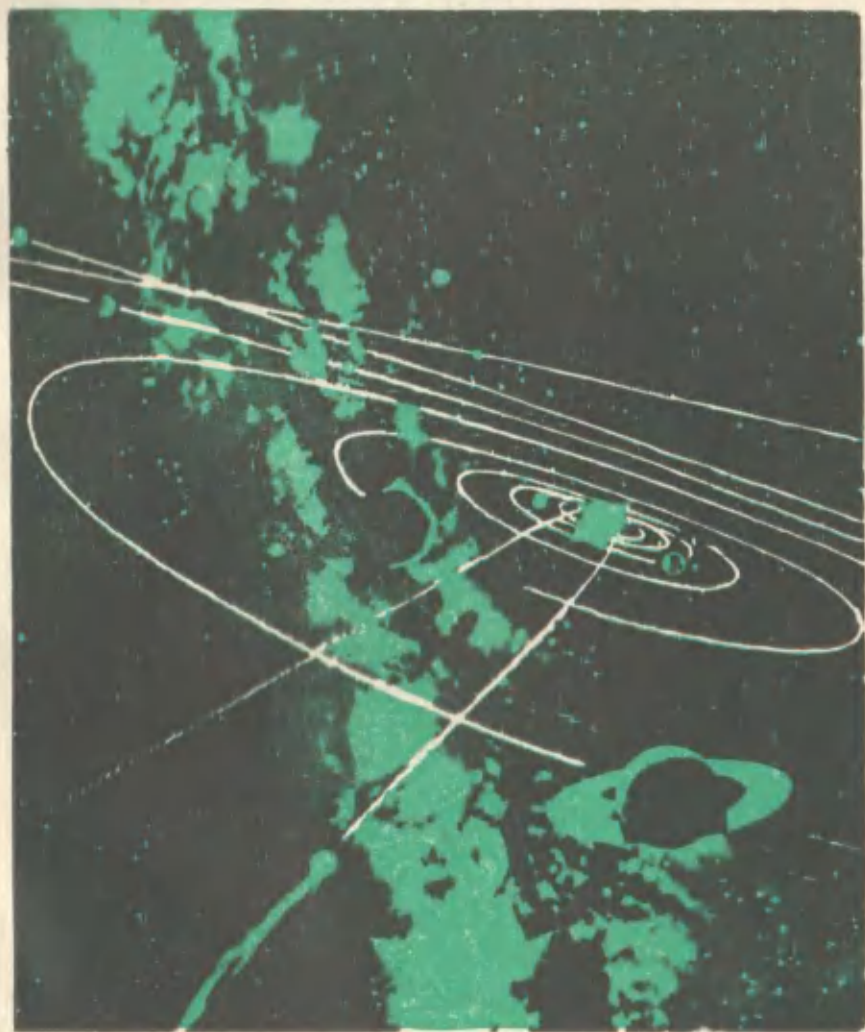


А.Д. Марленский

ОСНОВЫ КОСМОНАВТИКИ



А. Д. Марленский

ОСНОВЫ КОСМОНАВТИКИ

Факультативный курс

Пособие для учащихся

Москва «Просвещение» 1976

6Т6(075)

М 28

*Рекомендовано к изданию
Главным управлением школ
Министерства просвещения СССР*

Марленский А. Д.

М 28 Основы космонавтики. Факультативный курс.
Пособие для учащихся. М., «Просвещение», 1975.

144 с. с ил.; 2 л. ил.

Книга представляет собой пособие для учащихся по факультативному курсу «Основы космонавтики», написанному в соответствии с программой.

В пособии рассмотрен принцип действия ракет и движение их под действием силы тяги, изложен вывод искусственных спутников Земли на орбиты, описаны полеты космических аппаратов к Луне и планетам.

Кроме теоретического материала, в пособие включены вопросы, задачи и упражнения для учащихся.

М $\frac{60601-395}{103(03)-75}$ Инф. письмо

6Т6(075)

Глава I

Космонавтика и ее история

§ 1.1. Предмет космонавтики. Космонавтика представляет собой совокупность отраслей науки и техники, объединенных на основе отыскания эффективных средств для проникновения в окружающий космос с целью его изучения и освоения.

В более узком смысле под космонавтикой понимают полеты в космическом пространстве.

Слово «космонавтика» происходит от двух греческих слов: «космос» — Вселенная и «наутике» — мореплавание. Его можно перевести на русский язык как «плавание во Вселенной». Наряду с термином «космонавтика» в литературе можно встретить равнозначный ему по содержанию термин «астронавтика», первая часть которого происходит от греческого слова «астрон» — звезда. Следовательно, астронавтика означает «звездоплавание». Термин «космонавтика» точнее и шире определяет суть предмета, так как содержание термина «астронавтика» указывает лишь на одну из далеких целей космических полетов.

В советской литературе более употребителен термин «космонавтика».

Содержанием космонавтики является изучение целенаправленных движений в космическом пространстве, практика создания управляемых ракет, способных выводить в космос автоматические и пилотируемые космические аппараты (КА), а также организация технических служб для обеспечения успешного выполнения планируемых космических полетов.

Осуществление космических полетов стало возможным благодаря планомерным исследованиям во многих областях науки и техники и было подготовлено трудом многочисленных коллективов ученых, инженеров и рабочих различных специальностей. Поэтому космонавтика с точки зрения исторически сложившегося разделения наук и областей техники представляет собой определенный синтез человеческих знаний. Изложение вопросов, имеющих отношение к космическим полетам, можно встретить во многих разделах современной науки и техники. При поисках литературы по космонавтике следует, однако, иметь в виду, что основная ее масса в библиотечных каталогах указывается в отделе транспорта вслед за авиацией. Такая классификация подчеркивает, что КА — это один из видов транспортных средств и что освоение космоса является

следующей задачей человечества после покорения воздушной среды аппаратами тяжелее воздуха.

Включение космического пространства в сферу человеческой деятельности — важная веха в истории мирового научно-технического прогресса, которая несомненно окажет большое влияние на дальнейшее развитие всего человеческого общества. Уже в настоящее время становится возможным разрешение целого ряда научно-технических народнохозяйственных задач, таких, как создание глобальной радио- и телевизионной связи, метеослужбы, высокоточных навигационных систем, позволяющих надежно водить самолеты и морские корабли вне зависимости от состояния погоды; создание орбитальных космических лабораторий для исследования электромагнитных и корпускулярных излучений небесных тел, изучения Земли и ее ресурсов, проведения внеземных экспериментов и решения других вопросов. Большое количество различных проблем, связанных с освоением космоса, свидетельствует о том, что роль космонавтики далеко выходит за рамки обычных транспортных вопросов. Космические аппараты не только представляют собой новое средство передвижения, но и являются новым исключительно важным орудием познания Вселенной, орудием для исследований и освоения окружающего космического пространства.

§ 1.2. Космонавтика и другие науки. Космонавтика тесно связана с ведущими естественными науками: астрономией, физикой, химией, биологией, а также с математикой и многими техническими науками.

Астрономия предоставляет космонавтике широкий круг различных сведений о распределении небесных тел в космосе, о законах их движения, строении, химическом составе и физическом состоянии, а также характеризует процессы и явления, которые происходят на небесных телах и в окружающем их пространстве.

Чем полнее будут сведения об окружающей среде и находящейся в ней телах, тем эффективнее их можно использовать для нужд космонавтики и сделать космические полеты более успешными и надежными.

Широки и многоплановы связи космонавтики с физикой. На физические законы опираются ученые и инженеры при разработках конструкций летательных аппаратов, посылаемых в космос, управлении их движениями и получении от них информации. Так, фундаментальной теоретической основой движения ракет, выводящих в космос летательные аппараты, является раздел механики, изучающий движения тел переменной массы. Движения ракет в земной атмосфере рассчитываются с применением законов аэромеханики.

Создание мощных ракетных ускорителей для нужд космической техники потребовало фундаментальных исследований в области физики горения и истечения продуктов сгорания.

Большие физические исследования были проведены при решении вопросов сверхдальней космической связи, автоматического регу-

лирования, прецизионного управления и т. д. Трудно указать раздел современной физики, который не служил бы делу освоения космоса.

Космонавтика опирается на химию — науку, изучающую состав, внутреннее строение и превращение веществ. Космическая техника предъявляет высокие требования к различным свойствам веществ, поэтому химикам приходится много работать над созданием новых материалов с повышенными параметрами, такими, как прочность, небольшая плотность, жаростойкость, износостойкость, долговечность и т. д. При этом материалы должны выносить перегрузки, вибрации, жесткую радиацию, резкие температурные переходы, сохраняя нужные для космической техники качества. В природе нет материалов, которые воплотили бы в себе все вышеперечисленные качества. Найти в каждом отдельном случае нужные материалы с наилучшими свойствами, показать пути их синтеза, разработать приемлемую технологию, дать необходимые рекомендации по использованию этих материалов — важная задача химии в области космической техники. Задача эта комплексная и решать ее химикам приходится совместно с физиками, металлургами, геологами, строителями и представителями многих других специальностей.

Проведение исследований в области космонавтики невозможно без применения математики. В истории человечества ни одна область техники еще не ставила столь разнообразных математических задач и не нуждалась в проведении такого большого объема вычислительных работ, как этого потребовала космическая техника. Сложные математические расчеты необходимо проводить на всех стадиях конструирования, изготовления и посылки сделанных аппаратов в космос. При этом успешное решение многих технических проблем стало возможным в результате проведения интенсивных исследований в целом ряде областей математики.

Большие математические исследования потребовались при изучении движения искусственных небесных тел. Разработанные в астрономии математические методы определения орбит естественных небесных тел оказались во многом недостаточными для описания движения искусственных небесных тел.

Внесение поправок в траектории движений, проведение сложных маневров в космосе — все эти инженерные проблемы поставили перед математикой значительное количество разнообразных задач, быстрое и точное решение которых стало возможным на основе применения электронных вычислительных машин.

Нужды расчетов космических траекторий стимулировали постановку и решение ряда задач оптимизации — особого класса математических задач по нахождению наилучших вариантов при большом количестве переменных величин и большом выборе начальных данных.

В космонавтике широко используется опыт многих технических наук. Создание современной космической техники

стало возможным в результате творческого объединения усилий ученых, инженеров и техников, работающих в различных областях промышленного производства: металлургии и машиностроения, горнодобывающей и нефтеобрабатывающей, радиоэлектронной и других отраслях промышленности.

Особенно большой вклад в развитие космонавтики внесли работники авиационной техники — области, которая явилась своеобразным трамплином при решении ряда технических задач космонавтики.

Потребности современной космической техники и связанных с ней производств настолько разнообразны и обширны, что трудно назвать такую техническую специальность, представители которой не принимали бы участия в деле успешного освоения космоса.

Необходимо особо отметить, что связи космонавтики с различными науками не односторонние. Космонавтика не только опирается на другие науки, но и предоставляет большие возможности для дальнейшего расширения и развития многих наук.

Так, благодаря космическим полетам стали бурно развиваться космическая физика, космическая химия, космическая биология, космическая медицина и другие космические науки. И это понятно. Если раньше научные эксперименты в рамках выше перечисленных наук ограничивались только земными объектами и ставились только в земных условиях, то вынос научной аппаратуры в космос значительно увеличил круг изучаемых объектов и расширил условия проведения экспериментов. В результате каждая из названных наук стала «космической». Это значит, что методы научных исследований, характерные для каждой из наук, стали применяться в космосе для изучения различных небесных тел и явлений. Число космических наук и собираемая в их рамках информация будут расти — космос велик и многообразен. Уже сейчас трудно назвать естественную науку, которая потенциально не имела бы объектов на других планетах для проведения исследований.

Космонавтика предоставляет большие возможности для дальнейшего развития астрономии: с борта космических аппаратов становится возможным проведение наблюдений небесных объектов в лучах, которые поглощаются атмосферой и не доходят до инструментов, находящихся на земной поверхности. Так, уже первые внеатмосферные наблюдения небесных тел в рентгеновских, ультрафиолетовых и инфракрасных лучах позволили сделать ряд важных астрономических открытий.

§ 1.3. История космонавтики. Полное изложение истории космонавтики охватывает анализ возникновения идей о космических путешествиях, рассмотрение развития ракетной техники, историческое описание вклада в космонавтику различных наук, биографические данные людей, внесших значительный вклад в развитие космонавтики, и описание работ, способствовавших ее прогрессу. Глубокое понимание истории космонавтики возможно на основе

общего рассмотрения научно-технического и социального развития человеческого общества.

При этом необходим широкий подход к теме и всесторонняя оценка различных факторов и влияний, оказавших воздействие на развитие теоретических и технических идей космонавтики. Данному критерию удовлетворяет следующая классификационная схема, в которой исторические факты, имеющие отношение к космонавтике, группируются в таких отделах:

- а) научно-фантастические идеи о космонавтике;
- б) теоретическая космонавтика;
- в) создание ракет для выхода в космос;
- г) практическое овладение космосом.

Кратко рассмотрим каждый из перечисленных отделов.

Научно-фантастические идеи о космонавтике. Всякое большое научное открытие всегда ставит перед человечеством задачи по осмысливанию сделанного вклада и с неизбежностью ведет к перспективным оценкам возможных воздействий этого открытия на будущее развитие науки, техники и общества. В подобных многоплановых прогнозах, не поддающихся точным математическим решениям, всегда присутствует элемент творческой фантазии.

Гелиоцентрическая система мира Николая Коперника явилась одним из таких великих открытий, которое разрушило основы прежней астрономии, произвело переворот в мировоззрении и оказало огромное влияние на последующее развитие естествознания.

Низвежда Землю до рядовой планеты, учение Коперника тем самым явилось логической предпосылкой для последующих поисков возможных средств посещения других планет. Допущение подобия всех планет давало повод к логическому заключению о возможности их обитаемости, что в свою очередь являлось дополнительным стимулом для отыскания путей достижения этих планет, чтобы установить контакты с их обитателями. Особенно широкое распространение получили взгляды об обитаемости других миров после изобретения телескопа и открытия с его помощью на Луне и планетах деталей, подтверждающих сходство Земли с небесными телами. Желание представить возможные картины встреч с существами других миров рождало фантастические проекты достижения этих миров. В результате возникает литературный жанр научно-фантастической космонавтики. Отличительные признаки этого жанра: научно оправданные или приближенно верные представления о строении окружающего мира; средства достижения небесных тел, хотя и являются фантастическими, но в какой-то мере отражают уровень технических возможностей своего времени; содержание и стиль изложения таковы, что заставляют читателя серьезно задуматься над темой о возможности внеземных полетов.

Основателем жанра научно-фантастической космонавтики следует считать Иоганна Кеплера, книга которого «Сон» (1634 г.) дает описание фантастического посещения Луны.

Пораженный большим количеством правильных кольцевых гор, наблюдаемых на Луне, Кеплер пришел к мысли, что они имеют искусственное происхождение — вырыты живыми существами. Кеплер не допускал, что убывающая с высотой земная атмосфера может простираться до других планет — в таком случае она бы тормозила движение планет, что в конце концов привело бы к их полной остановке. Последнее находилось в противоречии с наблюдаемыми фактами и открытыми им же законами планетных движений. Считая, что между Землей и Луной находится безвоздушное пространство, Кеплер не пошел по обычному пути описания крылатого полета. Не видя реальных путей достижения Луны, он предпочел дать описание приснившегося ему сна и в этой форме изложить свои взгляды на природу лунного мира и населяющих его обитателей. Авторы последующих книг о космических путешествиях оказались менее проникательными, чем Кеплер, и еще долго в своих повествованиях описывали полеты, совершаемые на аппаратах легче воздуха.

Следующим шагом, предопределившим последующее развитие идей о космических полетах, было открытие Исааком Ньютоном законов механики и закона всемирного тяготения, позволивших на основе строгих математических выкладок проанализировать и объяснить движения всех наблюдаемых небесных тел.

Впоследствии, в XX в., открытые Ньютоном законы явились основой для теоретической и практической космонавтики. В XVIII—XIX вв. сделанные на их основе оценки скоростей движения небесных тел по орбитам и оценки скоростей, необходимых для преодоления сил тяготения Земли, в сравнении с относительно ничтожными скоростями земных экипажей, скорее подтверждали взгляды о невозможности космических полетов, чем об их осуществимости. Дополнительное препятствие усматривалось в том, что вакуум межпланетного пространства, казалось, делал невозможным разгон экипажа, так как не было материальной среды, от которой можно было бы отталкиваться. Иных способов ускорений никто не представлял.

Серьезные ученые, лучше других понимавшие трудности осуществления космических полетов, даже в перспективе не видели технических возможностей реализации подобных замыслов, поэтому они не занимались данными вопросами. Тематика космических полетов оставалась областью научно-фантастической литературы — областью, где требовалось богатое творческое воображение и где можно было поступиться строгостью научных данных.

После того как в астрономии были получены наблюдательные данные с серьезными аргументами об отсутствии жизни на Луне, внимание писателей было привлечено вначале к Венере — планете, которая по своим размерам и массе мало отличается от Земли, а потом — к Марсу.

Интерес широких слоев образованной публики к этим двум планетам периодически возбуждался изданиями научно-фантастических книг о космических путешествиях и публикациями в газетах

сенсационных сообщений о новых астрономических открытиях.

Во второй половине XIX в. в Западной Европе вышло несколько десятков книг с описанием космических путешествий. В виде примера упомянем широко известную книгу Жюль Верна «Из пушки на Луну» (1867 г.).

Значение научно-фантастической литературы по космонавтике состоит в широкой популяризации идей о космических полетах и в особенности в привлечении внимания к этой теме любознательной молодежи. Биографии основоположников научной космонавтики свидетельствуют о том, что все они серьезно заинтересовались вопросами космических полетов, читая в молодости научно-фантастическую литературу на эту тему.

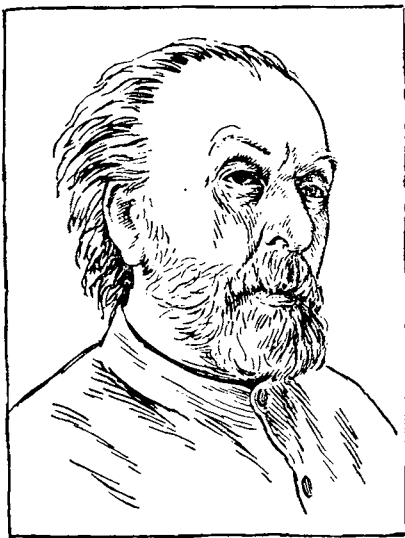
Открытия в области звездной и внегалактической астрономии дали новые направления научной фантастике. Современная литература на эту тему часто знакомит читателей с идеями полетов к далеким звездам и галактикам.

Теоретическая космонавтика. Основателем научной космонавтики является выдающийся русский ученый Константин Эдуардович Циолковский.

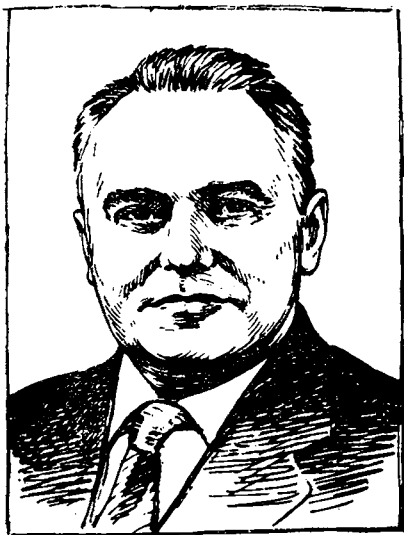
К. Э. Циолковский был первым, кто глубоко и всесторонне уяснил проблемы космических полетов и указал направление правильного их решения. Он был первым, кто увидел в ракете средство для покорения человеком окружающего космоса и находящегося в нем тел. До Циолковского на ракету смотрели как на игрушку для развлечений или как на один из видов оружия. Люди не раз любовались ракетными фейерверками, но никто не видел в ракете аппарата, который позволит человеку стать «гражданином Вселенной».

Заслуга К. Э. Циолковского состоит в том, что он теоретически обосновал возможность покорения космоса при помощи ракет, вывел формулу скорости движения ракеты, указал на критерии выбора топлива для ракет, дал первые схематические чертежи космических кораблей, привел первые расчеты движений ракет в поле тяготения Земли и впервые указал на целесообразность создания на орбитах вокруг Земли промежуточных станций для полетов на другие тела Солнечной системы.

Его идеи о космических полетах были настолько смелы и оригинальны, что современники считали их утопией и никто из



К. Э. Циолковский (1857—1935).



С. П. Королев (1906—1966).

представителей официальной науки по достоинству не оценил его труд «Исследования мировых пространств реактивными приборами» (1903 г.), в котором были заложены основы теоретической космонавтики. Только после дальнейших работ К. Э. Циолковского и других энтузиастов космонавтики, таких, как Р. Эно-Пельтри во Франции, Р. Годдард в США, Г. Оберт в Германии, на идеи о возможности космических полетов стали смотреть как на вполне здравые проекты, осуществить которые возможно в будущем при создании больших и мощных ракет.

Последующие усилия в области теоретической космонавтики были направлены на выяснение всех необходимых данных для постройки соответствующих ракет и для отправки их в космос.

На современном этапе перед теоретиками космонавтики стоят многоплановые задачи по развертыванию широкого фронта предвзятельных научно-исследовательских работ, без выполнения которых невозможно дальнейшее освоение космоса. В рамках теоретической космонавтики также проводится глубокий анализ и всестороннее обобщение получаемых научных результатов при исследовании космоса.

Создание ракет для выхода в космос. После того как в рамках теоретической космонавтики была выяснена возможность преодоления сил тяготения при помощи ракет, встал вопрос об их практическом создании. В 20—30-е годы XX в. в ряде стран образовались общества и отдельные группы, которые приступили к конструированию и испытаниям ракетных двигателей и созданию на их основе небольших ракет.

В СССР первая опытно-конструкторская лаборатория для разработки ракет на бездымном порохе была создана по предложению Н. И. Тихомирова еще в 1921 г. Впоследствии эта лаборатория расширилась и с 1928 г. стала называться Газодинамической лабораторией (ГДЛ).

Большую роль в развитии ракетостроения в нашей стране сыграли Группы изучения реактивного движения (ГИРД). Начальником московского отделения ГИРДа, созданного в июне 1932 г., был назначен С. П. Королев. В московском и ленинградском отделениях ГИРДа работали такие видные инженеры и ученые, как В. П. Вет-

чипкин, Ф. А. Цандер, М. К. Тихонравов, Ю. А. Победоносцев, П. А. Рынин, Я. И. Перельман, Б. С. Петропавловский и другие.

Хотя ракеты на протяжении многих веков были известны человечеству и был накоплен некоторый опыт их производства, однако создателям первых жидкостных ракетных двигателей нечего было позаимствовать из этого опыта, кроме общей идеи принципа движения ракеты и найденного на опыте факта о необходимости сужения канала на пути течения продуктов сгорания. Каждый новый шаг в создании и совершенствовании ракетных двигателей давался в результате упорных экспериментальных поисков изобретателей. Он опирался на инженерный опыт машиностроения и все больше стал основываться на фундаментальных научных исследованиях. Поэтому вся предыдущая история развития ракетной техники является скорее введением в ракетостроение, а началом современной ракетной техники следует считать время организации планомерных, целенаправленных экспериментальных и научно-исследовательских работ, выполнявшихся творческими коллективами инженеров, ученых и рабочих.

В СССР первый успешный запуск жидкостной ракеты «ГИРД-09» был осуществлен 17 августа 1933 г. в Нахабино под Москвой.

Анализ результатов испытаний ракетных двигателей и запуска первых ракет подтвердили возможность постройки в будущем больших ракет и вместе с тем показали, что для этого необходимо решить большое количество технических и научных проблем.

Создание мощных ракет в 50-х годах и осуществление с их помощью запусков первых искусственных спутников Земли стало возможным в результате стремительного развития целого ряда новых областей науки и техники и в результате стимулированного государством планомерного развития новых, специальных областей промышленности.

Не случайно то, что наилучшие условия для разрешения многочисленных проблем, связанных с созданием космической техники, впервые сложились в СССР — стране передовой социальной системы с плановой экономикой и плановой организацией научно-исследовательских работ.

Практическое овладение космосом. 4 октября 1957 г. в Советском Союзе был запущен первый искусственный спутник Земли (ИСЗ), положивший начало космической эре в истории человечества.

После этой даты вопросы космических полетов перестали быть областью только фантастики и научных прогнозов — они стали объективной реальностью.

Если до запуска спутников космонавтикой интересовались только небольшие группы специалистов и отдельные энтузиасты, то после 4 октября 1957 г. она становится областью знаний, интересной для всего человечества. Сообщения о космических полетах появляются во всех основных современных источниках информации: они передаются по радио, телевидению, печатаются в газетах,



Ю. А. Гагарин (1934—1968).

действия земного тяготения и стала первой искусственной планетой.

14 сентября 1959 г. советская АМС «Луна-2» достигла поверхности Луны и тем самым совершила первый космический полет на другое небесное тело.

