫ КОСМОНАВТИКИ В КУРСАХ ФИЗИКИ И АСТРОНОМИИ

Редактор Л. Л. Величко. Художник С. А. Соколов.
Художественный редактор Т. А. Алябьева.
Технический редактор К. К. Колпакова.
Корректор Т. Н. Смирнова.

Сдано в набор 15/VI 1976 г. Подписано к печати 1/XI 1976 г. 84×108¹/₃₂. Бумага тип. № 3. Печ. л. 4,5. Услови. л. 7,56. Уч.-изд. л. 7,51. Тираж 40 000 экз. А07183. Заказ № 3360.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Просвещение» Государственного комитета Совета Министров РСФСР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли. Москва, 3-й проезд Марьиной рощи, 41.

Полиграфкомбинат им. Я. Коласа Государственного комитета Совета Министров БССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли, Минск, Красная, 23.
Цена 21 коп.

21 коп.