7 октября 1959 г. советская АМС «Луна-3» впервые произвела фотографирование обратной стороны Луны.

12 апреля 1961 г. на космическом корабле «Восток» гражданин Советского Союза Ю. А. Гагарин совершил первый полет в космос.

18 марта 1965 г. летчик-космонавт СССР А. А. Леонов осуществил первый выход в космическое пространство из кабины космического корабля «Восход-2».

14 июля 1965 г. американская АМС «Маринер-IV» произвела съемку марсианской поверхности с пролетной траектории.

3 февраля 1966 г. советская АМС «Луна-9» совершила первую мягкую посадку на поверхность Луны и передала на Землю с помощью телевизионной системы панораму лунного ландшафта.

1 марта 1966 г. советская АМС «Венера-3» достигла поверхности Венеры, осуществив первый полет на другую планету.

3 апреля 1966 г. советская АМС «Луна-10» вышла на орбиту искусственного спутника Луны.

21 сентября 1968 г. после облета Луны впервые на Землю возвратилась советская АМС «Зонд-5».

24 декабря 1968 г. американский пилотируемый корабль «Аполлон-8» с тремя космонавтами на борту впервые вышел на окололунную орбиту.

журналах и книгах. Каждое сообщение о полете в космос подводит итог большому творческому труду коллективов инженеров, ученых и рабочих по созданию комплексов различных систем для обеспечения намечаемых научных исследований.

Поэтому об истории освоения космоса лучше всего судить на основе хронологического порядка осуществления космических экспериментов.

Укажем на космические полеты, явившиеся фундаментальными вехами в овладении человеком окружающего космоса:

2 января 1959 г. была запущена советская автоматическая межпланетная станция (АМС) «Луна-1», которая, пролетев вблизи Луны, вышла из сферы

21 июля 1969 г. американские космонавты Н. Армстронг и Э. Олдрин вышли из кабины космического корабля и совершили первую прогулку по лунной поверхности. Собранные ими образцы лунных пород были затем доставлены на Землю.

24 сентября 1970 г. советская АМС «Луна-16» завершила первый автоматический полет по маршруту Земля — Луна — Земля и доставила на Землю колонку лунного грунта, взятую с помощью автоматической буровой установки.

17 ноября 1970 г. впервые на поверхности Луны начала работать автоматическая самоходная лаборатория «Луноход-1».

19 апреля 1971 г. на орбиту ИСЗ была выведена первая долговременная орбитальная станция «Салют», на борту которой было установлено около 2 тыс. различных приборов, блоков и агрегатов. 7 июня 1971 г. со станцией стыковался космический корабль «Союз-11» с экипажем в составе Г. Т. Добровольского, В. Н. Волкова и В. И. Пацаева. За 23 суток нахождения на станции «Салют» экипаж выполнил большое количество разнообразных научно-исследовательских работ.

16 ноября 1971 г. впервые на орбиту искусственного спутника Марса вышла американская АМС «Маринер-6». С ее борта на Землю было передано большое количество снимков марсианской поверхности.

2 декабря 1971 г. спускаемый аппарат советской АМС «Марс-3» произвел первую мягкую посадку на поверхность Марса.

2 марта 1972 г. к планете Юпитер стартовала американская АМС «Пионер-10». Пролетев около планеты 3 декабря 1973 г., станция стала удаляться из пределов Солнечной системы.

Как происходили эти и некоторые другие космические полеты и какие при этом были получены научные результаты, вы сможете узнать, тщательно изучив эту книгу.

Глава II

Движение и устройство ракет

§ 2.1. Принцип действия ракеты. При изучении механики в VIII классе было установлено, что все виды транспортных средств, передвигающихся по поверхности Земли, в воде и по воздуху, обязательно взаимодействуют со средой и с окружающими их телами.

Отталкиваясь от других тел или отбрасывая некоторые массы окружающей среды, они сами при этом приобретают импульсы для своего собственного продвижения. Единственный вид транспорта, для которого необязательно наличие окружающей среды, — ракета. Для космических полетов последнее обстоятельство исключительно важно, ибо космическое пространство между звездами, планетами и их спутниками в десятки и сотни раз менее плотно, чем самый глубокий вакуум, достигнутый на Земле.

Проанализируем, каким образом ракета может целенаправленно перемещаться в космосе и притом без взаимодействия с другими телами. Для этого рассмотрим изображенную на рисунке I схему ракеты и схему движения продуктов сгорания в ней.

Сгорающее в ракете топливо превращается в сжатый газ с высокой температурой, который устремляется к отверстию и при своем течении через сопло ракеты ускоряется и выбрасывается наружу со скоростью \vec{u} относительно ракеты.

Будем считать, что ракета и выбрасываемые из нее продукты сгорания составляют замкнутую систему. Тогда к ним будет применим закон сохранения импульса:

Геометрическая сумма импульсов тел, составляющих замкнутую систему, остается постоянной при любых взаимодействиях тел этой системы между собой.

Обозначим первоначальную массу ракеты с топливом через M_0 и будем считать, что продукты сгорания покидают ее небольшими равными порциями m с постоянной относительно ракеты скоростью \vec{u} . Если вначале ракета покоилась, то ее импульс в замкнутой системе был равен нулю: $M_0 \vec{v}_0 = 0$. Таким импульс системы должен остаться и после выброса первой порции продуктов сгорания. Но так как после выброса $m \vec{u} \neq 0$, то уменьшенная масса ракеты $M_1 = M_0 - m$ должна получить также некоторую скорость \vec{v}_1 , вели-

чину которой можно определить на основе закона сохранения импульса: $M_1 \vec{v}_1 + m \vec{u} = 0$, откуда:

$$\vec{v}_1 = - \frac{m}{M_1} \vec{u}. \quad (2.1)$$

Знак минус в последней формуле показывает, что ракета движется в сторону, противоположную направлению вектора скорости выброшенной порции продуктов сгорания. Следовательно, для целенаправленных перемещений ракеты в космосе струю выходящих из нее продуктов сгорания надо направлять в сторону, противоположную заданному направлению ее движения.

При этом взаимодействия ракеты с окружающими телами не требуется: она движется в результате взаимодействия с выбрасываемыми ею же массами.

§ 2.2. Формула Циолковского. Приведенная в предыдущем параграфе формула позволяет определить скорость ракеты, если из нее выбрасывается только относительно небольшая порция продуктов сгорания. Когда же ракету покидают значительные массы, то применение этой формулы для расчетов скорости недопустимо: результаты будут сильно отличаться от действительной скорости ракеты. Это легко понять. Если струю выходящих газов мысленно разбить на ряд небольших и равных порций, то каждая из них при одинаковых скоростях истечения будет сообщать ракете одинаковые импульсы. Сама ракета по мере уменьшения своей массы будет получать все увеличивающиеся приращения скорости. Действительно, при выбросе второй порции m уменьшенная масса ракеты $M_2 = M_1 - m = M_0 - 2m$ под действием импульса $m \vec{u}$ приобретает скорость \vec{v}_2 , которую можно найти на основе закона сохранения импульса, применив его для новой замкнутой системы, связанной с ракетой уменьшенной массы M_1 : $M_2 \vec{v}_2 + m \vec{u} = 0$,

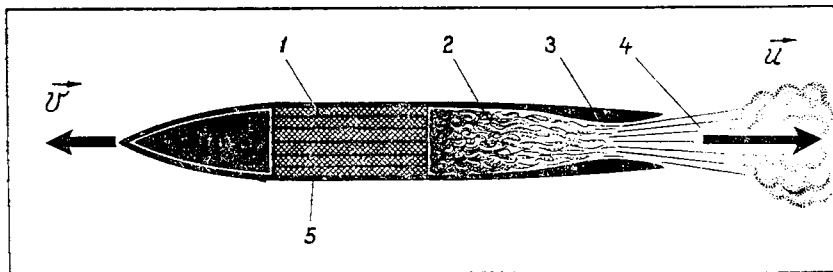


Рис. 1. Принципиальная схема ракеты:

1 — топливо; 2 — газы; 3 — сопло; 4 — продукты сгорания; 5 — оболочка.

откуда

$$\vec{v}_2 = -\frac{m}{M_2} \vec{u}.$$

Так как $M_2 < M_1$, то $v_2 > v_1$.

Если считать, что движение происходит по одной оси и сложить при этом все скорости, полученные ракетой при последовательных выбросах порций продуктов сгорания, можно рассчитать ее конечную скорость v_k :

$$v_k = v_1 + v_2 + \dots + v_n.$$

К. Э. Циолковский в 1903 г. показал, что суммирование таких последовательных скоростей приводит к следующей формуле:

$$v_k = u \ln \frac{M_0}{M_k}. \quad (2.2)$$

Конечная скорость ракеты прямо пропорциональна скорости истечения и натуральному логарифму отношения начальной массы к массе ракеты после истечения из нее продуктов сгорания.

Так как на практике десятичные логарифмы более употребительны, чем натуральные, то, воспользовавшись коэффициентом перевода, формулу Циолковского можно записать со знаком десятичных логарифмов:

$$v = 2,30 u \lg \frac{M_0}{M_k} = 2,30 u \lg z. \quad (2.3)$$

Скорость, рассчитанная по формуле Циолковского, носит название характеристической или идеальной скорости. Такую скорость теоретически имела бы ракета при запуске и реактивном разгоне, если бы другие тела не оказывали на нее никакого влияния.

Как видно из формулы, характеристическая скорость не зависит от времени разгона, а определяется на основе учета только двух величин: скорости истечения u и отношения масс M_0/M_k . Последнее отношение называют числом Циолковского и обозначают буквой z .

Для достижения больших скоростей ракет необходимо находить пути повышения скоростей истечения u и увеличения числа Циолковского $z = M_0/M_k$. Если добиваться, например, увеличения характеристической скорости ракеты вдвое только за счет повышения скорости истечения, то последнюю надо увеличить также вдвое. Если же добиваться такого же увеличения характеристической скорости ракеты только за счет изменения числа Циолковского, то это число надо возвести в квадрат.

Рассмотрим последнее утверждение на примере.

Пусть число Циолковского равно основанию натуральных логарифмов $z = \frac{M_0}{M_k} = e = 2,718$, т. е. начальная масса ракеты в 2,718 раза превышает конечную массу ракеты после выгорания в ней топлива.

Характеристическая скорость ракеты в этом случае:

$$v = u \ln z = u \ln e = u.$$

Удвоение характеристической скорости ракеты за счет увеличения скорости истечения требует удвоения последней: $v = 2u \ln e = 2u$.

Если же добиваться удвоения характеристической скорости за счет изменения числа Циолковского, надо, чтобы оно стало равным $z = e^2 = 2,718^2 = 7,389$, тогда: $v = u \ln e^2 = 2u$.

Для утроения характеристической скорости за счет изменения числа Циолковского надо, чтобы начальная масса ракеты превосходила конечную массу в $z = e^3 = 2,718^3 = 20,09$ раза.

Рассмотренный пример подтверждает, что при одной и той же скорости истечения продуктов сгорания скорость ракеты растет в арифметической прогрессии, если число Циолковского увеличивается в геометрической прогрессии. Другими словами можно сказать, что линейный рост скорости ракеты происходит при степенном увеличении числа Циолковского.

По какому же пути следует идти при создании ракет с большими характеристическими скоростями: стремиться ли к увеличению числа Циолковского или лучше повышать скорость истечения продуктов сгорания?

Большое число Циолковского означает, что конечной скорости достигает лишь небольшая часть первоначальной массы ракеты.

Естественно, такой путь в принципе нерационален, ибо в космос надо стремиться выводить большие массы при помощи ракет с возможно меньшими массами, т. е. с небольшим числом Циолковского. Поэтому конструкторы стремятся прежде всего к увеличению скоростей истечения продуктов сгорания из ракет.

Упражнение 1

1. Масса ракеты до заполнения ее топливом составляет 4 кг. Масса топлива — 8 кг. Скорость истечения продуктов сгорания — 2 км/сек. Рассчитайте характеристическую скорость ракеты.

2. Какой скорости достигла бы та же ракета, если бы топливо покинуло ее с прежней скоростью, но не постепенно по мере выгорания, а мгновенно, в одном импульсе. Сравните полученный результат с ответом предыдущей задачи и установите, в каком случае, почему и во сколько раз скорость ракеты больше.

3. Если бы из той же ракеты продукты сгорания истекали не постепенно, а выбрасывались порциями по 2 кг с той же скоростью 2 км/сек, какой бы скорости достигла ракета при выбросе последней порции?

Повторите расчет определения скорости ракеты при выбрасывании порций по 1 кг. Сравните полученные результаты с ответами на предыдущие задачи.

Если продолжать уменьшать величины выбрасываемых порций, то к какому результату будет приближаться конечная скорость ракеты?

4. Рассчитайте для той же ракеты, какую она будет иметь скорость к моменту истечения из нее 1 кг продуктов сгорания? 2 кг? 3 кг? 4 кг? 5 кг? 6 кг? 7 кг? 8 кг?

У к а з а н и е. Определите вначале в каждом случае числа Циолковского, а затем — их десятичные логарифмы.

На основании полученных результатов постройте два графика зависимости скорости ракеты от изменения чисел Циолковского: а) в первом случае на горизонтальной оси отложите деления равномерной шкалы с обозначением целых и десятых долей чисел Циолковского, а на вертикальной оси — деления равномерной шкалы скоростей в км/сек; б) во втором случае на горизонтальной оси постройте логарифмическую шкалу с целыми и десятками долями чисел Циолковского (воспользуйтесь для этого шкалой логарифмической линейки или данными логарифмических таблиц), а на вертикальной оси — прежнюю равномерную шкалу скоростей в км/сек.

Что представляют собой графики скорости ракеты в первом и во втором случаях? Сколько надо вычислять точек для построения второго графика, если вначале ракета покоилась?

5. Какие числа Циолковского должны быть у ракеты, чтобы обеспечить характеристическую скорость 10 км/сек при скорости истечения продуктов сгорания 2 км/сек? 2,5 км/сек? 3 км/сек? 4 км/сек? 5 км/сек? 10 км/сек? Обсудите полученные результаты.

§ 2.3. Механика тел переменной массы. При изучении механики в VIII классе рассматривались движения тел, массы которых при взаимодействиях остаются постоянными.

Понимание закономерностей движения ракет требует анализа изменений истекающих из них масс. При этом оказывается, что формула для определения скорости ракеты (формула Циолковского) не похожа ни на одну из формул скорости, ранее изученных в механике. Очевидно, и другие характеристики движений тел, массы которых претерпевают существенные изменения в результате отделения частиц, будут также отличаться от ранее изученных. Это нетрудно понять, ибо закономерности движений тел с переменными массами в принципе более сложны, чем закономерности движений тел с постоянными массами, поскольку, помимо всех прежних факторов, необходимо еще учитывать, как изменяются массы движущихся тел.

Поэтому изучение движений тел с переменными массами было выделено в специальный раздел м е х а н и к и т е л п е р е м е н н о й м а с с ы. В задачу этого раздела входит выяснение всех особенностей движения тел с изменяемыми массами.

Впервые теорию движений таких тел начал изучать русский ученый И. В. Мещерский (1859—1935). В его работе «Динамика точ-

ки переменной массы» (1897) было рассмотрено движение материальной точки с изменяемой массой под действием сил.

Рассмотрим движение ракеты в зависимости от действия сил. При этом будем по-прежнему считать, что ракета находится в космосе вдали от других тел, т. е. на нее не оказывают влияния посторонние тела. Другими словами можно сказать, что действие внешних сил на ракету равно нулю.

При таких условиях тело с постоянной массой сохраняло бы состояние покоя или равномерного прямолинейного движения в той системе отсчета, в которой оно до этого покоилось или равномерно и прямолинейно двигалось. Если же в такую систему отсчета поместить ракету, то она по мере истечения из нее масс будет двигаться ускоренно. Следовательно, на ракету действует сила, сообщающая ей ускорение. Эта сила получила название **силы тяги**.

Когда ракета разгоняется в безвоздушном пространстве, то сила тяги полностью равна реактивной силе, т. е. силе, возникающей при истечении из ракеты продуктов сгорания. В воздушной среде сила тяги всегда несколько меньше реактивной силы.

Рассчитаем величину силы тяги ракеты в космосе. Для этого еще раз возвратимся к уравнению (2.1) и перепишем его в следующем виде: $M_1 \vec{v}_1 = - m \vec{u}$.

Будем считать, что для истечения из ракеты массы продуктов сгорания m потребуется некоторое время t . За это время t скорость ракеты в замкнутой системе изменится от 0 до \vec{v}_1 .

Разделим правую и левую части последнего уравнения на t — уравнение от этого не изменится:

$$\frac{M_1 \vec{v}_1}{t} = - \frac{m \vec{u}}{t}.$$

Принимая во внимание, что ускорение ракеты $\vec{a}_1 = \frac{\vec{v}_1}{t}$ и что $\frac{m}{t}$ характеризует величину изменения массы ракеты в единицу времени, т. е. секундный расход массы $m_{\text{сек}}$, перепишем уравнение в следующем виде: $M_1 \vec{a}_1 = - m_{\text{сек}} \vec{u}$.

Так как произведение массы на ускорение представляет собой силу тяги, под действием которой масса ракеты M_1 приобретает ускорение \vec{a}_1 , то:

$$\vec{F}_{\text{тяги}} = - m_{\text{сек}} \vec{u}. \quad (2.4)$$

Следовательно, при разгоне в космосе сила тяги прямо пропорциональна секунднему расходу истекающей из ракеты массы и скорости истечения этой массы относительно тела ракеты. Знак минус указывает на то, что направление силы тяги противоположно направлению истечения массы.

Хотя величину истекающей массы $m_{\text{сек}}$ и скорость ее истечения \vec{u} можно в принципе регулировать, мы в дальнейшем этих вопросов

касаться не станем, а будем рассматривать лишь те случаи, при которых массы продуктов сгорания истекают из ракет равномерно. При таких условиях сила тяги будет постоянной. Однако движение ракеты под действием постоянной силы тяги не будет равноускоренным, так как ее масса непрерывно уменьшается.

Величину ускорения ракеты в любой момент времени можно определить, если разделить величину силы тяги на массу ракеты в тот же момент времени:

$$\vec{a}_t = \frac{\vec{F}_{\text{тяги}}}{M_t}. \quad (2.5)$$

Массу ракеты в любой момент времени легко подсчитать, ибо при постоянной силе тяги масса убывает равномерно, т. е. пропорционально времени:

$$M_t = M_0 - m_{\text{сек}}t. \quad (2.6)$$

Труднее определить пройденный ракетой путь¹.

Как показывают расчеты, если ракета вначале покоилась, то при действии постоянной силы тяги пройденный ею путь на любой момент времени может быть определен по следующей формуле:

$$s = ut \left(1 - \frac{\ln z_t}{z_t - 1} \right), \quad (2.7)$$

где u — скорость истечения продуктов сгорания, t — время в секундах от начала разгона ракеты, $z_t = \frac{M_0}{M_t} = \frac{M_0}{M_0 - m_{\text{сек}}t}$ — число

Циолковского на момент времени t .

При переходе к десятичным логарифмам последняя формула будет иметь следующий вид:

$$s = ut \left(1 - \frac{2,3 \lg z_t}{z_t - 1} \right). \quad (2.8)$$

Упражнение 2

1. Продолжим рассмотрение движения ракеты, описанной в предыдущем упражнении. Масса ее конструкции — 4 кг, масса топлива — 8 кг, скорость истечения продуктов сгорания — 2 км/сек.

Пусть секундный расход топлива составляет 1 кг/сек.

а) Определите силу тяги ракеты.

б) Найдите ускорение ракеты в начале ее движения, в конце первой, второй, ..., восьмой секунды.

в) На основании полученных результатов постройте график изменения ускорений в зависимости от времени полета ракеты (используйте равномерные шкалы).

¹ Необходимо знать начала интегрального исчисления.

г) Найдите пройденные ракетой пути к исходу первой, второй, ..., восьмой секунды.

д) На основании сделанных расчетов постройте график пути ракеты в зависимости от времени полета (шкалы равномерные).

е) Используя результаты задачи 4 (а) из упражнения 1, постройте график скорости движения ракеты в зависимости от времени ее полета (шкалы равномерные).

ж) Сравните построенные графики ускорения, скорости и пути ракеты с ранее изученными в VIII классе соответствующими графиками для равноускоренных движений.

2. Если секундный расход массы в прежней ракете увеличится вдвое при сохранении всех других параметров, то как это отразится: а) на силе тяги, б) на ускорениях, в) на конечной скорости ракеты, г) на величине пройденного ею пути при разгоне?

§ 2.4. Числовые характеристики одноступенчатой ракеты. При анализе формулы Циолковского было выяснено, что отношение начальной массы к конечной массе является важнейшей характеристикой ракеты. Выражается это соотношение числом Циолковского:

$$z = \frac{M_0}{M_k}.$$

Чтобы лучше понять основные требования к распределению масс между отдельными частями ракет, разделим конечную массу на две части: полезную массу — $M_{\text{пол}}$ и массу конструкции — $M_{\text{констр.}}$

К полезной относят массу только того контейнера, который требуется запустить с помощью ракеты для выполнения заранее намеченной работы. Масса конструкции представляет собой всю остальную массу ракеты без топлива: пустые баки, двигатели, аппаратура для управления полетов, соединительная арматура. На основании этого можно записать, что начальная масса ракеты равна сумме ее составляющих: $M_0 = M_{\text{пол}} + M_{\text{констр.}} + M_{\text{топл.}}$

Так как целью запусков ракет в космос и на небесные тела является доставка каких-то определенных грузов, то естественно оценивать эффективность транспортировки при помощи ракет на основе коэффициента полезной нагрузки ρ , который представляет собой отношение полной массы ракеты к массе полезного груза:

$$\rho = \frac{M_0}{M_{\text{пол}}}. \quad (2.9)$$

Чем меньшим числом выражен этот коэффициент, тем большую часть от общей массы составляет масса полезного груза и тем, следовательно, выше эффективность ракеты как транспортного средства.

Что же касается степени технического совершенства самой ракеты (ракеты-носителя для доставки полезного груза), то она выражается посредством конструктивной характеристики

к и s , представляющей собой отношение суммы масс конструкции и топлива к массе конструкции:

$$s = \frac{M_{\text{констр}} + M_{\text{топл}}}{M_{\text{констр}}}. \quad (2.10)$$

Чем большим числом выражается конструктивная характеристика s , тем более высокий технический уровень у ракеты-носителя. У ряда больших современных ракет-носителей конструктивные характеристики достигают $s = 15$ и более.

Для сравнения укажем, что «конструктивная характеристика» стакана с водой равна ≈ 2 , а ведра с водой ≈ 8 , но ведь это только сосуды! Ракета же включает в себя не только резервуары для топлива, но и мощные двигатели, сложную автоматику для управления полетом, соединительную аппаратуру, и при этом все узлы ракеты должны выдерживать вибрации и перегрузки!

Можно показать, что все три характеристики — z , p и s — связаны между собой следующим образом:

$$s = z \frac{p-1}{p-z}. \quad (2.11)$$

Решая это уравнение относительно p , получим:

$$p = z \frac{s-1}{s-z}. \quad (2.12)$$

Так как числовые характеристики всегда положительны и больше единицы (посмотрите еще раз на их определения), то знаменатели в последних двух формулах должны быть больше нуля. А это, в свою очередь, означает, что конструктивная характеристика s и коэффициент полезной нагрузки p в любой ракете всегда больше числа Циолковского:

$$s > z; \quad p > z.$$

Пример.

1. Рассчитать для геофизической ракеты полную массу, массу конструкции и массу топлива, если известны характеристическая скорость $v = 6$ км/сек, масса полезного груза $M_{\text{пол}} = 0,6$ т, скорость истечения газов из сопла $u = 3$ км/сек и конструктивная характеристика $s = 8$.

2. Как изменится распределение масс в теле геофизической ракеты, если конструктивную характеристику повысить до 9?

Решение. Определяем число Циолковского:

$$v = u \ln z; \quad z = e^2 = 7,389.$$

Находим относительную массу:

$$p = z \frac{s-1}{s-z} = 7,389 \frac{8-1}{8-7,389} = 84,7.$$

Полная масса ракеты:

$$M_0 = M_{\text{пол}} p = 0,6 \text{ т} \cdot 84,7 = 50,8 \text{ т}.$$

Масса ракеты без полезного груза:

$$50,8 - 0,6 = 50,2 \text{ т}.$$

Разделив массу 50,2 т в пропорции 1 : 8, определим массу конструкции и массу топлива: 5,58 т и 44,62 т .

Ответ. 1.	Полезная масса	0,60 т	2.	Полезная масса	0,60 т
	Масса конструкции	5,58 т		Масса конструкции	2,14 т
	Масса топлива	44,62 т		Масса топлива	19,28 т
		<hr/>			<hr/>
	Полная масса	50,80 т		Полная масса	22,02 т

При сравнении ответов хорошо видно, какое важное значение имеет повышение конструктивной характеристики.

Упражнение 3

Рассчитайте распределение масс в геофизической ракете с характеристической скоростью 6 км/сек, массой полезного груза 0,6 т, скоростью истечения продуктов сгорания 4 км/сек и конструктивной характеристикой $s = 8$.

Результаты расчетов сравните с рассмотренным примером.

§ 2.5. Многоступенчатые ракеты. Достижение очень больших характеристических скоростей с одной только ракетой требует обеспечения больших чисел Циолковского и еще больших по величине конструктивных характеристик ($s > z$). Так, при скорости истечения продуктов сгорания $u = 3$ км/сек для достижения характеристической скорости 12 км/сек требуется ракета с числом Циолковского $z = e^4 = 54,6$. Конструктивная характеристика при этом будет еще больше.

Создать такую ракету в настоящее время невозможно. Но это не значит, что скорость 12 км/сек не может быть достигнута при помощи современных ракет. Такие скорости обычно достигаются при помощи многоступенчатых, т. е. составных ракет.

Когда массивная первая ступень многоступенчатой ракеты исчерпает при разгоне все запасы топлива, она отделяется. Дальнейший разгон продолжает вторая, менее массивная ступень, и к ранее достигнутой при помощи первой ступени скорости она добавляет еще некоторую скорость, а затем отделяется. Третья ступень продолжает наращивание скорости и т. д.

Рассмотрим этот вопрос более строго.

На рисунке 2 изображена принципиальная схема распределения масс в двухступенчатой ракете. Ступени ракет принято считать в порядке их отделения при выводе полезного груза на орбиту. Масса ступени равна сумме масс ее конструкций и топлива. Полезной массой для первой ступени будет масса всех остальных ступеней и масса конечного полезного груза.

На рисунке 2 все обозначения с одним штрихом относятся к первой ступени, с двумя штрихами — ко второй ступени, без штрихов — к двухступенчатой ракете в целом.

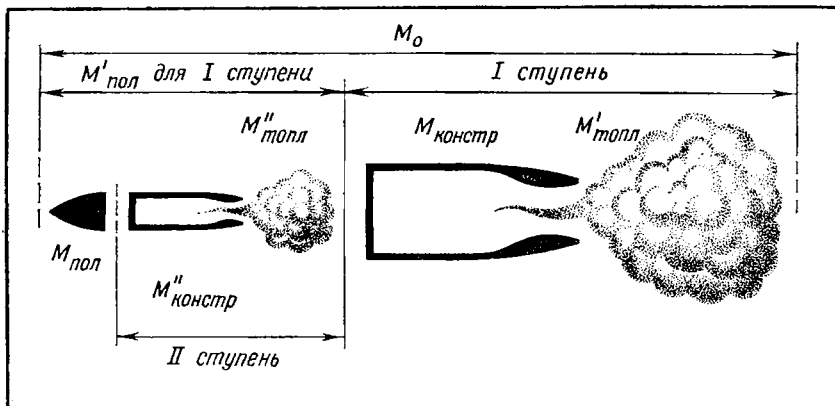


Рис. 2. Принципиальная схема распределения масс в двухступенчатой ракете.

Согласно формуле Циолковского, первая ступень в конце разгона достигнет скорости: $v' = u' \ln z'$, где u' — скорость истечения продуктов сгорания из первой ступени, а $z' = \frac{M_0}{M_0 - M'_{\text{топл}}}$ — число Циолковского по отношению к первой ступени.

Вторая ступень увеличит скорость полета еще на $v'' = u'' \times \ln z''$, где u'' — скорость истечения из второй ступени, а $z'' = \frac{M'_{\text{пол}}}{M'_{\text{пол}} - M''_{\text{топл}}}$ — число Циолковского по отношению ко второй ступени.

Полная характеристическая скорость двухступенчатой ракеты будет равна сумме скоростей, сообщаемых каждой ступенью в отдельности:

$$v = v' + v'' = u' \ln z' + u'' \ln z''. \quad (2.13)$$

Если скорости истечений из ступеней одинаковы: $u' = u'' = u$, то

$$v = u (\ln z' + \ln z'') = u \ln z' \cdot z'' = u \ln Z, \quad (2.14)$$

где $Z = z' \cdot z''$ — число Циолковского для двухступенчатой ракеты, равное произведению чисел Циолковского по отношению к ее ступеням.

Пример. Рассчитать распределение масс в двухступенчатой ракете, которая должна сообщить грузу 0,6 т характеристическую скорость 12 км/сек при скорости истечения продуктов сгорания из каждой ступени 3 км/сек. Конструктивные характеристики для ступеней принять $s' = s'' = 10$ и считать $z' = z''$.

Решение. В начале параграфа было указано, что для сообщения скорости в 12 км/сек при скорости истечения 3 км/сек необходимо обеспечить для ракеты число Циолковского $Z = e^4 = 54,6$.

Чтобы обеспечить это число для двухступенчатой ракеты, необходимо для ступеней выдержать числа Циолковского:

$$z' = z'' = \sqrt{Z} = \sqrt{54,6} = 7,39.$$

Расчет распределения масс в многоступенчатых ракетах следует начинать с головных (т. е. последних) ступеней.

Относительная масса второй ступени:

$$p'' = z'' \frac{s'' - 1}{s'' - z''} = 7,39 \frac{10 - 1}{10 - 7,39} = 25,5.$$

Масса второй ступени с полезным грузом:

$$M'_{\text{пол}} = M_{\text{пол}} \cdot p'' = 0,6 \text{ т} \cdot 25,5 = 15,3 \text{ т}.$$

Масса второй ступени:

$$15,3 \text{ т} - 0,6 \text{ т} = 14,7 \text{ т}.$$

Разделив массу второй ступени 14,7 т в пропорции 1 : 10, найдем массу конструкций второй ступени — 1,36 т и массу находящегося в ней топлива — 13,36 т.

Последовательность расчетов распределения масс в первой ступени такая же, как и для второй ступени: $p' = p''$, так как $z' = z''$ и $s' = s''$.

Масса всей ракеты:

$$M_0 = M_{\text{пол}} \cdot p = 15,3 \text{ т} \cdot 25,5 = 390 \text{ т}.$$

Масса первой ступени:

$$M_0 - M'_{\text{пол}} = 390 \text{ т} - 15,3 \text{ т} = 374,7 \text{ т}.$$

Разделив 374,7 в пропорции 1 : 10, найдем массу конструкций первой ступени — 34,1 т и массу топлива в первой ступени — 330,6 т.

Если для выведения груза на орбиту используется трехступенчатая ракета, то нетрудно показать, что при одинаковых скоростях истечения продуктов сгорания из ступеней $u' = u'' = u'''$ связь между числами Циолковского следующая:

$$Z = z' \cdot z'' \cdot z''' \quad (2.15)$$

Поэтому обеспечение того же числа Циолковского 54,6 для трехступенчатой ракеты потребует значительно меньших чисел Циолковского для ее ступеней:

$$z' = z'' = z''' = \sqrt[3]{Z} = \sqrt[3]{54,6} = 3,79.$$

Упражнение 4

Рассчитайте распределение масс в трехступенчатой ракете для сообщения грузу массой 0,6 т характеристической скорости 12 км/сек при скорости истечения продуктов сгорания из ступеней $u' = u'' = u''' = 3 \text{ км/сек}$. Конструктивные характеристики ступеней $s' = s'' = s''' = 10$ и $z' = z'' = z'''$.

Результаты расчетов сравните с разобранным выше примером.

§ 2.6. Ракетные двигатели. Ракетные двигатели сообщают ускорение находящимся на борту ракет горючим веществам для последующего выбрасывания продуктов сгорания в определенном направлении.

Для ускоренного разгона выбрасываемых масс могут быть использованы различные физические процессы.

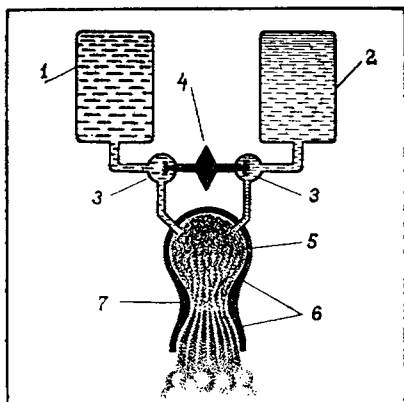


Рис. 3. Принципиальная схема ЖРД с турбонасосной подачей горючего и окислителя в камеру сгорания: 1 — горючее; 2 — окислитель; 3 — насос; 4 — турбина; 5 — камера сгорания; 6 — сопло; 7 — шейка сопла.

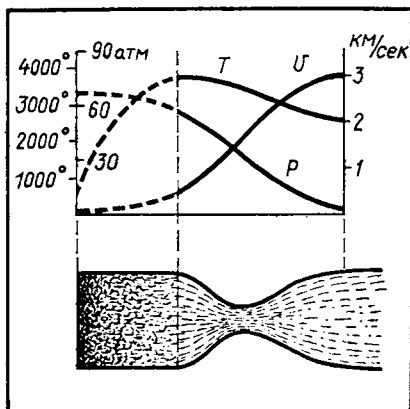


Рис. 4. Графики изменения скорости, температуры и давления продуктов сгорания при их течении вдоль ракетного двигателя.

В настоящее время в космонавтике широко используются термохимические ракетные двигатели, в которых при сжигании того или иного топлива образуются сильно нагретые и сжатые газы, истекающие затем наружу. Таким образом, скрытая в топливе химическая энергия превращается в двигателях в кинетическую энергию истекающих продуктов сгорания.

В зависимости от агрегатного состояния применяемого топлива термохимические ракетные двигатели подразделяются на жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) и ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ).

В ЖРД преимущественно применяется топливо, состоящее из двух компонентов: горючего (например, керосин, гидразин, жидкий водород) и окислителя (например, жидкий кислород, перекись водорода).

На рисунке 3 изображена принципиальная схема ЖРД с турбонасосной системой подачи горючего и окислителя в камеру сгорания, где происходит их разбрызгивание, смешение и горение. При интенсивном горении в ограниченном объеме камеры образуются газы с температурами порядка 3000°K — 5000°K и давлениями в десятки атмосфер.

Большой перепад давлений внутри камеры сгорания и снаружи ее порождает мощное течение газов через раструб особой формы — сопло, где они ускоряются до больших скоростей.

Как видно из рисунка 4, образовавшиеся в камере сгорания газы вначале текут через сужающуюся часть сопла. При изучении в курсе механики VIII класса движений жидкостей и газов по трубам

было показано, что при установившемся потоке сужение канала ведет к увеличению скорости течения. Следовательно, при установившемся режиме работы ракетного двигателя скорость течения образующихся газов будет увеличиваться по мере их течения через сужающееся сопло.

Казалось бы, что, постепенно уменьшая сечение сопла, можно получать сколь угодно большие скорости истечения газов. Однако это не так. Опыты показывают, что существует граничная скорость для данного метода ускорения течения газов.

Скорости течения газов через сужающиеся трубы не могут превышать скорость распространения звука в самом газе (с учетом его температуры).

Дальнейшее ускорение течения газов достигается за счет увеличения сечения сопла. Сжатым газам, достигшим скорости течения, равной скорости звука, дают в дальнейшем возможность расширяться, и они, увеличивая свой объем, наращивают скорость истечения.

Говорят, что до критического сечения сопла (его шейки) течение газа подчинено законам аэромеханики дозвуковых скоростей, а после его прохождения вступают в права законы аэромеханики сверхзвуковых скоростей.

Как изменяется скорость течения газов по мере их течения вдоль ракетного двигателя, показано на графике (см. рис. 4).

Здесь же изображены графики изменения температуры и давления вдоль ракетного двигателя. Эти графики позволяют судить о превращении энергии в ракетном двигателе: внутренняя энергия образовавшихся при горении топлива сжатых газов превращается по мере их прохождения через ракетный двигатель в кинетическую энергию выходящего потока. Превращение энергии не полное, ибо срез сопла покидают еще горячие и не полностью расширившиеся газы.

Рассмотрим теперь основные характеристики ракетных двигателей, по которым оценивают их конструктивные достоинства и возможности их использования в качестве ускорителей для ракет.

1. Сила тяги ракетного двигателя приводит ракету в движение. Как уже указывалось, сила тяги в космосе (в вакууме) равна:

$$\vec{F}_{\text{тяги}} = - m_{\text{сек}} \vec{u}.$$

При испытаниях на земной поверхности силу тяги ракетного двигателя измеряют на специальных стендах, представляющих собой большие динамометры. Ввиду влияния атмосферы сила тяги на стенде оказывается на 10—20% меньше, чем в космосе. Атмосфера уменьшает силу тяги по двум причинам: а) не позволяет газам расширяться до тех пределов, которые возможны в вакууме; б) сила атмосферного давления на переднюю часть ракеты остается некомпенсированной со стороны сопла. Это легко понять, если

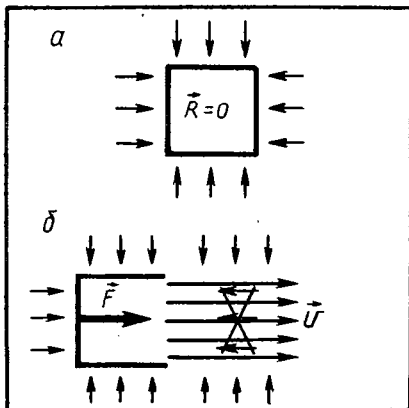


Рис. 5. Выходящий из правой грани куба сверхзвуковой поток не передает атмосферное давление на эту грань (вид сверху).

предварительно на примере куба установить, что равнодействующая атмосферного давления на его грани равна нулю (рис. 5, а). Если бы из одной грани куба исходил сверхзвуковой поток, то сила атмосферного давления на противоположную грань осталась бы нескомпенсированной, так как струя сверхзвукового потока не передает внешнего давления назад на эту грань (рис. 5, б).

2. Скорость истечения газов из ракетного двигателя. Важность данной характеристики ракетного двигателя с очевидностью вытекает из анализа формулы Циолковского (§ 2.2). Однако, ввиду того что кон-

структоры первых ракетных двигателей не могли непосредственно измерять скорости раскаленных газовых потоков, покидающих сопло, они стали оценивать эффективность двигателей по их удельной тяге (удельному импульсу). Удельная тяга — это величина, которая определяется отношением силы тяги к весу топлива, расходуемого в секунду:

$$I_{уд} = \frac{F_{тяги}}{P_{сек}}. \quad (2.16)$$

Как сила тяги, так и вес топлива могут легко измеряться при помощи динамометров¹.

Использование веса топлива ведет к очень неудобной размерности, характеризующей ракетный двигатель:

$$I_{уд} = \frac{F_{тяги}}{P_{сек}} = \frac{н}{н/сек} = сек.$$

Конечно, полученные секунды никак не связаны с временем работы ракетного двигателя. К сожалению, эта размерность вошла в практику и по ней оценивают эффективность ракетных двигателей. Следует помнить, если удельная тяга двигателя указывается в секундах, то, умножив ее на 9,81, можно определить среднюю скорость вытекающих из сопла продуктов сгорания в м/сек. Например: $I_{уд} = 300 \text{ сек}$; $v = 300 \cdot 9,81 \text{ м/сек} \approx 2940 \text{ м/сек}$.

¹ Если бы эту оценку делали на основе отношения силы тяги к массе топлива, расходуемого в секунду, то характеристика двигателя сразу же получалась бы в единицах скорости: $\frac{F_{тяги}}{m_{сек}} = \frac{кг \cdot м/сек^2}{кг/сек} = \frac{м}{сек}$.

3. Мощность ракетного двигателя оценивают по кинетической энергии массы газов, вытекающих в одну секунду:

$$N = \frac{m_{\text{сек}} u^2}{2}. \quad (2.17)$$

Учитывая, что сила тяги равна $F_{\text{тяги}} = m_{\text{сек}} u$, последнюю формулу можно представить в следующем виде:

$$N = \frac{F_{\text{тяги}} u}{2}. \quad (2.18)$$

4. К. п. д. ракетного двигателя можно оценить на основе отношения его мощности к выделяемой тепловой энергии в камере сгорания в одну секунду:

$$\eta = \frac{N}{Q_{\text{сек}}} = \frac{\frac{m_{\text{сек}} u^2}{2}}{m_{\text{сек}} q} = \frac{u^2}{2q}, \quad (2.19)$$

где u — скорость истечения в м/сек, q — теплотворность ракетного топлива в дж/кг.

На рисунке 6 в качестве примера показана фотография советского жидкостного ракетного двигателя РД-119, который был установлен на второй ступени ракеты-носителя «Космос». Сила тяги двигателя в вакууме составляет $1,08 \cdot 10^5$ н. Скорость истечения продуктов сгорания — 3450 м/сек ($I_{\text{уд}} = 352$ сек).

Значительно проще устроены ракетные двигатели на твердом топливе — РДТТ (рис. 1). В цилиндрической камере сгорания, которая одновременно является корпусом ракеты, помещаются заряды твердого топлива, состоящие из механических смесей различных горючих, окислителей и связующих веществ. Придавая топливным зарядам различную форму (цилиндрическую, трубчатую и др.), можно заранее рассчитать площадь горения топлива и тем самым задать нужный режим работы двигателю.

По сравнению с жидкостными РДТТ дают меньшие скорости истечения продуктов сгорания, поэтому они не могут конкурировать с ЖРД в полетах к другим небесным телам. Однако в будущем связи больших РДТТ смогут применяться в качестве первых ступеней ракет-носителей.

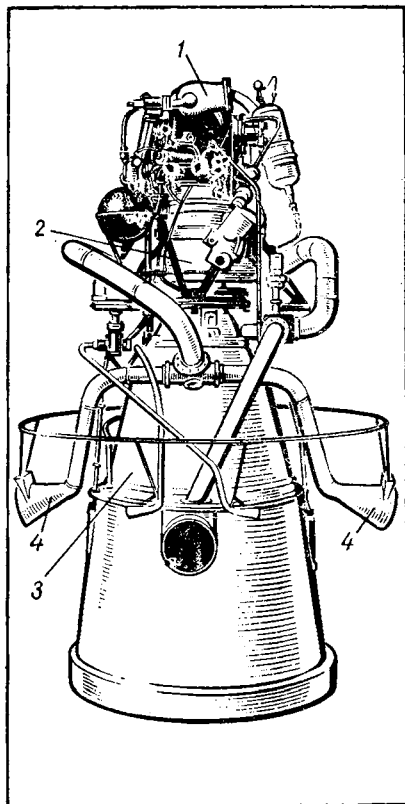


Рис. 6. Советский ЖРД РД-119:

1 — турбонасосный агрегат; 2 — камера сгорания; 3 — сопло основного двигателя; 4 — рулевые сопла.

Пример. На одноступенчатой ракете массой в 70 т установлены двигатели, развивающие в вакууме силу тяги $9,81 \cdot 10^5$ н при скорости истечения продуктов сгорания 3 км/сек. Масса топлива составляет 60 т. Определите: а) характеристическую скорость ракеты; б) время ее разгона; в) мощность ракетных двигателей.

По значениям ускорений в начале, в середине и в конце разгона постройте график ускорений ракеты.

Решение. а) По формуле Циолковского определяем характеристическую скорость:

$$v = 2,3 \lg \frac{M_0}{M_k} = 2,3 \cdot 3 \text{ км/сек} \lg \frac{70 \text{ т}}{10 \text{ т}} = 5,83 \text{ км/сек},$$

где конечная масса ракеты $M_k = 70 \text{ т} - 60 \text{ т} = 10 \text{ т}$.

б) Находим секундный расход массы:

$$m_{\text{сек}} = \frac{F_{\text{тяги}}}{u} = \frac{9,81 \cdot 10^5 \text{ н}}{3000 \text{ м/сек}} = 327 \text{ кг/сек}.$$

Время разгона:

$$t = \frac{M_{\text{топл}}}{m_{\text{сек}}} = \frac{60 \text{ 000 кг}}{327 \text{ кг/сек}} = 184 \text{ сек}.$$

в) Мощность двигателей ракеты:

$$N = \frac{F_{\text{тяги}} u}{2} = \frac{9,81 \cdot 10^5 \text{ н} \cdot 3 \cdot 10^3 \text{ м/сек}}{2} = 1,47 \cdot 10^9 \text{ вт} = 1,47 \text{ млн. квт}.$$

Для сравнения укажем, что мощность Волжской ГЭС имени В. И. Ленина составляет ~ 2 млн. квт.

Ускорение в начале разгона:

$$a_0 = \frac{F_{\text{тяги}}}{M_0} = \frac{9,81 \cdot 10^5 \text{ н}}{7 \cdot 10^4 \text{ кг}} = 14 \text{ м/сек}^2,$$

через $t_1 = \frac{284}{2} = 92 \text{ сек}$:

$$a_1 = \frac{F_{\text{тяги}}}{M_0 - m_{\text{сек}} t_1} = \frac{9,81 \cdot 10^5 \text{ н}}{7 \cdot 10^4 \text{ кг} - 327 \text{ кг/сек} \cdot 92 \text{ сек}} = 24,6 \text{ м/сек}^2,$$

в конце разгона:

$$a_k = \frac{F_{\text{тяги}}}{M_k} = \frac{9,81 \cdot 10^5 \text{ н}}{10^4 \text{ кг}} = 98,1 \text{ м/сек}^2.$$

§ 2.7. Топливо для ракетных двигателей. Топливо в термохимическом ракетном двигателе — это источник его энергии и одновременно исходный продукт для создания газов, при истечении которых возникает реактивная сила.

Оценивая топливо, в первую очередь, говорят о теплоте его сгорания — величине освобождаемой энергии при реактивной единицы массы химических веществ. Если реагирует не одна единица массы, а m , то выделится тепловая энергия

$$Q = mq,$$

где q — теплота сгорания топлива, измеряемая в дж/кг.

Теплоту сгорания топлива для земных и воздушных видов транспорта оценивают на основании только одного компонента — г о р ю ч е г о, второй компонент — о к и с л и т е л ь — при оценках не учитывают, считая, что кислород земной атмосферы всегда имеется в нужных для горения количествах. Но так как ракета является автономной системой, теплоту сгорания ракетного топлива необходимо выражать по отношению ко всем участвующим в реакциях веществам. Так, при использовании керосина в качестве ракетного горючего теплота его сгорания будет не 46 200 кДж/кг, а поскольку для сжигания 1 кг керосина требуется 2,56 кг кислорода, то теплота сгорания топлива керосин + кислород будет равна:

$$46\,200 : 3,56 \approx 13\,000 \text{ кДж/кг.}$$

Теплота сгорания ракетного топлива должна быть по возможности большой, так как согласно закону сохранения энергии большие кинетические энергии истекающих из двигателей с большими скоростями газов не могут быть обеспечены топливом с низкой теплопроводностью.

Кроме энергетических характеристик, при оценках ракетного топлива принимают еще во внимание его физическую и химическую стойкость, температуру плавления и кипения, плотность, вязкость, самовоспламеняемость, взрывоопасность, стоимость производства и т. д. Однако при оценке ракетного топлива не достаточно знать все его свойства, надо еще учитывать свойства получаемых после сгорания продуктов, так как они должны еще обеспечить большие скорости своего истечения из двигателей. Поэтому продукты сгорания должны быть обязательно газами, чтобы они смогли создать в камере сгорания большое давление и при вытекании из сопла ускоряться до сверхзвуковых скоростей без влияния каких-либо других внешних сил.

Одной из важных характеристик ракетных продуктов сгорания является их молекулярная масса.

Согласно закону Авогадро грамм-молекулы различных газов при одинаковых условиях занимают одинаковые объемы. Следовательно, если рассматривать образовавшиеся после сгорания топлива различные газы с разными молекулярными массами, то при одной и той же начальной массе объем будет больше у того газа, молекулярная масса которого меньше.

Поэтому при одном и том же секундном расходе массы топлива, которое дает газ с меньшей молекулярной массой, но большим объемом, позволяет создать в камере сгорания большее давление и в результате обеспечить большую скорость истечения.

Требование малой молекулярной массы для продуктов сгорания означает, что топливо для ракетных двигателей надо выбирать среди химических веществ с малыми атомными массами — их надо искать среди сочетаний элементов в начале таблицы Менделеева.

Из химических реакций, возможных среди элементов с малыми атомными массами, наибольшее количество энергии выделяется при

реагировании с кислородом и фтором. Однако фтор ядовит и агрессивен по отношению ко многим материалам, так что его применение в ракетной технике встречает затруднения. Поэтому кислород в чистом виде или в соединениях — непременный элемент ракетного топлива.

Если рассмотреть все окислы элементов с малыми молекулярными массами, то оказывается, что при нормальных условиях газом является лишь углекислота CO_2 (температура кипения — 78°C) и в газ может быть относительно легко превращена вода H_2O (температура кипения 100°C). Не удивительно, что основными элементами ракетного горючего являются водород и углерод.

В состав ракетного горючего входят и другие элементы. Так, в ракетной технике используется гидразин N_2H_4 , в котором азот как не горящий элемент является балластом. Однако он связывает большое количество водорода, и если при этом учесть, что гидразин при нормальных условиях является жидкостью, в 14 раз более плотной, чем жидкий водород, и не требует для хранения дьюаровых сосудов, становится понятным его применение в ракетной технике. Баки для гидразина на ракетах по сравнению с водородными надо делать меньшими и без специальных мер тепловой защиты.

В ракетном топливе встречаются и другие элементы, в том числе металлы. Но все эти добавки вызываются какими-либо особыми требованиями. Основными элементами ракетного горючего являются водород и углерод, а основным окислителем — кислород.

Применение топлива, в котором горючим является жидкий водород, а окислителем — жидкий кислород, позволяет получать в ракетных двигателях скорости истечения свыше 4 км/сек .

Пр и м е р. Рассчитать количества горючего и окислителя в ракете, рассмотренной в примере предыдущего параграфа, если считать, что горючим в ней является керосин, а окислителем — кислород. Определить к. п. д. ракетного двигателя.

Р е ш е н и е. Так как для сжигания 1 кг керосина требуется $2,56 \text{ кг}$ кислорода, то массу топлива в 60 т надо разделить в пропорции $1 : 2,56$. Керосина в баках ракеты должно быть $16,9 \text{ т}$, а кислорода — $43,1 \text{ т}$.

$$\eta = \frac{u^2}{2g} = \frac{(3000 \text{ м/сек})^2}{2 \cdot 43 \cdot 10^3 \text{ дж/кг}} \approx 0,35; \quad \eta = 35\%.$$

Глава III

Свободное движение ракеты в поле тяготения

§ 3.1. Центральное поле тяготения.

В курсе механики VIII класса уже было изучено, что согласно установленному Ньютоном закону всемирного тяготения «все материальные точки притягиваются друг к другу с силой, прямо пропорциональной произведению их масс и обратно пропорциональной квадрату расстояния между ними»:

$$F = \gamma \frac{Mm}{r^2}, \quad (3.1)$$

где γ — гравитационная постоянная, равная $6,67 \cdot 10^{-11} \frac{\text{м}^3}{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}$, M и m — массы притягивающихся материальных точек, r — расстояние между ними.

На основе закона всемирного тяготения легко рассчитать силу взаимодействия между двумя точечными телами, в том числе между телами, размеры которых по сравнению с расстояниями между ними оказываются незначительными. Если тела являются однородными шарами, то они притягиваются как материальные точки, массы которых сосредоточены в их центрах. Поэтому, вместо рассмотрения притяжения таких шаров, можно рассматривать притяжение между точками, считая, что их массы равны массам шаров.

Землю, Солнце, а также планеты в первом приближении можно считать материальными точками, так как их формы близки к шаровым, а плотности составляющих их веществ постепенно увеличиваются в направлении их центров. Представление небесного тела в виде материальной точки с такой же массой значительно упрощает задачу нахождения траектории движения космического аппарата, так как притяжение всех точек заменяется притяжением одной ее точки — центра масс.

У материальной точки наиболее простое г р а в и т а ц и о н н о е поле, т. е. область пространства, в котором можно обнаружить действие ее тяготения на другие тела. Гравитационное поле материальной точки является центральным. Это значит, что при любом расположении тела в поле материальной точки вектор действующей на него силы будет всегда направлен на эту точку, как на центр притяжения.

Характеризовать центральное поле тяготения можно на основе тех у с к о р е н и й, которые оно сообщает помещаемым в него телам.

Если в центральное поле тяготения внести тело массой m и расположить его на расстоянии r от центра, то поле сообщит этому телу следующее ускорение:

$$a = \frac{F}{m} = \frac{\gamma M m}{r^2 m} = \frac{\gamma M}{r^2}. \quad (3.2)$$

Как видно из последней формулы, такие ускорения могут быть определены для любой точки центрального гравитационного поля: надо лишь знать величину центральной массы M и величину расстояния избранной точки от притягивающего центра.

При этом m — масса вносимого в поле тела не влияет на значение ускорений в разных точках поля. Это положение подтвердилось экспериментально при изучении механики в VIII классе: у земной поверхности тела разных масс падают с одним и тем же ускорением, равным $9,81 \text{ м/сек}^2$. Если же эти тела отнести на расстоянии двух земных радиусов от центра Земли, то они также будут падать с одинаковыми ускорениями, которые будут по величине в четыре раза меньше, чем у земной поверхности: $a = 9,81 : 4 = 2,45 \text{ м/сек}^2$.

Центральное поле тяготения можно характеризовать на основе энергетического подхода.

Рассмотрим этот вопрос подробнее.

Пусть в центральном поле тяготения, которое создается телом массы M , на расстоянии r_0 находится тело массы m . Оно притягивается к центру с силой \vec{F}_0 . Это тело можно сместить в соседнюю точку на расстояние r_1 от центра, приложив к нему силу $\vec{F}'_0 = -\vec{F}_0$. При этом будет выполнена работа против сил тяготения:

$$A_{01} = -F'_0 (r_1 - r_0).$$

Предположим, тело m перемещается на столь малое расстояние, что сила тяготения на этом отрезке не меняется и равна

$$F = -\frac{\gamma M m}{r_{\text{cp}}^2}, \quad \text{где } r_0 < r_{\text{cp}} < r_1.$$

Так как $r_{\text{cp}}^2 \approx r_0 \cdot r_1$, то работа внешних сил по перемещению тела из одной точки поля в другую равна:

$$A_{01} = -\frac{\gamma M m}{r_0 r_1} (r_1 - r_0) = \frac{\gamma M m}{r_0} - \frac{\gamma M m}{r_1}.$$

Рассуждая подобным образом, можно показать, что для дальнейшего перемещения тела из точки, находящейся от центра на расстоянии r_1 , в точку, отстоящую от центра на расстоянии r_2 , потребуется совершить работу:

$$A_{12} = \frac{\gamma M m}{r_1} - \frac{\gamma M m}{r_2}.$$

Следовательно, для перемещения тела в центральном поле из точки r_0 в точку r_2 потребуется суммарная работа:

$$A_{02} = A_{01} + A_{12} = \frac{\gamma M m}{r_0} - \frac{\gamma M m}{r_2}.$$

Продолжая суммирование в таком же порядке вплоть до бесконечности, можно установить, что

$$A_{0\infty} = \frac{\gamma Mm}{r_0} - \frac{\gamma Mm}{\infty} = \frac{\gamma Mm}{r_0}.$$

В курсе механики VIII класса было установлено, что работа против сил тяготения идет на увеличение потенциальной энергии поднимаемого тела. Следовательно, $A = \Delta\Pi$, тогда

$$\Pi_{\infty} - \Pi_{r_0} = \Delta\Pi = \frac{\gamma Mm}{\infty} - \frac{\gamma Mm}{r_0}.$$

Если условно считать, что в бесконечности потенциальная энергия тела m равна нулю, то на расстоянии r_0 от центра тяготения она равна:

$$\Pi = - \frac{\gamma Mm}{r_0}. \quad (3.3)$$

Для характеристик центральных гравитационных полей разных небесных тел за начало отсчета необходимо принять единый нулевой уровень, в равной степени приемлемый для всех небесных тел. Таким общим нулевым уровнем для отсчета потенциальной энергии во всех центральных полях и является бесконечность.

Чтобы энергетическая характеристика центрального поля тяготения не была связана с различными по величине массами, вносимыми в поле, ее выражают через потенциал φ :

$$\varphi = \frac{\Pi}{m} = - \frac{\gamma M}{r_0}. \quad (3.4)$$

Как видно из последней формулы, величина потенциала в любой точке центрального поля тяготения зависит только от величины центральной массы M и центрального расстояния до нее r_0 . Численное значение величины потенциала равно работе (взятой с обратным знаком) по перемещению тела единичной массы из данной точки поля в бесконечность.

§ 3.2. Гравитационные параметры небесных тел. В космонавтике при различных расчетах преимущественно пользуются не значениями масс центральных тел, а гравитационными параметрами этих тел, т. е. произведениями масс на гравитационную постоянную:

$$K = \gamma M, \quad (3.5)$$

где K — гравитационный параметр, γ — гравитационная постоянная, M — масса центрального тела. И дело здесь не только в том, что при такой записи несколько упрощаются формулы и вычисления, а в том, что K для некоторых тел Солнечной системы известно с большей точностью, чем сами множители γ и M . Так, наблюдения за движениями ИСЗ позволили установить, что гравитационный параметр Земли равен $K_{\oplus} = 3,98603 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{сек}^2$, т. е. с точностью до шести значащих цифр. Гравитационная же постоянная известна

с меньшей точностью: $\gamma = 6,673 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3/(\text{кг} \cdot \text{сек}^2)$, причем значение четвертой цифры определено не уверенно.

Гравитационный потенциал точки земного экватора на уровне моря равен

$$\begin{aligned} \varphi &= -\frac{K}{r} = -\frac{K_{\oplus}}{R_{\text{экр}}} = -\frac{3,98603 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{сек}^2}{6,37816 \cdot 10^6 \text{ м}} = \\ &= -6,2495 \cdot 10^7 \text{ Дж/кг}. \end{aligned}$$

Это значит, что для удаления каждого килограмма массы с земного экватора в бесконечность требуется энергия $6,2495 \cdot 10^7 \text{ Дж}$. Для сравнения укажем, что 1 кг ракетного топлива керосин — кислород при сжигании выделяет значительно меньшую энергию — $1,3 \cdot 10^7 \text{ джоулей}$. Подумайте, означает ли это, что ракеты, работающие на топливе керосин — кислород, не могут побороть силы земного тяготения?

В конце книги в таблице 11 приведены значения гравитационных параметров для некоторых тел Солнечной системы.

§ 3.3. Задача двух тел. Под задачей двух тел понимают изучение движений двух материальных точек, которые притягиваются друг к другу по закону всемирного тяготения. При этом считают, что вокруг этих точек нет других материальных тел, способных повлиять на их движения.

Хотя задача двух тел явно идеализирована, тем не менее расчеты на ее основе движений искусственных небесных тел в полях тяготения различных тел Солнечной системы позволяют получать результаты, которые находятся в хорошем приближении к действительным (наблюдаемым) движениям запускаемых в космос аппаратов.

Планету как материальную точку можно принять за неподвижный центр тяготения и рассматривать движения космических аппаратов (КА) в поле тяготения этого центра. При такой постановке задачи легко видеть, что она является задачей динамики: требуется определить, как будет двигаться КА в зависимости от тех ускорений, которые сообщает ему центральное поле тяготения и в зависимости от начальных условий движения.

В центральном поле тяготения с гравитационным параметром K движущийся КА получает ускорения, определяемые по формуле $a = \frac{K}{r^2}$. Начальными условиями будут: начальное центральное

расстояние КА — r_0 и вектор скорости — \vec{v}_0 в начальный момент времени. Зная все эти данные, можно рассчитать орбиту — траекторию дальнейшего движения КА.

Поставленная задача решается на основе двух фундаментальных законов физики: закона сохранения энергии (применительно к центральному полю тяготения) и закона сохранения момента импульса. Рассмотрим последовательно эти законы, а затем на их основе — орбитальные движения КА.

§ 3.4. Закон сохранения энергии в центральном поле тяготения. В курсе механики VIII класса уже было установлено, что полная механическая энергия замкнутой системы тел, между которыми действуют силы тяготения, остается неизменной при любых движениях тел этой системы; возможны только взаимные превращения кинетической и потенциальной энергии. На примере падающего тела было показано, что

$$E = K + \Pi = \frac{mv^2}{2} + mgh, \quad (3.6)$$

где E — полная энергия падающего тела, $K = \frac{mv^2}{2}$ — кинетическая энергия в любой точке падения, $\Pi = mgh$ — потенциальная энергия в этой же точке.

В такой форме закон сохранения энергии справедлив, когда высота падения невелика и величина земного ускорения принимается за постоянную на всем пути движения.

При рассмотрении движений КА, удаляющихся на большие расстояния от Земли, закон сохранения энергии в данной форме применять нельзя: расчеты будут ошибочны, ибо поле земного тяготения на таких больших расстояниях нельзя считать однородным — с одним и тем же значением величины земного ускорения. В этих случаях земное поле следует рассматривать как центральное, в котором ускорение тяготения обратно пропорционально квадрату расстояния.

Как было уже показано в § 3.1, потенциальная энергия в центральном поле тяготения определяется по формуле (3.3). Поэтому полная энергия тела, находящегося в какой-либо точке центрального поля, будет равна:

$$E = K + \Pi = \frac{mv^2}{2} - \frac{\gamma Mm}{r}. \quad (3.7)$$

Если тело при свободном орбитальном движении в центральном поле перемещается из точки 1 (r_1, v_1, t_1) в точку 2 (r_2, v_2, t_2), то, хотя потенциальная и кинетическая энергия тела изменяется, его полная энергия согласно закону сохранения энергии останется прежней:

$$E = \frac{mv_1^2}{2} - \frac{\gamma Mm}{r_1} = \frac{mv_2^2}{2} - \frac{\gamma Mm}{r_2}.$$

Такой же останется полная энергия тела во всех остальных точках его орбиты (рис. 7).

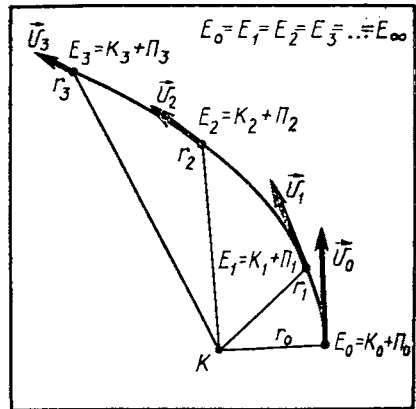


Рис. 7. Сумма кинетической и потенциальной энергии тела, которое движется в центральном поле, неизменна во всех точках его орбиты и равна его полной энергии.

Если полную энергию тела рассчитывать не для всей его массы, а только для одного килограмма и учесть, что $\gamma M = K$, то последнюю формулу можно представить в более простом виде:

$$C_E = \frac{E}{m} = \frac{v_1^2}{2} - \frac{K}{r_1} = \frac{v_2^2}{2} - \frac{K}{r_2}, \quad (3.8)$$

где C_E — константа энергии, равная полной энергии, отнесенной к 1 кг массы движущегося тела.

Пример. С поверхности Земли запускают вертикально вверх тело со скоростью $v = 7$ км/сек. Определить максимальную высоту поднятия тела над земной поверхностью. Влиянием атмосферы пренебречь. Радиус Земли считать равным $R_{\oplus} = 6370$ км.

Решение. Задачу решают на основе закона сохранения энергии для тела единичной массы: сумма потенциальной и кинетической энергии при отлете с поверхности Земли должна быть равной сумме потенциальной и кинетической энергии на той высоте h , где скорость движения тела равна нулю:

$$\frac{v^2}{2} - \frac{K_{\oplus}}{R_{\oplus}} = 0 - \frac{K_{\oplus}}{R_{\oplus} + h},$$

откуда

$$h = \frac{R_{\oplus}^2 v^2}{2K_{\oplus} - R_{\oplus} v^2} = \frac{(6370 \text{ км})^2 \left(7 \frac{\text{км}}{\text{сек}}\right)^2}{2 \cdot 3,9860 \cdot 10^6 \frac{\text{км}^3}{\text{сек}^2} - 6370 \text{ км} \left(7 \frac{\text{км}}{\text{сек}}\right)^2} \approx 4100 \text{ км.}$$

Упражнение 5

1. На какую высоту смогло бы подняться тело, брошенное вертикально вверх со скоростью 7 км/сек, при движении в однородном гравитационном поле с ускорением $g = 9,81$ м/сек²? Результат решения сравните с ответом разобранных выше примера.
2. Геофизическая ракета, поднимавшаяся на высоту 600 км, падает на земную поверхность. Какую скорость падения на Землю имела бы ракета при отсутствии атмосферы?
3. Какую скорость приобрело бы тело, падающее отвесно на земную поверхность с расстояния Луны ($r_{\text{л}} = 384\,000$ км)?

§ 3.5. Скорость освобождения. Уяснив на примерах, как следует применять закон сохранения энергии для тел, падающих в центральном поле тяготения, возвратимся еще раз к анализу этого закона и на его основе рассмотрим скорости движений и бросаний тел. Вначале проанализируем случай, когда полная энергия тела в момент бросания равна нулю:

$$E_0 = \frac{v_0^2}{2} - \frac{K}{r_0} = 0.$$

Согласно закону сохранения энергии полная энергия тела будет равна нулю и во всех точках траектории его дальнейшего движения (рис. 7):

$$0 = \frac{v_1^2}{2} - \frac{K}{r_1} = \frac{v_2^2}{2} - \frac{K}{r_2} = \frac{v_3^2}{2} - \frac{K}{r_3} = \dots$$

Следовательно, при такой константе (постоянной) энергии скорости тела во всех отмеченных точках будут равны:

$$v_1 = \sqrt{\frac{2K}{r_1}}; \quad v_2 = \sqrt{\frac{2K}{r_2}}; \quad \dots; \quad v_\infty = \sqrt{\frac{2K}{\infty}} = 0. \quad (3.9)$$

Если в любой из точек r_1, r_2, \dots, r_n телу будет сообщена соответствующая скорость v_1, v_2, \dots, v_n , то, получив такую скорость, тело сможет удалиться в бесконечность, где скорость его движения уменьшится до нуля.

Такая скорость бросания получила название скорости освобождения. Термин «скорость освобождения» означает, что сообщенная телу скорость достаточна для преодоления сил тяготения.

Как видно из приведенных формул, чем дальше от центра тяготения будут происходить бросания, тем меньшими по величине будут скорости освобождения.

Скорость освобождения, отнесенная к уровню поверхности Земли (или другого небесного тела) без учета влияния атмосферы, получила название второй космической скорости v_{II} .

Как легко рассчитать, вторая космическая скорость для Земли при $R_\oplus = 6370$ км равна 11,19 км/сек.

Если сообщить такую скорость телу у земной поверхности, то при отсутствии атмосферы оно смогло бы преодолеть силу земного притяжения и навсегда уйти от Земли. Хотя по мере удаления скорость движения тела будет уменьшаться, но в любой точке траектории его движения она будет достаточной для преодоления земного притяжения.

В том случае, когда телу сообщают меньшую скорость, чем вторая космическая, оно после достижения некоторой удаленной точки обязательно станет возвращаться к притягивающей его Земле.

Другими словами, если полная энергия тела меньше нуля ($E < 0$), то его кинетическая энергия меньше абсолютного значения потенциальной энергии и, следовательно, запаса кинетической энергии тела не хватает, чтобы выбраться из потенциальной ямы земного притяжения:

$$\frac{mv^2}{2} - \frac{\gamma Mm}{r} < 0; \quad \frac{mv^2}{2} < \frac{\gamma Mm}{r}; \quad \frac{v^2}{2} < \varphi. \quad (3.10)$$

Как бы высоко тело ни поднималось над Землей, оно при $E < 0$ обязательно упадет назад.

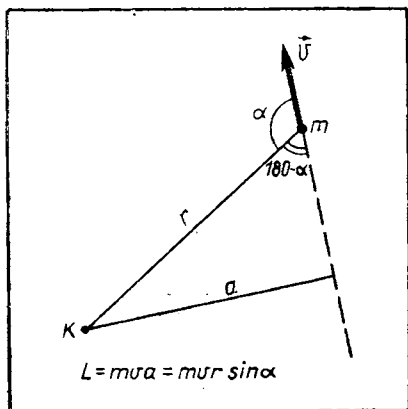


Рис. 8. Определение момента импульса точки в центральном поле.

Если телу сообщат скорость, по величине большую, чем скорость освобождения, тело не только уйдет в бесконечность, но и будет иметь там некоторую скорость, которую называют избыточной или остаточной.

Величину избыточной скорости можно подсчитать на основе закона сохранения энергии: полная энергия тела при бросании его со скоростью v_0 должна равняться полной его энергии в бесконечности, когда оно движется с избыточной скоростью $v_{\text{изб}}$, так как $v_{\text{осв}}^2 = \frac{2K}{r}$ и $\frac{K}{\infty} = 0$, то после за-

мен и умножения всех членов уравнения на 2 получим:

$$v_{\text{изб}}^2 = v_0^2 - v_{\text{осв}}^2, \quad (3.11)$$

т. е. квадрат избыточной скорости равен разности квадратов скорости бросания и скорости освобождения.

Пример. Определить избыточную скорость тела, если ему у земной поверхности сообщили скорость 12 км/сек. Влияние земной атмосферы не учитывать.

Решение.

$$v_{\text{изб}} = \sqrt{v_0^2 - v_{11}^2} = \sqrt{(12 \text{ км/сек})^2 - (11,19 \text{ км/сек})^2} = 4,34 \text{ км/сек.}$$

§ 3.6. Закон сохранения момента импульса. Обобщения широкого круга экспериментов и наблюдений над вращающимися телами позволили открыть фундаментальный закон природы — закон сохранения момента импульса.

Рассмотрим этот закон на простейшем примере движения материальной точки в центральном поле. Пусть материальной точке массой m , находящейся на расстоянии r от центра притяжения, сообщают скорость \vec{v} под углом α к радиусу-вектору (рис. 8), в результате чего материальная точка приобретает импульс $m\vec{v}$.

Под величиной момента импульса точки понимают произведение величины ее импульса на расстояние от притягивающего центра до линии, по которой направлен вектор скорости точки:

$$L = mva, \quad (3.12)$$

где L — величина момента импульса, a — расстояние от центра притяжения до линии, по которой направлен вектор скорости \vec{v} .

Учитывая, что расстояние от центра $a = r \sin (180^\circ - \alpha) = r \sin \alpha$, последнее уравнение можно представить так: $L = mvr \sin \alpha$.

Закон сохранения момента импульса утверждает, что в замкнутой системе при движении материальной точки в центральном поле величина момента ее импульса остается постоянной, т. е.

$$L = mv_1 r_1 \sin \alpha_1 = mv_2 r_2 \sin \alpha_2 = mv_3 r_3 \sin \alpha_3 \text{ и т. д.} \quad (3.13)$$

Учитывая, что при движении по окружности $\alpha = 90^\circ$, закон сохранения момента импульса можно записать в более простом виде: $L = mv_1 r_1 = mv_2 r_2 = \dots$

$$\text{Отсюда легко получить: } \frac{v_1}{v_2} = \frac{r_2}{r_1} = \dots \quad (3.14)$$

Следовательно, при одной и той же величине момента импульса скорости движений тела по окружностям будут обратно пропорциональны радиусам этих окружностей. Если, например, радиус окружности движения тела уменьшается вдвое, то его линейная скорость возрастает вдвое. Так как частоты обращений тела по окружности значительно проще измерять, чем линейные скорости, то, подставив в формулу (3.14) $v = 2\pi r\nu$, получим: $\frac{\nu_1}{\nu_2} = \left(\frac{r_2}{r_1}\right)^2$.

Как видно из последней формулы, при одном и том же моменте импульса частоты обращений тела обратно пропорциональны квадратам радиусов окружностей. Для экспериментальной иллюстрации закона сохранения импульса можно использовать следующую установку (рис. 9).

Вверху трубки длиной 1 м закрепляют маленький шариковый подшипник, внутрь которого вставляют короткую, тонкую трубку со сглаженными и хорошо отшлифованными краями.

Сквозь обе трубки продевают нить длиной 1,5 м, способную выдерживать кручения. К верхнему концу нити привязывают металлический шарик массой 50 г, а к нижнему — стопорный кружок, не позволяющий концу нити проскакивать в трубку.

Если заставить шарик обращаться вокруг вертикально поставленной трубки, то, надавливая на кружок, можно изменять радиусы обращений шарика и наблюдать при этом за изменениями частот.

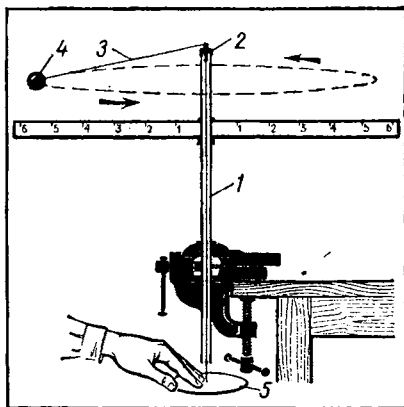


Рис. 9. Демонстрация закона сохранения момента импульса при помощи вращающегося на нити шарика:

1 — трубка; 2 — шариковый подшипник; 3 — нить; 4 — шарик; 5 — диск.

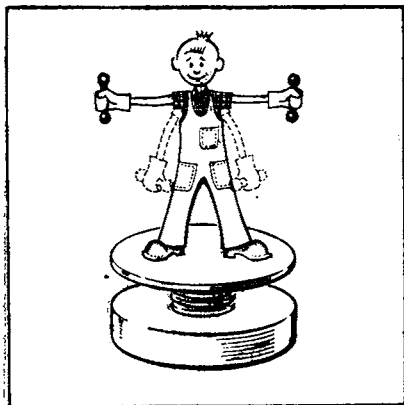


Рис. 10. Демонстрация закона сохранения момента импульса на скамье Жуковского.

Для измерений радиусов обращений шарика на трубке устанавливают линейку. Частоты обращений шарика определяют с помощью секундомера.

Закон сохранения момента импульса можно качественно продемонстрировать на скамье Жуковского (рис. 10), если встать или сесть на нее с двумя гантелями в руках. После приведения скамьи во вращение гантели разводят в стороны и прижимают к туловищу, наблюдая при этом за частотами вращений. Закон сохранения момента импульса эффектно используется спортсменами-фигуристами на льду, когда для увеличения частоты вращения они посте-

пенно приближают руки к своему туловищу.

При рассмотрении движений тел в центральных полях тяготения более удобно пользоваться не величиной момента импульса, а константой площади C_L , которую выражают через отношение момента импульса тела к его массе, т. е. она представляет собой величину момента импульса для 1 кг массы обращающегося тела:

$$C_L = \frac{L}{m} = \frac{mvr \sin \alpha}{m} = vr \sin \alpha.$$

§ 3.7. Законы Кеплера. В начале XVII в. немецкий астроном Иоганн Кеплер (1571—1630), обрабатывая результаты наблюдений планет, установил три закона их движения.

Первый закон. Каждая планета движется по эллипсу, в одном из фокусов которого находится Солнце.

Каждый фокус эллипса — F_1 и F_2 — находится на расстоянии c от его центра (рис. 11). Длина большой полуоси обозначается буквой a , длина малой полуоси — b . Все названные элементы связаны между собой:

$$a^2 = b^2 + c^2.$$

Ближайшая к Солнцу точка на эллиптической орбите называется перигелием (Π), а самая удаленная — афелием (A). Их соответственные расстояния от Солнца обозначаются r_Π и r_A . Среднее расстояние планеты от Солнца равно большой полуоси эллиптической орбиты:

$$\frac{r_A + r_\Pi}{2} = a.$$

При характеристике эллиптической орбиты принято указывать два ее элемента: большую полуось a и эксцентриситет $e = c/a$ — элемент, который выражает степень вытянутости эллипса.

Уравнение эллиптической орбиты имеет следующий вид:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \varphi}, \quad (3.15)$$

где r — радиус-вектор любой избранной точки на эллиптической орбите, p — параметр орбиты — высота перпендикуляра, восстановленного из фокуса, где находится Солнце, к большой оси до пересечения с эллиптической орбитой, e — эксцентриситет, φ — центральный угол, отсчитанный от перигелия в направлении орбитального движения до избранной точки на орбите.

Приведенная формула (3.15) позволяет построить эллиптическую орбиту согласно рассчитанным точкам. Взяв определенные значения параметра p и эксцентриситета e , находят для последовательных значений центрального угла соответствующие радиусы-векторы. При помощи транспортира и линейки наносят на лист бумаги рассчитанные точки, а затем соединяют их в кривую лекалом.

Второй закон. Радиус-вектор планеты в равные промежутки времени описывает равновеликие площади. На эллиптической орбите (рис. 12) отложены пути планеты — l_1, l_2 и l_3 , — пройденные ею в равные промежутки времени — $t_1 = t_2 = t_3$.

Второй закон Кеплера утверждает, что площади, заключенные между радиусами-векторами, проведенными к началам и концам пройденных путей, равны между собой: $S_1 = S_2 = S_3$.

Следовательно, второй закон указывает на неравномерность движения планеты по эллиптической орбите: при удалении от Солнца скорость ее уменьшается, при приближении к Солнцу — увеличивается. Соотношения между скоростями устанавливаются на основе равенства площадей. Как видно, второй закон Кеплера является хорошей иллюстрацией закона сохранения момента импульса (§ 3.6). Только указанная там константа площадей C_L по величине в 2 раза больше, чем это следует из закона Кеплера: площадь параллелограмма, построенного на r и \vec{v} в 2 раза больше площади треугольника, опирающегося на длину пути, пройденного планетой в одну секунду, т. е. треугольника, построенного на тех же самых r и $l = v \cdot t_{\text{сек}} = v$ (рис. 13).

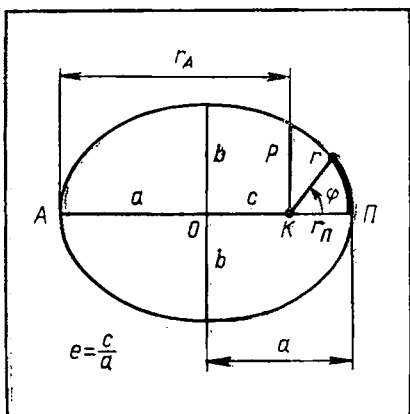


Рис. 11. Элементы эллиптической орбиты.

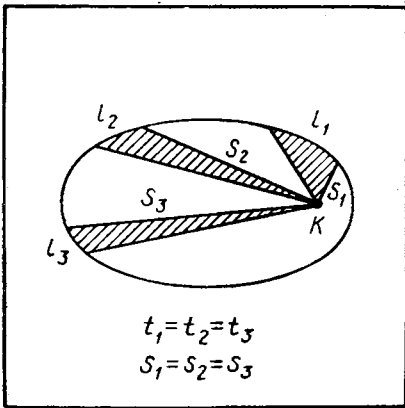


Рис. 12. Второй закон Кеплера — закон площадей.

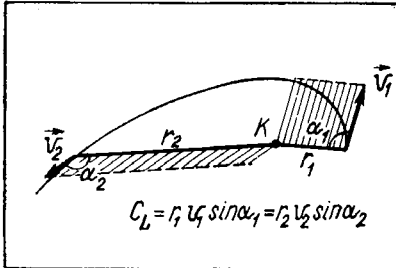


Рис. 13. Константа площадей при орбитальном движении тела в гравитационном поле является величиной постоянной.

орбиты служит единицей (астрономической единицей) для измерения расстояний в Солнечной системе, последней формуле можно придать вид, удобный для решения задач, связанных с обращениями КА вокруг Солнца:

$$\frac{a^3}{T^2} = C = 1,0000 \frac{a.e.^3}{год^2}, \quad (3.17)$$

где $a.e.$ — астрономическая единица — большая полуось земной орбиты, равная среднему расстоянию Земли от Солнца.

§ 3.8. Формы орбит в зависимости от начальных условий. Пусть на расстоянии r_0 от центра тяготения K ряду тел сообщают различные скорости \vec{v}_0 в направлении, перпендикулярном начальному ра-

Третий закон. Квадраты периодов обращений планет вокруг Солнца прямо пропорциональны кубам больших полуосей их орбит.

Если большие полуоси эллиптических орбит двух планет обозначить a_1 и a_2 , а периоды обращения этих планет вокруг Солнца — T_1 и T_2 , то согласно третьему закону Кеплера они связаны между собой следующим образом:

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}.$$

Используя свойство пропорций, формуле можно придать иной вид:

$$\frac{a_1^3}{T_1^2} = \frac{a_2^3}{T_2^2}, \quad (3.16)$$

т. е. отношение куба большой полуоси орбиты планеты к квадрату ее периода обращения одинаково для всех планет:

$$\frac{a_1^3}{T_1^2} = \frac{a_2^3}{T_2^2} = \frac{a_3^3}{T_3^2} = \dots = C,$$

где C — постоянная величина.

Учитывая, что Земля совершает один оборот вокруг Солнца за 1,0000 год, а полуось ее ор-

двусу-вектору: $\vec{v}_0 \perp \vec{r}_0$. Необходимо выяснить, по каким орбитам будут двигаться тела, и определить характеристики их орбит.

Эту задачу впервые решил Ньютон. Он показал, что движения могут происходить по эллиптическим, параболическим и гиперболическим орбитам, которые описываются одной и той же формулой (3.15).

При этом параметр орбиты p и эксцентриситет e связаны с константой энергий $C_E = \frac{v_0^2}{2} - \frac{K}{r_0}$ и константой площадей $C_L = r_0 v_0$ следующими формулами:

$$p = \frac{C_L^2}{K}; \quad e = \sqrt{1 + \frac{C_E C_L^2}{K^2}}.$$

Проанализируем последние формулы и выясним, как по ним можно установить форму орбиты и ее характеристики в зависимости от начальных условий r_0 и v_0 .

Величины K , C_L^2 и p всегда положительны. Что касается константы энергий $C_E = \frac{v_0^2}{2} - \frac{K}{r_0}$, то она может быть отрицательной ($C_E < 0$), равной нулю ($C_E = 0$) и положительной ($C_E > 0$).

1. Если константа энергий равна нулю: $C_E = \frac{v_0^2}{2} - \frac{K}{r_0} = 0$, то начальная скорость v_0 равна скорости освобождения $v_{\text{осв}}$:

$$v_0 = v_{\text{осв}} = \sqrt{\frac{2K}{r_0}}.$$

Тело в таком случае уходит в бесконечность от притягивающего центра по параболической орбите (рис. 14), эксцентриситет которой равен единице: $e = 1$.

Скорость освобождения часто называют параболической скоростью, подчеркивая при этом форму орбиты, по которой тело уходит в бесконечность.

2. Если константа энергий отрицательна, $C_E = \frac{v_0^2}{2} - \frac{K}{r_0} < 0$, то $v_0 < \sqrt{\frac{2K}{r_0}}$, $v_0 < v_{\text{осв}}$ и тело не может уйти от центра тяготения K и вынуждено обращаться вокруг этого центра по эллиптической орбите.

Из формулы $r = \frac{p}{1 + e \cos \varphi}$ при $\varphi = 0$ находим, что $r_n = \frac{p}{1 + e}$. Согласно рисунку 11 $r_n = a - c = a(1 - e)$. Отсюда $a = \frac{p}{1 - e^2}$.

Подставляя в последнюю формулу вместо p и e^2 их значения, находим: $a = -\frac{K}{C_E}$; $C_E = -\frac{K}{a}$.

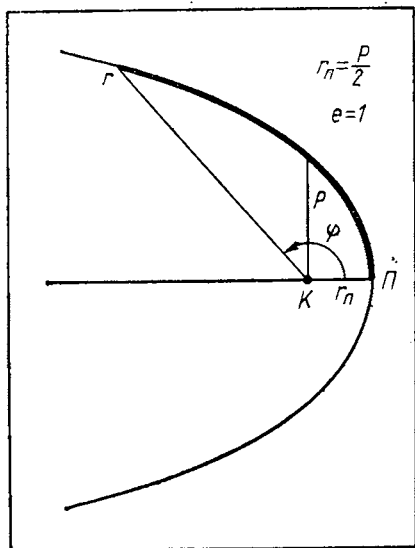


Рис. 14. Элементы параболической орбиты.

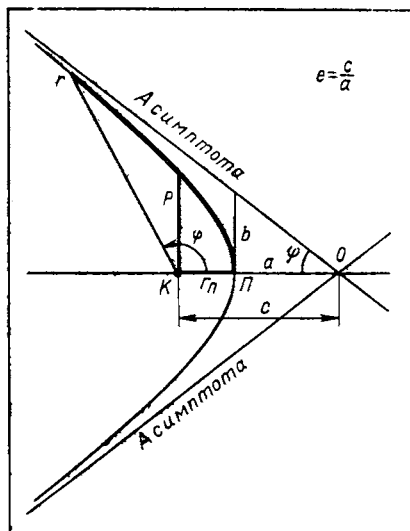


Рис. 15. Элементы гиперболической орбиты.

Как видно, константа энергий S_E , являющаяся динамической характеристикой движущегося в центральном поле тяготения тела, позволяет определить геометрические размеры орбиты — ее большую полуось a .

Величину большой полуоси эллиптической орбиты можно рассчитывать без предварительного определения константы энергий, а на основе начальных данных, если уравнение $\frac{v_0^2}{2} - \frac{K}{r_0} = -\frac{K}{a}$ решить относительно a :

$$a = \frac{Kr_0}{2K - r_0v_0^2}.$$

Если известна большая полуось эллиптической орбиты a , то линейная скорость движения тела по этой орбите в избранной точке с радиусом-вектором r будет равна:

$$v = \sqrt{K \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}. \quad (3.18)$$

Особым случаем при $r = a$ является движение по круговой орбите. Легко видеть из (3.18), что круговая скорость равна: $v_{кр} = \sqrt{\frac{K}{r_0}}$.

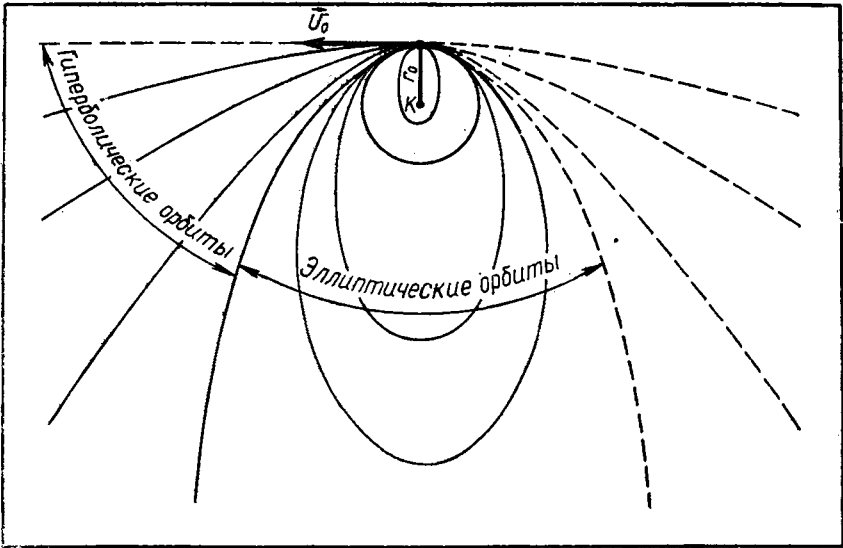


Рис. 16. Зависимость формы орбиты от начальной скорости запуска при условии, что $v_0 \perp r_0$.

Нетрудно показать, что круговая скорость в $\sqrt{2}$ раз меньше скорости освобождения:

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{K}{r_0}} = \sqrt{\frac{2K/r}{2}} = \frac{v_{осв}}{\sqrt{2}}. \quad (3.19)$$

Эксцентриситет круговой орбиты равен нулю: $e = 0$.

3. При положительной константе энергий $C_E > 0$ тело уходит от притягивающего центра в бесконечность по гиперболической орбите (рис. 15).

Эксцентриситет гиперболической орбиты больше единицы: $e = \frac{c}{a} > 1$. На бесконечности ветки гиперболы приближаются к двум прямым (асимптотам), которые образуют между собой угол ψ . Угол между асимптотами можно найти по формуле

$$\operatorname{tg} \psi = \frac{b}{a} = \sqrt{\frac{c^2 - a^2}{a^2}}. \quad (3.20)$$

Так как при запусках на гиперболические орбиты $v_0 > v_{осв}$, то, как было установлено раньше, при удалении в бесконечность тело будет иметь избыточную скорость (3.11), которую часто называют гиперболическим избытком скорости, подчеркивая этим форму траектории, по которой оно удаляется от притягивающего центра.

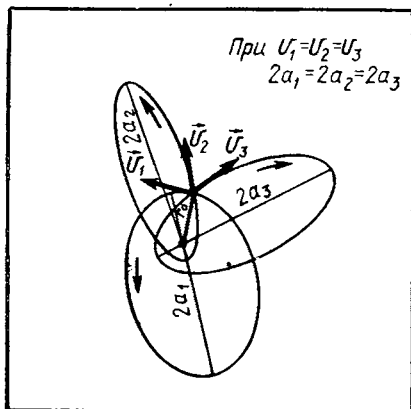


Рис. 17. Формы эллиптических орбит тел, которые были запущены с одинаковыми по величине скоростями, но в разных направлениях.

но точка запуска станет перигентом орбиты. При $v_0 = v_{осв}$ движение будет происходить по параболической орбите, а при дальнейшем росте начальных скоростей тела станут двигаться по гиперболическим траекториям.

В помещенной ниже таблице еще раз перечислены формы орбит движения тел в центральном поле тяготения и указаны характерные пределы, при которых происходят движения по этим орбитам.

Круговая орбита	$C_E = \frac{K}{2r}$	$e = 0$	$v_0 = \frac{v_{осв}}{\sqrt{2}}$
Эллиптическая орбита	$C_E < 0$	$0 < e < 1$	$v_0 < v_{осв}$
Параболическая орбита	$C_E = 0$	$e = 1$	$v_0 = v_{осв}$
Гиперболическая орбита	$C_E > 0$	$e > 1$	$v_0 > v_{осв}$

Хотя в данном параграфе рассматривались только те орбиты, которые образуются при запусках, когда вектор скорости перпендикулярен радиусу-вектору $\vec{v}_0 \perp \vec{r}_0$, тем не менее основные результаты будут справедливы при любых углах между \vec{v}_0 и \vec{r}_0 (за исключением, разумеется, круговой орбиты). Поэтому, например, при одной и той же величине начальной скорости $v_0 < v_{осв}$, но при разных направлениях запуска тела станут двигаться по разным эллиптическим орбитам с одинаковыми размерами больших осей, но с различной их пространственной ориентировкой (рис. 17).

Расчеты орбит, у которых \vec{v}_0 не перпендикулярна \vec{r}_0 , будут несколько сложнее, и здесь мы не будем их рассматривать.

На рисунке 16 изображены различные виды орбит для разных начальных скоростей v_0 , когда тела запускают из одной и той же точки центрального поля тяготения в одном и том же перпендикулярном к радиусу-вектору направлении.

При $v_0 = 0$ тело падает по прямой на притягивающий центр.

При малых начальных скоростях движения происходят по эллипсам, причем точка запуска является апоцентром орбиты.

При $v_0 = \frac{v_{осв}}{\sqrt{2}}$ тело обращается по круговой орбите. При дальнейшем росте начальных скоростей движения вновь будут происходить по эллиптическим орбитам,

Упражнение 6

1. Рассчитайте и с помощью транспортира и линейки постройте параболу по точкам, если известна величина радиуса-вектора для перигея $r_{\text{п}} = 10 \text{ мм}$.

Указание. Вначале по формуле $r = \frac{\rho}{1 + \cos \varphi}$ определите параметр орбиты, затем по той же формуле рассчитайте радиусы-векторы для центральных углов 45° , 120° , 140° , 150° . Постройте точки и соедините их, используя лекало.

2. Рассчитайте и отметьте на построенной параболе точки, в которых скорость орбитального движения в центральном поле должна быть в 2 и 4 раза меньше, чем в перигее.

3. Рассчитайте и постройте по точкам гиперболу, у которой $r_{\text{п}} = 10 \text{ мм}$, $a = 15 \text{ мм}$.

Указание. Вначале найдите $c = a + r_{\text{п}}$; $b = \sqrt{c^2 - a^2}$ и начертите на листе бумаги асимптоты гиперболы. Затем рассчитайте несколько точек гиперболы, нанесите их на бумагу и по ним с учетом асимптот начертите кривую.

4. Рассчитайте и отметьте на построенной гиперболе точки, в которых скорость орбитального движения в соответствующем для этой орбиты центральном поле будет в 2 и 4 раза меньше, чем в перигее. Полученные результаты сравните с результатами задачи 2.

§ 3.9. Возмущения орбитальных движений. Если согласно задаче двух тел заранее рассчитать орбиту КА и затем запустить на нее сам аппарат, то окажется, что его действительное движение будет несколько отличаться от расчетного. Это объясняется тем, что при расчетах не принимались во внимание гравитационные действия других небесных тел. Если, например, КА движется по орбите вблизи Земли, то на него, кроме земного тяготения, действуют еще силы тяготения Солнца, Луны и других небесных тел. Однако вблизи Земли действие земного гравитационного поля на КА будет преобладающим по сравнению с действиями остальных небесных тел, поэтому последние будут лишь отклонять КА от движения по геоцентрической орбите, рассчитанной на основе задачи двух тел. Такие отклонения от расчетных орбит называются *возмущениями*.

Возмущающие действия на движения КА определяются на основе *возмущающих ускорений*, представляющих собой векторные разности гравитационных ускорений, которые возмущающее тело сообщает КА и другому телу, вблизи которого происходит орбитальный полет КА. Так, если полет КА происходит вблизи Земли, то возмущающее ускорение Солнца ($\vec{a}_{\text{возм}\odot}$) равно разности ускорений, которые оно сообщает КА (\vec{a}) и Земле (\vec{a}_{\oplus}):

$$\vec{a}_{\text{возм}\odot} = \vec{a} - \vec{a}_{\oplus} = \gamma M_{\odot} \left(\frac{1}{r^2} - \frac{1}{r_{\oplus}^2} \right), \quad (3.21)$$

где r — расстояние КА от Солнца, а r_{\oplus} — расстояние Земли от Солнца.

Одновременно с Солнцем возмущает движения КА и Луна. Ее возмущающие действия могут быть подсчитаны на основе возмущающих ускорений, которые она сообщает КА (\vec{a}') и Земле (\vec{a}_{\oplus}')

$$\vec{a}_{\text{возм}\zeta} = \vec{a}' - \vec{a}_{\oplus}'.$$

Таким же образом могут быть определены возмущающие ускорения КА в результате гравитационных действий других небесных тел.

На основе найденных возмущающих ускорений в принципе можно рассчитать изменения в скоростях движений КА и их отступлений от расчетных орбит, определенных согласно задаче двух тел.

Из анализа формулы (3.21) видно, что при небольших удалениях КА от Земли, когда $r \approx r_{\oplus}$, возмущающие ускорения Солнца незначительны и ими можно пренебрегать.

По мере удаления КА от Земли возмущающие ускорения Солнца растут и на некоторых расстояниях они по величине становятся большими, чем ускорения земного притяжения. Следовательно, расчеты орбитальных движений КА на основе задачи двух тел следует вести только в некоторых пределах. Один из таких пределов при расчетах траекторий полетов КА к другим небесным телам определяют на основе сферы действия небесного тела.

§ 3.10. Сфера действия. В небесной механике, кроме задачи двух тел, рассматривают задачи трех, четырех и более тел, движения которых происходят под действием сил взаимного тяготения. Если при этом одно из тел имеет незначительную массу по сравнению с остальными, то тогда говорят об ограниченных задачах трех, четырех и т. д. тел.

Полет КА к Луне можно рассматривать как ограниченную задачу трех тел (Земли, Луны и КА), если пренебречь силами тяготения других тел, а полет к Марсу на том же основании можно считать ограниченной задачей четырех тел (Земли, Солнца, Марса и КА).

В общем виде ни ограниченная задача трех тел, ни тем более ограниченная задача четырех тел до настоящего времени еще не решены. Это значит, что не найдены уравнения, которые позволяют алгебраически анализировать все случаи орбитальных движений КА при любых начальных условиях.

В общем виде решена лишь задача двух тел. Действительно, как уже было показано ранее, уравнение $r = \frac{p}{1 + e \cos \varphi}$ описывает все формы орбитальных движений тел в центральном поле тяготения

Параметры любой орбиты могут быть определены на основе начальных данных.

Один из приближенных методов решения задачи трех или четырех тел состоит в том, что эти задачи сводятся к последовательным решениям задач двух тел. При таком подходе к решению пространство, через которое будет проходить траектория полета, разбивают на зоны. Внутри них принимают во внимание гравитационное действие на КА только одного небесного тела. При пересечении границы зоны принимают во внимание гравитационное действие второго небесного тела и т. д. При этом в каждой зоне орбиту КА рассчитывают на основе задачи двух тел.

Критерии определения границ таких зон могут быть разные. В частности, такую зону называют сферой действия, когда ее радиус определяют по формуле:

$$r_{\text{сф.д.}} \approx a \left(\frac{m}{M} \right)^{\frac{2}{5}}, \quad . \quad (3.22)$$

где M — масса центрального массивного тела, m — масса менее массивного тела, обращающегося вокруг центрального тела по эллиптической орбите с полуосью a и незначительным эксцентриситетом e , $r_{\text{сф.д.}}$ — радиус сферы действия тела малой массы m .

При выводе формулы радиуса сферы действия учитывают величины ускорений, которые сообщают КА тела m и M , а также их возмущающие действия на движения КА.

В помещенной в конце книги таблице II приведены значения радиусов сферы действия для ряда тел Солнечной системы.

Однако, как бы ни разделялись гравитационные поля на зоны, следует помнить, что эти деления условны и делаются с той целью, чтобы задачу многих тел решить приближенно на основе сведения ее к ряду последовательных задач двух тел.

Глава IV

Движение ракеты под действием силы тяги

§ 4.1. Вывод космического аппарата на орбиту. Для того чтобы начался свободный орбитальный полет космического аппарата, его надо при помощи ракеты-носителя вывести за пределы земной атмосферы и сообщить ему достаточную для полета скорость. Уже на высотах 140—150 км земная атмосфера достаточно разрежена и оказывает незначительное сопротивление движущимся космическим аппаратам. Так, массивные ИСЗ на этих высотах уже могут совершить несколько оборотов вокруг Земли, прежде чем будут заторможены сопротивлением сильно разреженной атмосферы.

Обычно при планировании запусков космических аппаратов начальную точку свободного орбитального полета принято намечать на несколько больших высотах. Во всех дальнейших выкладках будем считать, что начальная точка свободного орбитального полета находится на высоте 200 км. Круговая скорость ИСЗ на этой высоте составляет 7,789 км/сек. Следовательно, чтобы в этой точке начался свободный полет ИСЗ по круговой орбите, его необходимо при помощи ракеты-носителя доставить в эту точку со скоростью 7,789 км/сек, причем вектор скорости должен быть горизонтален, точнее перпендикулярен к геоцентрическому радиусу-вектору. По какой траектории должна двигаться ракета-носитель, чтобы доставить спутник в начальную точку с указанной скоростью и какая при этом должна быть характеристическая скорость у ракеты-носителя?

Чтобы лучше разобраться в поставленных вопросах, рассмотрим три чисто теоретических случая запуска спутников в безвоздушном пространстве, считая, что до высоты 200 км гравитационное поле Земли однородно (g постоянно) и ракеты-носители могут сообщать запускаемым телам большие скорости мгновенно.

При вертикальном подъеме (рис. 18) для достижения высоты 200 км требуется начальная мгновенная скорость $v_1 = \sqrt{2gh} \approx \approx 2$ км/сек. При достижении максимальной высоты 200 км ракета-носитель вторым мгновенным импульсом сообщает спутнику необходимую для полета по круговой орбите скорость $v_0 = 7,789$ км/сек. Следовательно, при таком двухимпульсном запуске требуется ракета-носитель с характеристической скоростью $v_{\text{хар}} = 9,789$ км/сек.

Если же начальная скорость v_2 будет направлена под углом $\alpha = 45^\circ$ к горизонту, то для обеспечения вертикальной составляю-

щей $v_2 = 2$ км/сек начальная скорость должна равняться $v_2 = \frac{2}{\sin 45^\circ} = 2,83$ км/сек. При этом величина горизонтальной составляющей будет также равна $v_2 = 2$ км/сек. Поэтому во втором импульсе спутнику требуется сообщить скорость $7,789 - 2 = 5,79$ км/сек. В целом для выведения спутника на орбиту при таком двухимпульсном запуске потребуется ракета-носитель с характеристической скоростью $2,83 + 5,79 = 8,62$ км/сек.

При начальной скорости, направленной под углом $\alpha = 30^\circ$ к горизонту, потребуется еще меньшая характеристическая скорость — $8,33$ км/сек.

Сравнив характеристические скорости для трех случаев, легко обнаружить, что вертикальная траектория выведения оказывается в энергетическом отношении самой невыгодной. Малые углы к горизонту при вертикальной составляющей в 2 км/сек уменьшают величину характеристической скорости ракеты.

Пределом уменьшений характеристических скоростей будет энергетическая скорость — теоретически минимальная скорость, которую необходимо сообщить телу у поверхности Земли, чтобы оно смогло достигнуть заданной высоты и иметь там заданную начальную скорость для орбитального полета. Для рассматриваемого случая можно записать, что константа энергий при отлете с поверхности Земли и на высоте 200 км одинакова:

$$\frac{v_{ст}}{2} - \frac{K_{\oplus}}{R_{\oplus}} = \frac{v_0^2}{2} - \frac{K_{\oplus}}{R_{\oplus} + h}$$

Из этой формулы можно определить $v_{ст} = 8,030$ км/сек. Теоретическую стартовую, или энергетическую, скорость необходимо сообщить ракете, чтобы без потери энергии запустить на круговую орбиту вокруг Земли с высотой 200 км. Скорость выведения,

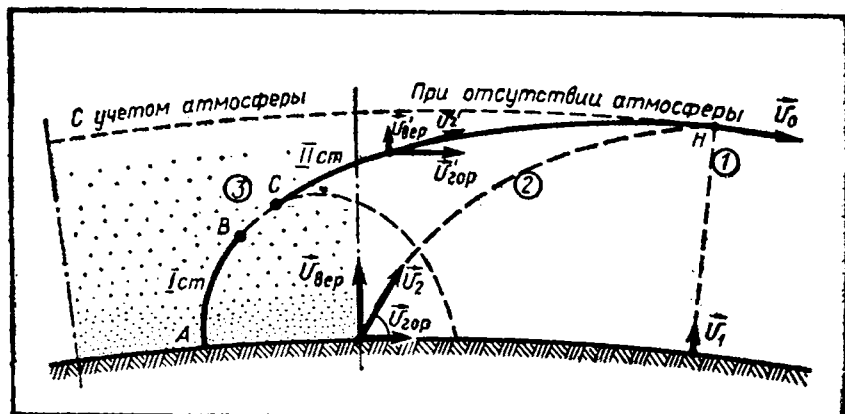


Рис. 18. К выяснению траектории выведения КА на орбиту.

близкая к энергетической, требуется для полета по траектории, в которой точка старта помещается в противоположной стороне Земли от начальной точки орбитального полета.

В самом деле, при строго горизонтальном старте с поверхности Земли со скоростью $v_1 = 7,971$ км/сек ракета достигла бы начальной точки со скоростью $v_2 = 7,729$ км/сек и ей бы еще понадобился второй импульс для увеличения скорости на $v_3 = 0,060$ км/сек, чтобы перейти на круговую орбиту. Следовательно, $v_1 + v_3 = 8,031$ км/сек $\approx v_{ст} = 8,030$ км/сек.

Все рассмотренные примеры не могут быть реализованы на практике по двум причинам: во-первых, нет ракет-носителей, которые в импульсах могли бы сообщить приведенные выше скорости: ракеты набирают скорости постепенно под действием сил тяги; во-вторых, наличие атмосферы не позволяет ракетам при пологом разгоне развить большие скорости.

При расчетах траектории вывода на орбиты приходится учитывать два несовместимых требования: с одной стороны, для уменьшения потерь на сопротивление воздуха следует придерживаться вертикального направления, чтобы земную атмосферу пересечь по кратчайшему пути; с другой стороны, для набора как можно большей горизонтальной составляющей скорости следует придерживаться пологого разгона. Расчеты активных участков выведения на орбиты с учетом изменения плотности атмосферы с высотой подъема и нарастающих скоростей движения показывают, что в оптимальных траекториях начальный участок должен быть вертикальным с постепенным небольшим отклонением в сторону расчетной начальной точки. По мере дальнейшего подъема в слоях атмосферы с уменьшенной плотностью углы отклонения оси ракеты-носителя от вертикали можно все более увеличивать.

На рисунке 18 траектория 3 показывает путь выведения космического аппарата на орбиту при помощи двухступенчатой ракеты. Кривая *AB* изображает активный участок выведения под действием сил тяги двигателей первой ступени. На участке *BC* пунктиром показана пассивная траектория движения второй ступени и отделившейся первой ступени. В точке *C* включаются ракетные двигатели второй ступени, под действием тяги которых скорость движения возрастает до расчетной скорости орбитального полета. В начальной точке *H* двигатели второй ступени прекращают работу и отделившийся от ракеты-носителя космический аппарат начинает свой орбитальный полет. Отметим, что во второй половине активного участка выведения угол наклона к горизонту вектора скорости движения v поддерживается таким, чтобы вертикальная составляющая вектора скорости $v_{вер}$ постепенно уменьшалась, но была достаточной для поднятия ракеты-носителя на оставшуюся высоту.

§ 4.2. Потери скорости. Расчеты траекторий выведения космических аппаратов на орбиты делают с учетом неизбежных потерь скорости движения, вызванных сопротивлением воздушной среды и

действием сил тяготения. При этом величину потерь скорости определяют на основе сравнения характеристической скорости ракеты, т. е. той идеальной скорости, которая рассчитывается по формуле Циолковского, и фактической скорости ее движения.

На основе опытов над движущимися телами в воздушной среде нетрудно установить, что сила сопротивления будет тем больше, чем выше плотность среды и чем больше скорость движения тела. Если измерить плотности земной атмосферы на разных высотах, то можно установить, что они довольно значительно убывают с высотой.

Если учесть, что наиболее плотные нижние слои атмосферы ракета-носитель проходит в начале вертикального подъема, когда скорость движения еще небольшая, то становится понятным, почему потери на сопротивление оказываются в целом не столь значительными. В качестве примера укажем, что при выведении американского космического корабля «Аполлон» на орбиту потери скорости на преодоление сопротивления воздушной среды составили всего 0,05 км/сек.

Более значительны гравитационные потери, и это не удивительно. Земное тяготение сообщает всем телам одинаковое ускорение 9,81 м/сек², поэтому каждая секунда вертикального подъема дает потерю скорости 9,81 м/сек. Если, например, вертикальный подъем длится 102 сек, то гравитационные потери скорости составляют уже значительную величину — 1 км/сек.

При расчетах скоростей вертикальных движений ракет удобно пользоваться второй формулой Циолковского:

$$v_{\text{вер}} = u \ln \frac{M_0}{M_0 - m_{\text{сек}} t} - gt, \quad (4.1)$$

где, как и прежде, u — скорость истечения продуктов сгорания, M_0 — масса ракеты на стартовой площадке, $m_{\text{сек}}$ — секундный расход топлива, t — время работы ракетных двигателей при вертикальном подъеме.

Естественно, эта формула справедлива при небольших высотах подъема, когда величину ускорения свободного падения g можно считать постоянной.

При наклонном наборе высоты гравитационные потери скорости ракеты уменьшаются. Это легко понять из рисунка 19.

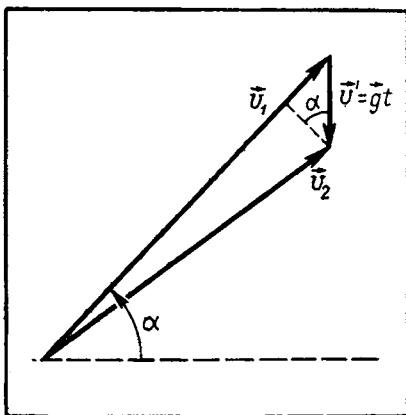


Рис. 19. Под действием земного тяготения вектор скорости ракеты \vec{u}_1 за секунду свободного полета изменится на $\vec{u}' = \vec{g}t$ и будет равен \vec{u}_2 .

Скорость ракеты v_1 под действием земного тяготения должна уменьшиться по величине за секунду полета на

$$v_{\text{пот}} = gt \sin \alpha = 9,81 \cdot \sin \alpha, \quad (4.2)$$

где α — угол наклона вектора скорости ракеты к горизонту, $v_{\text{пот}}$ — величина потери скорости.

Следовательно, чем меньше угол α , тем меньшими будут гравитационные потери. Однако, как уже отмечалось выше, в начале полета наклонное движение ракеты нерационально — надо по возможности скорее пройти плотные слои атмосферы и притом с небольшими скоростями. Когда же пройдены наиболее плотные слои атмосферы, угол α не может быть сразу небольшим, ибо тогда вертикальная составляющая скорости движения ракеты будет малой по величине и не позволит ракете-носителю подняться до высоты начальной точки — 200 км.

Как видно из приведенных формул, гравитационные потери в значительной степени зависят от времени разгона ракеты. Чем продолжительнее разгоняется ракета, тем большими будут гравитационные потери, особенно это касается потерь на начальном вертикальном участке траектории выведения. В конце разгона, когда угол α становится все меньшим, гравитационные потери скорости будут исчезающе малыми.

Сократить время разгона ракеты можно, только увеличив ускорения ее полета, в особенности на начальном участке.

Выясним, как это можно сделать.

Если начальный вес всей ракеты $P_0 = M_0g$, то сила тяги ракетных двигателей $F_{\text{тяги}}$ не может быть меньше P_0 , иначе ракетные двигатели будут работать, а ракета в это время будет стоять на месте.

Не следует силу тяги также приравнивать к весу ракеты, ибо подъем ракеты начнется только после выгорания некоторого количества топлива, когда сила тяги станет больше P_0 . В этом случае начальные ускорения будут небольшими, а гравитационные потери значительными.

Следовательно, сила тяги должна быть больше веса ракеты: $F_{\text{тяги}} > P_0$.

Однако большое превышение силы тяги над весом ракеты оказывается невыгодным. Ракета в этом случае недозагружается топливом. Если в ракету поместить большее количество топлива, то она, хотя и будет набирать вначале скорость с меньшими ускорениями, в дальнейшем, благодаря лишнему запасу топлива, разовьет большую скорость.

Конструкторы в каждом отдельном случае определяют наиболее подходящие соотношения между начальной силой тяги и начальным весом ракеты. Так, при запуске космического корабля «Аполлон-11» двигатели ракеты-носителя «Сатурн-5» развивали тягу $3,3 \cdot 10^7$ н, а вес всей системы составлял $2,87 \cdot 10^7$ н, т. е. сила тяги превышала вес на 16%.

В целом космический корабль «Аполлон-11» был выведен на орбиту с гравитационными потерями скорости около 1,9 км/сек.

§ 4.3. Управление ракетой в полете. Для того чтобы ракета-носитель могла следовать по заранее рассчитанной траектории выведения на орбиту, ее полет должен быть управляемым. Системы управления разделяют на командные и автономные. В первом случае управление движением осуществляется на основе команд, передаваемых по радио на борт ракеты-носителя, во втором — бортовые системы управления по заранее составленным программам сами дают такие команды на органы управления полетом.

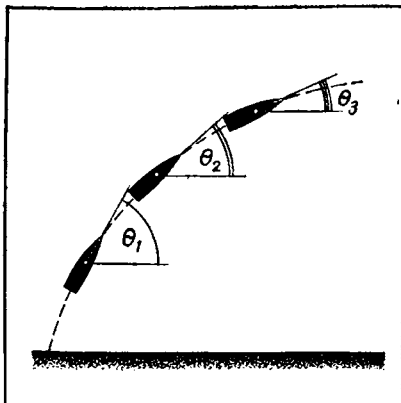


Рис. 20. Угол тангажа θ при выведении на орбиту постепенно уменьшается.

Одной из важнейших задач при следовании по траектории выведения на орбиту является подача команд на управление поворотом оси ракеты по тангажу — углу между осью ракеты-носителя и плоскостью местного горизонта (рис. 20).

Органы управления, осуществляющие поворот ракеты-носителя по тангажу, могут быть разными. Так, в нижних слоях атмосферы могут применяться в о з д у ш н ы е р у л ь — небольшие стабилизаторы, поворотом которых можно изменять направление полета. В высоких и сильно разреженных слоях верхней атмосферы и тем более в космосе уже нельзя рассчитывать на взаимодействие с внешней средой, поэтому повороты ракет и космических аппаратов должны выполняться только на основе одних бортовых средств, с учетом того, что ракета является замкнутой системой.

Повороты ракет-носителей и космических аппаратов в этих случаях могут осуществляться путем создания реактивных моментов сил относительно центров масс.

Если вектор силы тяги ракетного двигателя не лежит на линии, проходящей через центр масс ракеты-носителя, то он создает момент силы, поворачивающий ракету вокруг ее центра масс (рис. 21). Подсчитать величину момента силы можно по формуле, изученной в курсе физики VIII класса:

$$M = F_{\text{тяги}}d, \quad (4.3)$$

где M — момент силы, $F_{\text{тяги}}$ — сила тяги ракетного двигателя, осуществляющего поворот ракеты, d — плечо, т. е. расстояние от центра масс ракеты до направления действия силы тяги.

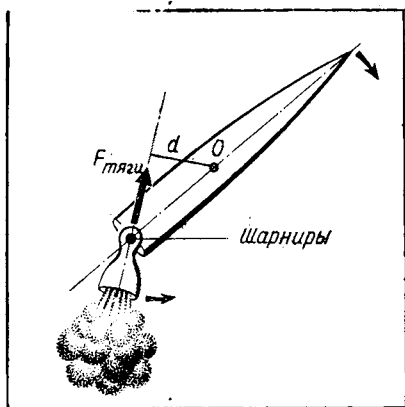


Рис. 21. При повороте ракетного двигателя вокруг оси шарниров против часовой стрелки возникает момент силы, поворачивающий ракету по часовой стрелке.

При следовании по траектории выведения на орбиту можно поворачивать ракету-носитель на нужный угол тангажа с помощью основного маршевого двигателя, если прикрепить его к корпусу ракеты на специальных шарнирах, или осуществлять эти повороты при помощи специальных, дополнительных ракетных двигателей.

§ 4.4. Коррекция траекторий выведения. Перед каждым запуском космического аппарата тщательно рассчитывают траекторию его выведения на планируемую орбиту. На основе таких расчетов для ряда контрольных моментов времени указывают координаты соответствующих точек траектории, а также скорости и ускорения в этих точках. В дальнейшем при запусках наличие подобных контрольных данных позволяет следить, насколько хорошо реальная траектория движения ракеты-носителя совпадает с расчетной. Если на ракету-носитель действуют случайные внешние факторы (например, изменение погоды, ветер) или в механизмах возникают отдельные мелкие неисправности, то в результате происходят непредвиденные отклонения от расчетной траектории. Исправление таких отклонений требует проведения коррекционных маневров. Когда рассчитывают и проводят такие маневры, то обычно стремятся не к возвращению ракеты-носителя на расчетную траекторию, а к нахождению лучшего варианта новой траектории для выхода в начальную точку орбитального полета. Для иллюстрации этого утверждения рассмотрим один из примеров проведения коррекционного маневра.

Пусть (рис. 22) ракета-носитель в некоторый момент времени попадает в точку A , которая находится несколько ниже расчетной точки B для этого момента времени. При этом вектор скорости \vec{v}_A будет по величине равен вектору скорости \vec{v}_B и параллелен ему.

Переместить в полете ракету-носитель из точки A в точку B или в одну из близких к ней точек C довольно затруднительно. Для этого потребуется сообщить ракете импульс так, чтобы равнодействующая $\vec{v}_{рав}$, построенная на векторе скорости \vec{v}_A и векторе скорости коррекционного маневра $\vec{v}_к$ была направлена на одну из указанных точек — B или C .

Как видно на примере такого построения (рис. 22), подобные кор-

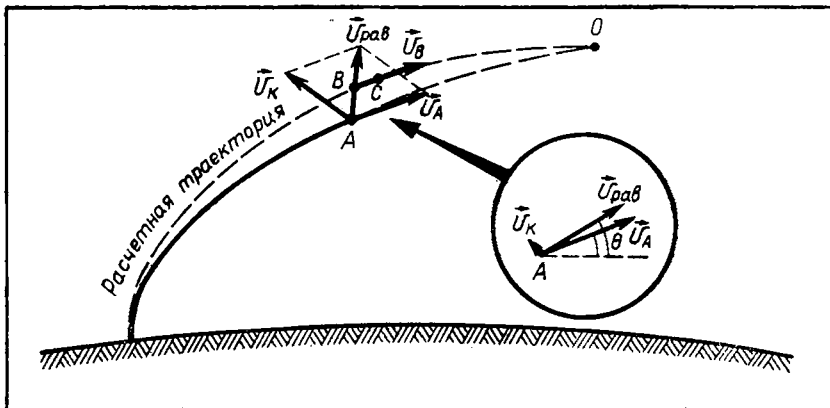


Рис. 22. Проведение маневра коррекции в точке А.

рекции, с точки зрения выведения КА на орбиту, нерациональны: они практически могут «съесть» весь запас горизонтальной составляющей скорости ракеты-носителя и при этом израсходовать значительную часть топлива, тем более что после такого маневра коррекции при достижении точки В или С потребуются новая коррекция для перевода ракеты-носителя на расчетную траекторию. Следовательно, переход из точки А на одну из ближайших точек прежде рассчитанной траектории связан с большими затратами топлива.

Так как основным правилом космонавтики является достижение поставленных целей при минимальных затратах топлива, то легко понять, что коррекционные переходы по кратчайшим путям неприемлемы. Минимальный коррекционный маневр будет в том случае, если в перпендикулярном направлении к вектору скорости \vec{v}_A сообщить ракете скорость \vec{v}_K , которой хватило бы для достижения расчетной траектории к моменту подлета ракеты-носителя к начальной точке О. Для выполнения такого коррекционного маневра не обязательно на борту ракеты-носителя иметь специальные ракетные двигатели. Маневр можно выполнить и при помощи основного маршевого двигателя, если увеличить угол тангажа. Ракета-носитель тогда пойдет круче на остальном участке траектории и к моменту подлета к начальной точке О сможет попасть на расчетную траекторию.

§ 4.5. Перегрузки и невесомость. В курсе механики VIII класса были выяснены такие понятия, как «сила тяжести», «вес тела» и «невесомость». Рассмотрим эти понятия на примерах тел, которые находятся на других небесных телах или запускаются на орбиты.

Сила тяжести — это одно из проявлений силы всемирного тяготения, и для тела массой m , находящегося на поверхности Земли, она равна:

$$F_{\tau} = mg = \frac{\gamma M_{\oplus} m}{R_{\oplus}^2} = \frac{K_{\oplus} m}{R_{\oplus}^2}, \quad (4.4)$$

где g — ускорение свободного падения, $K_{\oplus} = \gamma M_{\oplus} = 3,98603 \times 10^5 \text{ км}^3/\text{сек}^2$ — гравитационный параметр Земли, $R_{\oplus} = 6370 \text{ км}$ — радиус Земли.

При поднятии тела на высоту h сила тяжести убывает и может быть определена по формуле:

$$F_{\tau} = \frac{K_{\oplus} m}{(R_{\oplus} + h)^2}. \quad (4.5)$$

В гравитационных полях других небесных тел сила тяжести изменяется таким же образом.

Как уже было установлено, под весом тела подразумевают силу, с которой тело действует на опору или подвес вследствие притяжения Землей. Вес тела равен силе его притяжения, когда оно покоится относительно Земли¹.

В космонавтике понятие веса не обязательно обуславливать земным притяжением — космические аппараты могут находиться в гравитационных полях других небесных тел. Кроме того, в полетах при включении ракетных двигателей внутри космических аппаратов могут возникать силовые взаимодействия тел, которые, по существу, не отличаются своими проявлениями от проявлений веса тела. Поэтому в космонавтике при определении понятия веса считается достаточным указывать лишь на силовое действие незакрепленного тела на опору — на одну из стенок полости внутри ракеты или КА — без указания на его происхождение. Разумеется, электромагнитные взаимодействия при этом исключаются.

Если в какой-то момент в космосе ракетные двигатели сообщают КА реактивное ускорение $\vec{a}_{\text{реак}}$, то в этот же момент стенка полости действует на тело массой m с силой $\vec{F} = m\vec{a}_{\text{реак}}$. Само тело согласно III закону Ньютона действует на стенку в противоположном направлении с равной по величине силой:

$$\vec{P} = -\vec{F} = -m\vec{a}_{\text{реак}}. \quad (4.6)$$

Сила действия тела на стенку полости \vec{P} и будет его весом. Эта сила не зависит от направления движения ракеты по отношению к различным внешним системам отсчета. Нетрудно видеть, что вектор веса тела в ракете по направлению совпадает с направлением век-

¹ Строго говоря, приведенные утверждения справедливы только на полюсах. В остальных же точках Земли, которые обращаются вокруг земной оси, величина силы тяжести и величина веса тела всегда будут несколько меньшими, чем величина силы его гравитационного притяжения.

тора скорости истекающих из ракетного двигателя продуктов сгорания.

Вес тела в ракете не будет зависеть и от того, в гравитационном поле какого небесного тела происходит ее полет.

Для определения реактивного ускорения в любой момент времени величину силы тяги ракетных двигателей делят на значение общей массы ракеты M_t на данный момент времени:

$$\vec{a}_{\text{реак}} = \frac{\vec{F}_{\text{тяги}}}{M_t}. \quad (4.7)$$

Напомним, что массу ракеты при постоянном секундном расходе топлива $m_{\text{сек}}$ определяют по формуле: $M_t = M_0 - m_{\text{сек}}t$, где M_0 — начальная масса ракеты, t — время после включения ракетных двигателей.

Сравнивая вес тела в движущейся с ускорением ракете с тем весом, который оно имеет в состоянии покоя на поверхности Земли, можно установить величину коэффициента перегрузки n :

$$n = \frac{P}{P_0} = \frac{a_{\text{реак}}}{g_0}. \quad (4.8)$$

Коэффициент перегрузки показывает, во сколько раз вес тела при ускоренном движении превышает вес тела на Земле.

Когда ракетные двигатели прекращают свою работу, дальнейшее движение ракеты является свободным. При этом и ракета, и находящееся в ней тело получают одинаковые скорости, и так как гравитационные поля в дальнейшем их полете сообщают им одинаковые ускорения, то они перестают взаимодействовать друг с другом — наступает состояние невесомости. Невесомость продолжается в течение всего орбитального полета вплоть до повторного включения ракетных двигателей или вхождения в сопротивляющуюся среду.

При торможении ракеты находящееся в ней тело, стремясь сохранить свое состояние движения, прижмется к стенке полости с силой, равной произведению массы тела на ускорение при торможении: $\vec{P} = -m\vec{a}_{\text{торм}}$.

Эта сила по определению и будет весом тела. Она проявляет себя так же, как и вес тела, при ускоренном движении ракеты. Вектор этой силы будет направлен в сторону той лобовой стенки, которой КА рассекает сопротивляющуюся среду. Перегрузки при торможении подсчитываются по формуле, в которой $a_{\text{реак}}$ заменено $a_{\text{торм}}$:

$$n = \frac{a_{\text{торм}}}{g_0}. \quad (4.9)$$

Коэффициенты перегрузок на борту ракеты при ее разгоне ракетными двигателями или при торможении в сопротивляющейся среде можно измерять при помощи специального прибора, называемого акселерометром¹.

¹ От латинских слов «акселерае» — ускорять и «метрео» — мерю.

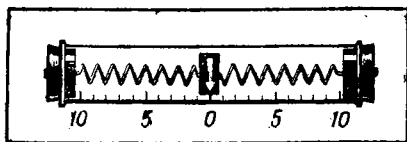


Рис. 23. Модель простейшего акселерометра.

стрелка для снятия отсчетов по шкале, проградуированной в единицах ускорения или в 9,81 раза больших единицах для измерения коэффициента перегрузок.

Стрелка покоящегося акселерометра, находящегося в горизонтальном положении, стоит против нуля. Если акселерометр находится в вертикальном положении, то стрелка показывает $9,81 \text{ м/сек}^2$, явля коэффициент перегрузки, равный единице. При ускоренном движении трубки вдоль ее длины груз вследствие своей инерционности смещается в противоположную сторону, и тем больше, чем с большим ускорением движется трубка.

Укрепив акселерометр вдоль оси ракеты, можно при его помощи определять реактивные ускорения, а также ускорения торможений при движении ракеты в сопротивляющейся среде. На гравитационные ускорения при полетах ракет акселерометр не реагирует (показывает «ноль»), так как он сам и ракета находится в состоянии невесомости. На рисунке 24 приведен принципиальный график изменения коэффициента перегрузок для двухступенчатой ракеты.

Упражнение 7

1. Рассматривая приведенный на рисунке 22 график, объясните все изменения в движении ракеты с течением времени.
2. На основе графика определите числа Циолковского для первой и второй ступеней ракеты.
3. Считая, что скорость истечения продуктов сгорания на первой ступени составляет 3 км/сек , а на второй — 4 км/сек , определите характеристическую скорость двухступенчатой ракеты.
4. На основе рисунка 25 рассмотрите взаимосвязь между наблюдаемыми ускорениями поднимающейся ракеты \vec{a}_n , ее реактивными ускорениями \vec{a}_r и ускорением свободного падения g при вертикальных и наклонных движениях. Одновременно с этим рассмотрите весовые характеристики тела массой m , которое находится внутри ракеты.

§ 4.6. Космическая навигация. Задачей космической навигации является обеспечение выведения космических аппаратов на расчетные орбиты и дальнейшего их следования по этим орбитам к намеченным небесным телам или в заданные области космического пространства.

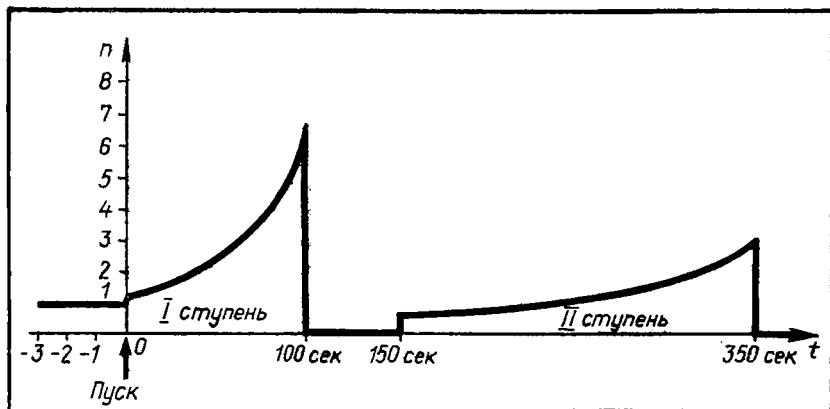


Рис. 24. Принципиальный график перегрузок при разгоне двухступенчатой ракеты.

Точное следование по расчетным траекториям требует специальной навигационной аппаратуры, которая на основе различных измерений позволяет определять, где находится ракета-носитель или КА, куда и как они движутся, когда попадут в точку назначения и какие маневры необходимо произвести, чтобы в случае отклонения от расчетной траектории все-таки достигнуть намеченной цели.

Чтобы навигационная аппаратура позволила дать ответы на все поставленные вопросы, она должна обеспечивать проведение измерений координат ракет-носителей и КА, а также их скоростей и ускорений. На основе таких измерений вычислительные устройства навигационной аппаратуры должны рассчитать

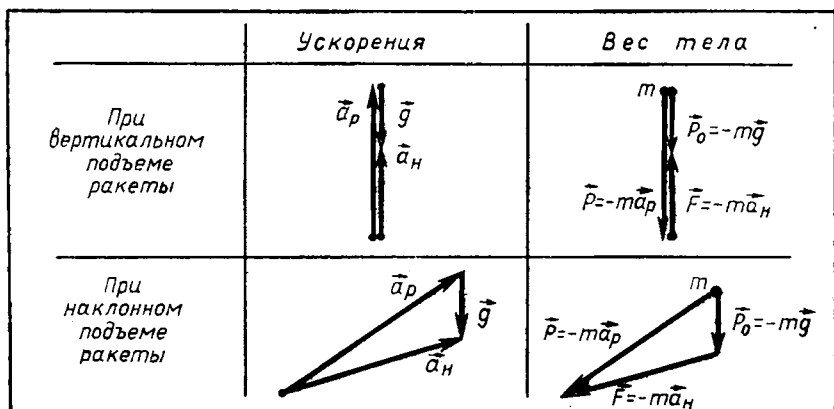


Рис. 25. Сложение векторов ускорений, сообщаемых телу в ракете, и сложение векторов сил при определении веса этого тела.

дальнейшие движения ракет-носителей и КА, сравнить полученные результаты с заранее рассчитанными, обнаружить между ними расхождения и найти лучшие варианты их устранения.

Поскольку подобные вычисления при выведениях КА на орбиты должны быть сделаны за очень короткое время — иначе исправлять движения ракет-носителей будет уже поздно, — вычислительные устройства навигационной аппаратуры должны обладать большим быстродействием. Следовательно, к навигационной аппаратуре, обеспечивающей выполнение космических полетов, предъявляется целый ряд требований: быстро и точно производить различные траекторные измерения, автоматически их обрабатывать при помощи быстродействующих счетных машин и на основе полученных результатов вырабатывать нужные команды для передачи их на рулевые органы управления полетом.

Хотя современная космонавигация отличается большой сложностью, тем не менее ее принципы можно понять, если рассмотреть физические закономерности, положенные в ее основу.

В зависимости от того, каким образом производятся измерения координат, скоростей и ускорений, космическую навигацию подразделяют на инерциальную навигацию, радионавигацию и астронавигацию. Рассмотрим последовательно характерные черты каждого вида космической навигации.

КЭЧ

§ 4.7. Инерциальная навигация. Принцип инерциальной навигации состоит в том, что при помощи бортовых акселерометров измеряют реактивные и тормозные ускорения и по ним вычисляют скорости и координаты. Так как акселерометры являются инерционными приборами, то система навигации, основанная на их использовании, получила название *и н е р ц и а л ь н о й*.

Система инерциальной навигации автономна. Это значит, что все траекторные данные движений ракет находят без получения сведений о внешних ориентирах, а на основе начальных условий, данных об ускорениях, измеряемых акселерометрами, и заранее известных гравитационных ускорениях. Рассмотрим подробнее, каким образом можно на основе этих данных определять скорости и координаты ракеты-носителя при выведении КА на орбиту.

Для этого три акселерометра можно закрепить под прямыми углами друг к другу и разместить в ракете так, чтобы ось одного из них была направлена вертикально, а остальные два расположились в горизонтальной плоскости. При этом ось второго акселерометра пусть лежит в плоскости расчетной траектории будущего полета, а ось третьего — в перпендикулярном направлении к этой плоскости.

Если добиться того, чтобы на протяжении всего выведения КА на орбиту оси установленных акселерометров оставались параллельными сами себе, то первый акселерометр даст показания обо всех ускорениях по вертикали, второй — по горизонтали в плоскости траектории, а третий — по горизонтали в перпендикулярном на-

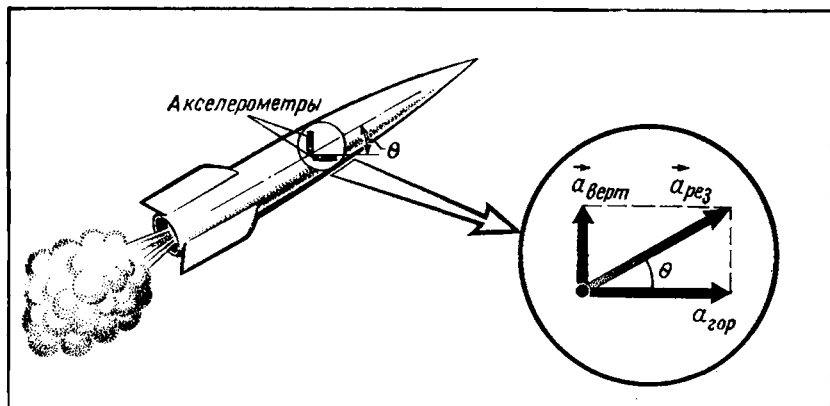


Рис. 26. На основании показаний вертикального и горизонтального акселерометров определяется величина и направление вектора результирующего ускорения.

правления к плоскости траектории. Для упрощения изложения примем, что показания третьего акселерометра на протяжении всего выведения КА на орбиту равнялись нулю, т. е. ракета-носитель двигалась точно в плоскости расчетной траектории. В этом случае траектория устанавливается на основе показаний первых двух акселерометров.

Если в некоторый момент времени ракета-носитель движется с ускорением $\vec{a}_{реак}$ и ее угол тангажа равен θ , то вертикальная и горизонтальная составляющие ускорений определяются на основе правила разложения векторов (рис. 26).

Наоборот, если будут известны $\vec{a}_{верт}$ и $\vec{a}_{гор}$, то по ним согласно правилу сложения векторов можно найти реактивное ускорение и угол тангажа:

$$a_{реак} = \sqrt{a_{верт}^2 + a_{гор}^2}; \quad \text{tg } \theta = \frac{a_{верт}}{a_{гор}}. \quad (4.10)$$

На основе ускорений подсчитывают скорость и координаты движущейся ракеты.

Допустим, при подъеме ракеты через каждую секунду с вертикального и горизонтального акселерометров автоматически снимаются показания. Пусть в таблице представлены показания, снятые за 5 сек начального полета.

$t, \text{сек}$	$a_{верт}, \text{м/сек}^2$	$a_{гор}, \text{м/сек}^2$
0	11	0
1	12	0
2	14	0
3	17	2
4	21	4,4
5	26	7,2

Требуется на основе этих данных определить, какими будут на конец пятой секунды: величина реактивного ускорения, угол тангажа, скорость, высота подъема и горизонтальное смещение ракеты.

Анализируя табличные данные, легко установить, что первые две секунды ракета поднималась строго вертикально, в начале третьей секунды она начала отклоняться от вертикали и в конце пятой секунды вертикальная составляющая ускорения достигла 26 м/сек^2 , а горизонтальная — $7,2 \text{ м/сек}^2$.

Реактивное ускорение и угол тангажа на конец пятой секунды можно найти по формулам:

$$a_{\text{реак}} = \sqrt{26^2 + 7,2^2} = 27,0 \text{ м/сек}^2;$$

$$\text{tg } \theta = \frac{a_{\text{верт}}}{a_{\text{гор}}} = \frac{26 \text{ м/сек}^2}{7,2 \text{ м/сек}^2} = 3,612; \quad \theta = 74^\circ 31'.$$

Сложнее подсчитать скорость, высоту подъема и горизонтальное смещение ракеты. Действительно, движение ракеты не является равноускоренным, поэтому ранее изученные формулы для равнопеременных движений в чистом виде здесь нельзя применять. При подсчетах будем брать средние значения ускорений для каждой последовательной секунды полета. В таблице приведены значения средних ускорений для каждой секунды полета:

Время полета, сек	Среднее ускорение $a_{\text{верт}}$ м/сек ²	Среднее ускорение $a_{\text{гор}}$ м/сек ²
1	11,5	0
2	13	0
3	15,5	1
4	19	3,2
5	23,5	5,8

Если считать, что на протяжении каждой секунды полета действовало среднее ускорение, то в этом случае для каждой секунды полета в отдельности можно применять формулы равноускоренного движения:

$$v_k = v_0 + at = v_0 + a_{\text{ср}} \cdot 1 \text{ сек};$$

$$s = v_0 t + \frac{at^2}{2} = v_0 \cdot 1 \text{ сек} + \frac{a_{\text{ср}} (1 \text{ сек})^2}{2},$$

где v_0 — скорость в начале каждой секунды полета, v_k — скорость в конце каждой секунды полета, $a_{\text{ср}}$ — среднее ускорение для каждой секунды, s — пройденный путь за каждую секунду полета.

Используя эти формулы, нетрудно подсчитать скорости и пройденные пути. В первой графе следующей таблицы представлены результаты подсчета скоростей на конец каждой секунды полета.

Учитывая, что акселерометры не реагируют на гравитационные ускорения, для определения вертикальной составляющей скорости

подъема ракеты относительно поверхности Земли, необходимо от полученных скоростей на конец каждой секунды вычесть гравитационные потери скорости gt , где t — время подъема в секундах. В третьей графе таблицы приведены на конец каждой секунды истинные вертикальные составляющие скорости подъема ракеты. На горизонтальной составляющей скорости гравитационные потери не отражаются.

Время полета, сек	Вертикальная составляющая скорости			Горизонтальная составляющая скорости, м/сек
	без учета гравитац. потерь, м/сек	потери, м/сек	с учетом гравитац. потерь, м/сек	
1	11,5	— 9,8	1,7	0
2	24,5	—19,6	4,9	0
3	40,0	—29,4	10,6	1
4	59,0	—39,2	19,8	4,2
5	82,5	—49,0	33,5	10

Зная вертикальную и горизонтальную составляющие скорости, можно определить величину скорости движения ракеты в конце пятой секунды полета:

$$v = \sqrt{v_{\text{верт}}^2 + v_{\text{гор}}^2} = \sqrt{33,5^2 + 10^2} = 34,96 \text{ м/сек},$$

а также наклон вектора скорости к плоскости горизонта:

$$\text{tg } \theta' = \frac{v_{\text{верт}}}{v_{\text{гор}}} = \frac{33,5 \text{ м/сек}}{10 \text{ м/сек}} = 3,35; \quad \theta' = 73^\circ 23'.$$

В следующей таблице представлены результаты подсчетов пройденного ракетой пути в вертикальном и горизонтальном направлениях.

Время полета, сек	Путь, пройденный по вертикали				Путь, пройденный по горизонтали	
	за каждую секунду, м	на конец каждой секунды, м	гравитац. потери, м	истинная высота, м	за каждую секунду, м	на конец каждой секунды, м
1	5,75	5,75	4,9	0,85	0	0
2	18,0	23,75	9,8	13,95	0	0
3	20,75	44,50	14,7	29,80	0,5	0,5
4	25,0	69,50	19,6	49,90	2,6	3,1
5	30,75	100,25	24,5	75,75	6,1	9,2

На основании результатов расчетов, приведенных в пятой и седьмой колонках — истинной высоты подъема ракеты и ее горизонтального смещения — можно следить за траекторией ракеты

в каждую секунду ее полета. Если при этом учесть ранее приведенные сведения об ускорениях ракеты, ее скоростях, углах тангажа, то можно заключить, что в целом система инерциальной навигации позволяет следить за всеми траекторными параметрами движущейся ракеты.

Естественно, расчеты выполняются не на бумаге и не человеком, а специальными автоматическими вычислительными устройствами, которые успевают еще сравнить эти данные с ранее (до полета) сделанными расчетами, обнаружить отклонения и выдать команды на исправления дальнейшего курса следования ракеты.

Точность инерциальной навигации зависит также от качества акселерометров и от того, насколько хорошо их оси сохраняют параллельность самим себе. Для этого акселерометры устанавливают на специальные гиросtabilизированные платформы, которые удерживаются в одном и том же положении при помощи быстро вращающихся гироскопов.

§ 4.8. Радионавигация. Навигация, в которой траекторные измерения движущихся космических аппаратов производятся при помощи различных радиоустройств, получила название **радионавигации**.

Свойство распространения радиоволн с постоянной скоростью $c = 299792,5 \cdot 10^8 \approx 3 \cdot 10^8$ м/сек используется в радиолокаторах при определении координат космических аппаратов.

Радиолокаторы, подобно прожекторам, направленно излучают радиоволны. При поворотах антенны радиолокатора направленно излучаемые радиоволны падают на КА и отражаются от него. Часть отраженных радиоволн возвращается к антенне и регистрируется радиолокатором. По времени запаздывания радиосигнала — от момента его излучения до момента его возвращения (после отражения) к радиолокатору — можно определить расстояние до КА:

$$r = c \frac{t}{2}, \quad (4.11)$$

где r — расстояние от радиолокатора до КА, c — скорость распространения радиоволн, t — время запаздывания радиосигнала. Для определения положения КА надо, кроме расстояния, определить еще его угловые координаты: высоту h и азимут A (рис. 27).

Угол высоты h отсчитывают от горизонтальной плоскости, проходящей через центр антенны до направления, в котором излучаются и возвращаются после отражения от КА радиоволны.

Азимут A отсчитывают в горизонтальной плоскости от точки юга по часовой стрелке до проекции направления излучения и улавливания радиоволн после отражения. r , h и A являются координатами КА и однозначно определяют его положение в пространстве.

Если, например, через секундные интервалы времени измерять радиолокатором координаты КА, то по их изменениям можно установить проходимые КА пути.

Сравнивая эти пути между собой, легко установить по их изменениям скорости КА за каждую последовательную секунду полета, а сравнивая скорости за последовательные секунды, можно определить ускорения полета.

Как видно, определение параметров траектории движения КА при радиолокационном методе происходит в обратном порядке по сравнению с их определением посредством инерционного метода, описанного в предыдущем параграфе.

Большое распространение в радионавигации получил доплеровский метод определения радиальной составляющей скорости движения КА.

Если радиопередатчик, установленный на КА, работает на частоте ν , то при удалении КА от радиоприемника принимаемая частота будет уменьшаться, а при приближении — увеличиваться на $\Delta\nu$. Эти уменьшения и увеличения принимаемых частот связаны с радиальной скоростью КА формулой Доплера:

$$v_r = \frac{\Delta\nu}{\nu} c, \quad (4.12)$$

где c — скорость распространения радиоволн. Отраженные от движущегося КА радиоволны при попадании на антенну локатора будут иметь изменения в длине волн или в частоте, обусловленные приближением или удалением КА. Доплеровский метод определения радиальной составляющей скорости КА отличается большой точностью. На расстояниях до Луны и планет удается определять радиальные скорости КА с точностью до 1 мм/сек.

Упражнение 8

1. Радиолокатор при неизменном азимуте $A = 0^\circ$ за 5 сек измерений зарегистрировал увеличение угловой высоты полета спутника от $30^\circ 00'$ до $32^\circ 02'$ и уменьшение расстояния от 600 км

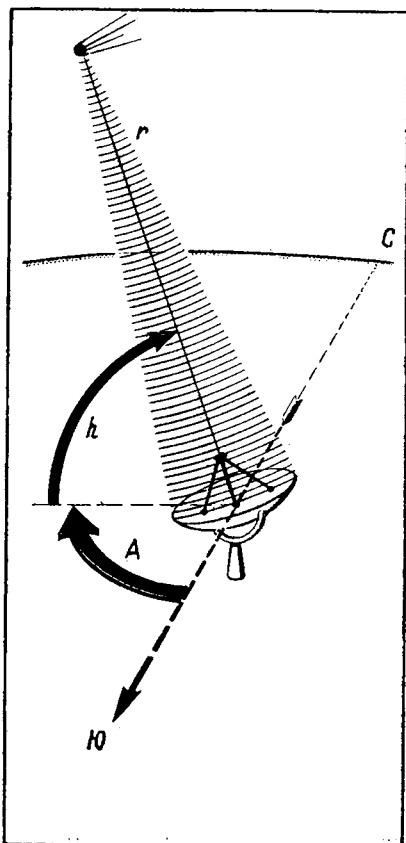


Рис. 27. Радиолокатор измеряет:
 r — расстояние до КА, h — высоту над горизонтом и A — азимут.

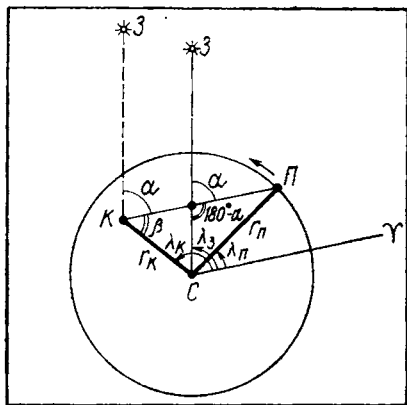


Рис. 28. Нахождение гелиоцентрических координат КА: r_K и λ_K по известным величинам r_P , λ_P , λ_Z и измеренным углам α и β .

Астронавигация осуществляется при помощи оптических приборов, которые состоят из телескопов для наведения на избранные небесные тела, угломерных устройств и чувствительных к излучениям небесных тел элементов.

Для каждого конкретного космического полета подбирают наиболее подходящие светила. Обычно ими являются Солнце, планеты, яркие звезды.

Положения избираемых для астронавигации светил и их перемещения в течение всего планируемого полета всегда заранее известны из астрономических ежегодников.

Рассмотрим на одном из примеров межпланетного полета, как на основе угловых измерений можно установить местоположение КА. Для упрощения выкладок будем считать, что в плоскости орбиты КА, проходящей через Солнце, находится планета и одна из ярких звезд (например, Регул). Пусть на рисунке 28 точками отмечены положения: С — Солнца, П — планеты, К — космического аппарата, З — звезды. Ввиду большой удаленности звезды от Солнечной системы направления на нее с КА и с Солнца будут параллельны: $KZ \parallel CZ$.

Гелиоцентрическая долгота планеты λ_P и гелиоцентрическая долгота звезды λ_Z считаются известными. Их отсчитывают от точки весеннего равноденствия Υ против часовой стрелки до соответствующих радиусов-векторов.

С космического аппарата измеряют углы: α — между звездой и планетой и β — между планетой и Солнцем.

На основе измеренных углов α , β , известных гелиоцентрических долгот λ_P , λ_Z и радиуса-вектора планеты \vec{r}_P требуется найти гелио-

до 565,8 км. Считая, что в это время спутник двигался равномерно, а пройденный участок орбиты мало отличается от прямой, определите величину скорости спутника.

2. Определите радиальную составляющую скорости межпланетной станции, если установленный на ней радиопередатчик работает на волне 1,5000 м, а приемник на земной станции наблюдения при прослушивании передатчика настроен на волну 1,5001 м.

§ 4.9. Астронавигация. При астронавигации местоположение космического аппарата устанавливают на основе измерений углов между телами Солнечной системы и звездами.

центрическую долготу КА λ_k и его гелиоцентрический радиус-вектор \vec{r}_k .

Вначале из треугольника MPC находим величину угла Π :
 $\angle \Pi = 180^\circ - (180^\circ - \alpha) - (\lambda_3 - \lambda_\Pi) = \alpha - \lambda_3 + \lambda_\Pi$.

Затем из треугольника KPC находим угол KCP :

$$\angle KCP = 180^\circ - \beta - \angle \Pi.$$

Следовательно, гелиоцентрическая долгота КА будет равна:

$$\lambda_k = \lambda_\Pi + \angle KCP.$$

Гелиоцентрический радиус-вектор КА находим на основе теоремы синусов:

$$r_k = \frac{\sin \angle \Pi}{\sin \beta} r_\Pi.$$

При полетах вокруг планет и при подлете к ним в астронавигации принимают во внимание моменты восхода и захода светил относительно диска планеты, а также угловые положения точек восхода и захода на диске планеты.

В заключение отметим, что при космических полетах используют все виды космической навигации: инерциальную, радио- и астронавигацию. Это объясняется тем, что каждый вид космической навигации имеет свои сильные и свои слабые стороны по сравнению с другими видами. Так, при выведении КА на орбиту, а также при вхождении его в плотные слои атмосферы удобно использовать инерциальные методы навигации, позволяющие быстро и независимо от внешних световых, тепловых и радиопомех реагировать на все изменения ускорений КА.

Радионавигационные методы отличаются большой точностью при измерениях расстояний и радиальных скоростей КА. Точность угловых измерений можно повысить, если одновременно использовать несколько радиоантенн, которые отнесены друг от друга на большие расстояния, но связаны между собой специальной линией связи для сравнения поступающих от КА сигналов.

Астронавигационные методы в принципе позволяют использовать для навигации все светила вокруг КА. Астронавигация удобна для определения координат КА на больших расстояниях от Земли. Менее удобно ею пользоваться при определении скоростей и в особенности ускорений КА.

При разработке навигационной аппаратуры для космических полетов стараются найти лучшие варианты, объединяющие инерциальные, радио- и астронавигационные методы в едином комплексе.

§ 4.10. Ориентация и стабилизация космических аппаратов. Под ориентацией понимают придание определенных угловых положений КА относительно окружающих небесных тел, их полей или заданных направлений в пространстве. Система стабилизации служит для удержания КА в заданном положении.

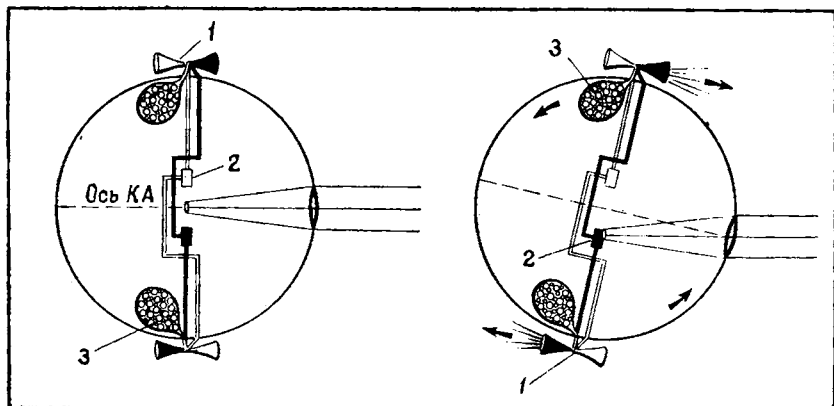


Рис. 29. Система ориентации для удержания оси КА в направлении на Солнце: 1 — микроракетные двигатели; 2 — датчики; 3 — топливо.

Необходимость в ориентации возникает при наведении исследовательских приборов на избранные небесные тела, при наведении бортовых направленно излучающих антенн КА на земные приемные станции, при установлении плоскостей КА с солнечными батареями в направлении на Солнце, при выполнении навигационных измерений, перед проведением коррекционных маневров и т. д.

Проведение ориентации КА происходит поэтапно: вначале чувствительные к излучениям небесных тел датчики регистрируют и отождествляют нужные для ориентации небесные тела; затем датчики выдают команды на исполнительные органы ориентации для проведения соответствующих поворотов. После совершения таких поворотов исполнительные органы ориентации КА удерживают его оси в фиксированных положениях.

Для целей ориентации наиболее часто выбирают Солнце, как наиболее яркое и легко находимое светило на небе. Его можно отыскать и удерживать в поле зрения при помощи небольшого объектива с чувствительными к солнечному свету датчиками. Удобно связать одну из осей КА с осью визирования объектива, жестко скрепленного с корпусом.

Всякое отклонение линии визирования от направления на Солнце, вызванное поворотом корпуса КА, регистрируется датчиками, которые выдают команды для возвращения линии визирования объектива и, следовательно, корпуса КА в прежнее положение.

На рисунке 29 изображена простейшая принципиальная схема для удержания оси КА в направлении на Солнце. При этом исполнительными органами ориентации и стабилизации являются миниатюрные ракетные двигатели, попарно устанавливаемые с разных сторон КА, для создания вращающих моментов, поворачивающих КА вокруг центра масс.

Пока изображение Солнца, даваемое объективом в его фокальной плоскости, находится между датчиками, ракетные двигатели не работают. Но стоит КА слегка повернуться по часовой стрелке, как изображение Солнца попадает на один из датчиков. Он посылает сигналы для включения ракетных двигателей ориентации, вращающих КА в обратном направлении — против часовой стрелки.

Данная пара датчиков совместно с микродвигателями стабилизации способна удержать КА от вращения вокруг оси, перпендикулярной плоскости рисунка.

Если в фокальной плоскости объектива установить по краям изображения Солнца еще два датчика по линии, перпендикулярной плоскости рисунка, и связать их сигналы с соответствующими ракетными двигателями ориентации, то они не позволят КА вращаться еще и вокруг вертикальной оси.

Таким образом, для КА остается только одна возможность — вращение вокруг линии визирования, направленной на Солнце.

Если при вращении КА вокруг этой линии визирования вторым объективом, также скрепленным с корпусом КА, поймать какое-либо светило, находящееся вдали от орбитальной плоскости, то можно таким образом зафиксировать пространственное положение корпуса. Для этих целей удобна звезда Канопус, уступающая по блеску только Сириусу и лежащая недалеко от южного полюса эклиптики.

В принципе ориентировка корпуса КА может быть произведена не только по Солнцу и Канопусу, но и по другим внешним ориентирам: звездам, планетам, видимой линии горизонта, магнитным и гравитационным полям. Исполнительными органами ориентации могут быть не только микроракетные двигатели, но и вращающиеся маховики электромоторов. Согласно закону сохранения момента импульса, если маховик начинает вращаться в одну сторону, то корпус КА придет во вращение в другую сторону, причем так, что общая сумма моментов импульсов маховика и КА останется неизменной (см. § 3.6).

Так как масса маховика по сравнению с массой КА невелика, а число его оборотов в секунду ограничено, то при его помощи можно регулировать вращение КА только в небольших пределах. Большими возможностями обладают микроракетные двигатели: при постоянной силе тяги и постоянном их расстоянии от центра масс КА момент сообщаемого ими импульса будет зависеть от времени работы, т. е. практически определяется запасом взятого для этих целей топлива.

Стабилизация КА осуществляется также на участках выведения и торможения, где движение связано с большими ускорениями и с большими возмущающими моментами. При стабилизации управление угловым положением изменяет направление действия силы тяги и тем самым заставляет КА двигаться в должном направлении по определенной траектории. Стабилизация в данном случае требует больших управляющих моментов и осуществляется не микродвигателями, а преимущественно шарнирными поворотами основных ракетных двигателей.

Искусственные спутники Земли

Искусственным спутником Земли (сокращенно — ИСЗ) является всякое тело, которому ракета-носитель сообщает в космосе скорость, позволяющую ему в дальнейшем обращаться вокруг Земли под действием ее притяжения.

Искусственными спутниками Земли обычно считаются различные космические аппараты (КА), запускаемые на околоземные орбиты для выполнения определенных работ. Все остальные отделившиеся при их запусках и вышедшие на орбиты части и детали принято считать фрагментами. В большинстве официальных сообщений о них ничего не говорится, хотя каждый фрагмент, по существу, является самостоятельным спутником.

ИСЗ принято давать названия, которые в большинстве случаев являются условными. Так, серии советских спутников связи, предназначенных для ретрансляции телевизионных программ, а также для осуществления дальней телефонной и телеграфной связи, дано название «Молния»; серии советских спутников для исследования околоземного космического пространства и верхних слоев атмосферы Земли — название «Космос» и т. д.

Анализ движений ИСЗ охватывает широкий круг вопросов, связанных с характеристиками их орбит, описанием выведений на заданные орбиты, определением возмущений орбитальных движений, вызванных несферичностью Земли, притяжениями Солнца и Луны, маневрированиями на орбитах, сближениями и стыковками, закономерностями входа в плотные слои атмосферы, спусками возвращаемых аппаратов и т. д.

§ 5.1. Орбиты ИСЗ. В первом приближении движения ИСЗ можно анализировать на основе задачи двух тел, рассматривая Землю как однородный шар радиусом $R_{\oplus} \approx 6370$ км и гравитационным параметром $K_{\oplus} = \gamma M_{\oplus} = 3,9860 \cdot 10^5$ км³/сек², а ИСЗ — как материальные точки. В этом случае свободные полеты ИСЗ за пределами земной атмосферы считаются происходящими по неизменным круговым или эллиптическим орбитам. При этом центр масс Земли является центром круговой орбиты или одним из фокусов эллиптической орбиты.

Орбитальный полет считается известным, если указаны характеристики, позволяющие рассчитать и определить все данные о пространственном движении ИСЗ для любого момента времени.

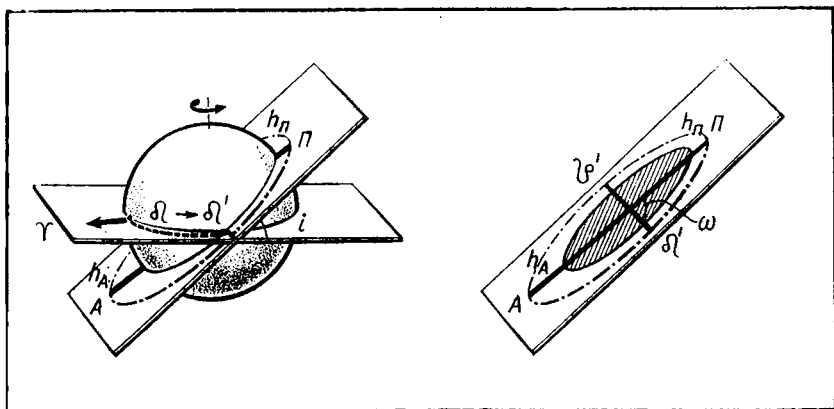


Рис. 30. Элементы орбиты ИСЗ:

i — наклонение, Ω — долгота восходящего узла, ω — угловое расстояние перигея. На рисунке также показаны: Υ — точка весеннего равноденствия, Ω' и ζ' — узлы орбиты, h_{π} — высота перигея и h_A — высота апогея.

Таковыми характеристиками являются шесть элементов орбиты. Они позволяют установить пространственное положение орбитальной плоскости ИСЗ, размеры и форму его орбиты, ориентировку орбиты в орбитальной плоскости и момент времени нахождения ИСЗ в определенной точке орбиты.

Основной плоскостью, относительно которой определяют положение орбиты ИСЗ, является плоскость земного экватора.

Если орбита не лежит в экваториальной плоскости, то ИСЗ при своем движении обязательно пересекает эту плоскость в двух точках, называемых узлами. При этом точку, в которой ИСЗ переходит из южного полушария в северное, называют восходящим узлом и обозначают Ω , а противоположную — нисходящим узлом и обозначают ζ .

Пространственное положение плоскости орбиты ИСЗ (рис. 30) определяется двумя орбитальными элементами: наклонением i и долготой восходящего узла Ω .

Наклонение i измеряется двугранным углом между плоскостью земного экватора и плоскостью орбиты ИСЗ.

Так как Земля вращается вокруг своей оси, а ориентировка орбиты ИСЗ при этом остается неизменной относительно звезд, то долготу восходящего узла Ω более удобно привязывать не к географической долготе, а к звездам на небе. Поэтому долготу восходящего узла отсчитывают в плоскости земного экватора от точки весеннего равноденствия Υ , находящейся в созвездии Рыб (в этой точке Солнце бывает раз в году — 21 марта)¹.

¹ Подробнее этот вопрос изложен в курсе астрономии X класса.

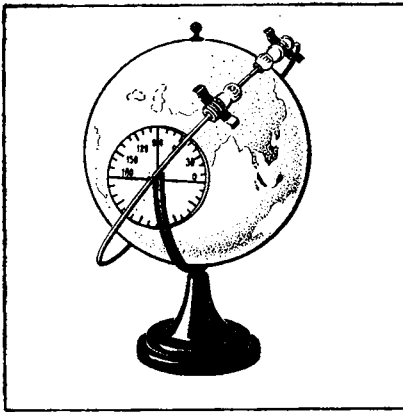


Рис. 31. Модель для демонстраций орбит ИСЗ.

Долготу восходящего узла Ω принято отсчитывать против часовой стрелки.

Изображенная на рисунке 31 демонстрационная модель для показа орбит ИСЗ позволяет быстро уяснить на практических упражнениях, как отсчитывают эти два орбитальных элемента.

Размеры и форму орбит ИСЗ определяют следующими элементами: большой полуосью a и эксцентриситетом e . Поскольку у круговой орбиты $e = 0$, для нее достаточно указать лишь величину радиуса: $r = a$.

Вместо a и e в официальных сообщениях часто указывают высоту перигея $h_{\text{П}}$ — расстояние от поверхности Земли до ближайшей к ней точки эллиптической орбиты ИСЗ — и высоту апогея $h_{\text{А}}$ — расстояние от поверхности Земли до самой удаленной точки орбиты.

Если известны $h_{\text{П}}$ и $h_{\text{А}}$, то всегда легко найти a и e :

$$a = \frac{2R_{\oplus} + h_{\text{П}} + h_{\text{А}}}{2} = R_{\oplus} + \frac{h_{\text{П}} + h_{\text{А}}}{2};$$

$$e = \frac{c}{a} = \frac{a - R_{\oplus} - h_{\text{П}}}{a} = 1 - \frac{R_{\oplus} + h_{\text{П}}}{a}.$$

Пятый элемент — ω — угловое расстояние перигея орбиты от восходящего узла. Этот угол отсчитывают в плоскости орбиты в направлении движения ИСЗ.

Шестым элементом является момент прохождения ИСЗ через перигей орбиты — $T_{\text{П}}$. Все последующие моменты прохождения через перигей орбиты устанавливают на основе периода обращения ИСЗ. Если спутник делает один оборот за T сек, то через n оборотов он пройдет через перигей в момент $T_{\text{П}} + nT$.

Период обращения ИСЗ связан с большой полуосью a его орбиты. Покажем это на примере.

Скорость движения ИСЗ по круговой орбите находят по формуле:

$$v = \sqrt{\frac{\gamma M_{\oplus}}{r}} = \sqrt{\frac{K_{\oplus}}{r}}.$$

С другой стороны, из кинематики вращательного движения известно, что $v = \frac{2\pi r}{T}$, где T — период обращения.

Приравняв обе формулы и считая, что радиус круговой орбиты является постоянной величиной $r = a$, получим:

$$\frac{a^3}{T^2} = \frac{\gamma M_{\oplus}}{4\pi^2} = \frac{K_{\oplus}}{4\pi^2}$$

Так как эти выкладки можно повторить для круговой орбиты с другим радиусом, то можно сказать, что полученная формула выражает собой третий закон Кеплера для ИСЗ. Кроме того, эта формула позволяет установить величину константы этого закона:

$$\begin{aligned} \frac{a_1^3}{T_1^2} &= \frac{a_2^3}{T_2^2} = \frac{\gamma M_{\oplus}}{4\pi^2} = \frac{K_{\oplus}}{4\pi^2} = 10096,7 \text{ км}^3/\text{сек}^2 = \\ &= 3,63481 \cdot 10^7 \text{ км}^3/\text{мин}^2. \end{aligned} \quad (5.1)$$

Отметим, что, хотя формула (5.1) выведена для круговых орбит, она, как показывают специальные математические выкладки, будет справедлива и для эллиптических орбит.

Согласно последней формуле можно установить период обращения ИСЗ, если известна его большая полуось:

$$T = \sqrt{\frac{a^3}{10096,7}} = \frac{a\sqrt{a}}{100,482} \text{ сек.} \quad (5.2)$$

Упражнение 9

1. Определите большую полуось орбиты, ее эксцентриситет, высоту апогея и период обращения ИСЗ, которому на высоте 200 км сообщена в горизонтальном направлении скорость 8,3 км/сек.

2. Определите элементы орбиты ИСЗ, которому 21 марта в местный полдень над точкой 50° северной широты на высоте 200 км параллельно горизонту в восточном направлении сообщена скорость 8 км/сек.

У к а з а н и е. Для уяснения содержания задачи используйте демонстрационную модель для показа орбит ИСЗ (рис. 31).

§ 5.2. Возмущение орбит, вызванное несферичностью Земли.

В предыдущем параграфе рассмотрены орбитальные движения ИСЗ вокруг однородной шарообразной Земли. В действительности истинная форма Земли близка к эллипсоиду вращения — фигуре, которая получается при вращении эллипса вокруг его малой оси. У земного эллипсоида вращения экваториальный радиус (большая полуось a) равен 6378,16 км, а полярный радиус (малая полуось b) равен 6356,78 км.

Эллипсоид вращения можно рассматривать как сжатую сферу и оценивать величину сжатия по формуле:

$$\frac{a-b}{a}.$$

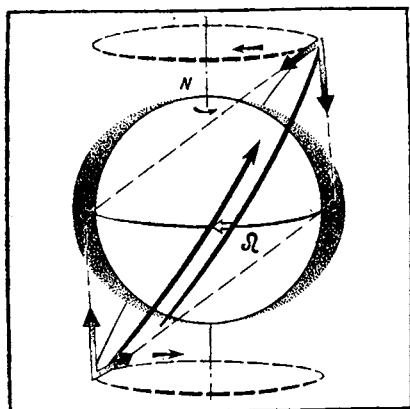


Рис. 32. Под действием неодинакового притяжения ИСЗ различными частями экваториального кольца его орбита прецессирует.

У земного эллипсоида сжатие хотя и небольшое ($1 : 298,25$), но сказывается на движении ИСЗ и изменяет орбитальные элементы. Чтобы понять, каким образом это происходит, сжатую Землю можно представить как однородный шар, вокруг которого находится экваториальное кольцо избыточной массы (рис. 32).

Гравитационное действие этого кольца нельзя заменить действием материальной точки — поле его не центральное. Так, когда ИСЗ с наклоном орбиты i находится над северным или южным полушарием, то ближайшая часть кольца притягивает его с большей силой, чем более удаленная от него часть.

Неодинаковость силового гравитационного воздействия кольца на ИСЗ в разных участках орбиты отражается на орбитальных элементах невозмущенного движения в разной степени.

Наиболее существенно меняется долгота восходящего узла Ω и угловое расстояние перигея ω . Остальные элементы невозмущенного движения (т. е. рассчитанные для шарообразной Земли) под действием притяжения кольца испытывают незначительные периодические изменения.

При указанном на рисунке 32 направлении движения ИСЗ долгота восходящего узла его орбиты Ω при каждом новом обороте будет уменьшаться — смещаться к западу. Это смещение носит название прецессии. Прецессия орбиты ИСЗ подобна прецессионному движению оси волчка. Если волчок привести в быстрое вращение вокруг вертикальной оси и опустить острие его ножки в углубление, он не падает. Не упадет он и в случае отклонения его оси от вертикали на небольшой угол α . Под действием опрокидывающего момента, вызванного притяжением Земли, ось волчка станет описывать конусообразное движение, сохраняя при этом неизменной величину угла отклонения α (рис. 33).

У ИСЗ с незначительными эксцентриситетами орбит величина прецессионного изменения долготы восходящего узла за один оборот может быть определена по следующей приближенной формуле:

$$\Delta \Omega = 0,6 \left(\frac{R_э}{a} \right)^2 \cos i, \quad (5.3)$$

где $R_э$ — экваториальный радиус Земли, a — большая полуось орбиты.

Анализ последней формулы показывает, что прецессионное возмущение, вызванное несферичностью Земли, будет максимальным у низких орбит с небольшими наклонениями к экватору. У полярных орбит $\Delta \Omega = 0^\circ$.

Упражнение 10

Оцените, на сколько градусов за сутки сместится долгота восходящего узла ИСЗ, если он запущен на круговую орбиту с наклонением $i = 50^\circ$ и пролетает над экватором на высоте 200 км. Через сколько суток прецессионного движения орбита ИСЗ возвратится в начальное положение?

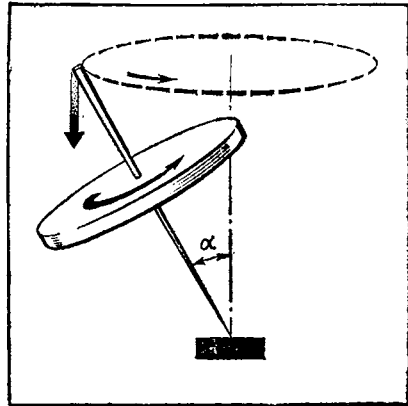


Рис. 33. Прецессионное движение оси волчка при отклонении ее от вертикали на угол α .

§ 5.3. Возмущение движений ИСЗ Солнцем и Луной. Возмущения от притяжения Луны и Солнца мало влияют на движения невысоких ИСЗ. Для низких орбит спутников наиболее существенны возмущения, вызванные сжатием Земли.

С ростом высот движений ИСЗ возмущающие влияния Солнца и Луны растут, а возмущающие влияния от сжатия Земли убывают, и на расстоянии примерно 50 000 км они становятся сравнимы. На больших высотах преобладающими будут возмущения от Луны и Солнца. Но даже увеличение возмущающих влияний Луны и Солнца мало сказывается на круговых орбитах с радиусами, большими 50 000 км, если плоскости этих орбит имеют малые углы наклонений к плоскости земной орбиты.

По сравнению с круговыми эллиптические орбиты с большими эксцентриситетами оказываются неустойчивыми к лунным и солнечным возмущениям. Когда ИСЗ движется по сильно вытянутой орбите, то даже малое увеличение или уменьшение скорости приводит к значительным изменениям орбиты.

Особенно чувствительны к лунным и солнечным возмущениям орбиты ИСЗ с невысокими перигеями и апогеями, находящимися за орбитой Луны. При движении ИСЗ по такой орбите возмущения Луны и Солнца могут оказаться губительными для него, ибо при небольшом увеличении скорости вблизи апогея он может приобрести скорость, большую скорости освобождения, и навсегда покинуть сферу действия Земли. При небольшом уменьшении скорости перигей его орбиты может понизиться настолько, что спутник войдет в плотные слои земной атмосферы и прекратит свое существование.

§ 5.4. Влияние атмосферы на движения ИСЗ. Хотя верхние слои земной атмосферы сильно разрежены, тем не менее они оказывают некоторое сопротивление движущемуся ИСЗ и возмущают его орбиту.

С физической точки зрения возникновение сопротивления вызвано столкновениями ИСЗ с молекулами воздушной среды. В результате таких столкновений ИСЗ теряет орбитальную энергию и переходит постепенно на новые орбиты с меньшими энергиями.

Как показывают наблюдения за движениями спутников, сила сопротивления верхней атмосферы прямо пропорциональна d — плотности воздушной среды, S — площади поперечного сечения спутника и v^2 — квадрату скорости его движения¹:

$$F_{\text{сопр}} = dSv^2. \quad (5.4)$$

Если ИСЗ испытывает равномерное торможение на пути l , то, преодолевая сопротивление, он выполняет работу: $A = F_{\text{сопр}} l$. Эта работа выполняется за счет его орбитальной энергии.

Встречая постоянное сопротивление, круговой ИСЗ не может удержаться на неизменной орбите и постепенно снижается по спиральным виткам, каждый из которых близок к окружности. При этом орбитальная скорость ИСЗ, несмотря на торможение, будет увеличиваться, а не уменьшаться, ибо линейные скорости у низких круговых спутников больше по величине, чем у высоких.

Никаких нарушений физических законов при этом не происходит, так как орбитальная скорость увеличивается за счет уменьшения потенциальной энергии ИСЗ.

Так как с понижением высоты движения сопротивление атмосферы постепенно возрастает, то постепенно увеличивается шаг спирали: для поддержания необходимой орбитальной скорости требуется большая потеря потенциальной энергии.

Когда же сопротивление атмосферы возрастает настолько, что дальнейшее понижение по спирали уже не может обеспечить необходимую орбитальную скорость, период существования ИСЗ на орбите заканчивается, и он переходит на траекторию спуска.

Влияние атмосферы на движения ИСЗ по эллиптическим орбитам в основном сводится к расчету торможения вблизи перигея, где плотность атмосферы наибольшая и где, следовательно, ее действие будет максимальным. При этом скорость движения ИСЗ при сопротивлении атмосферы будет уменьшаться и ИСЗ уже не сможет подняться к прежней высоте апогея, а будет проходить ниже его. На следующем обороте произойдет новое понижение апогея, потом следующее и т. д. Высота же перигея при этом понижается незначительно.

¹ В нижних слоях атмосферы сила сопротивления зависит еще от σ — коэффициента, характеризующего форму тела. В разреженных слоях верхней атмосферы, где молекулы воздуха между взаимными соударениями проходят пути, сравнимые с размерами ИСЗ, сила сопротивления уже не зависит от формы тела.

Упражнение 11

1. Опираясь на третий закон Кеплера и на одну из формул скорости вращательного движения, докажите, что линейные скорости движений ИСЗ по круговым орбитам обратно пропорциональны корням квадратным из их радиусов.

2. Докажите, что если у двух круговых спутников разность кинетических энергий равна E , то разность их соответственных потенциальных энергий будет равна $-2E$.

3. Какое сопротивление оказывает земная атмосфера движению спутника, площадь поперечного сечения которого $1,5 \text{ м}^2$, а движется он на высоте 200 км , где плотность атмосферы $4,2 \cdot 10^{-17} \text{ кг/м}^3$?

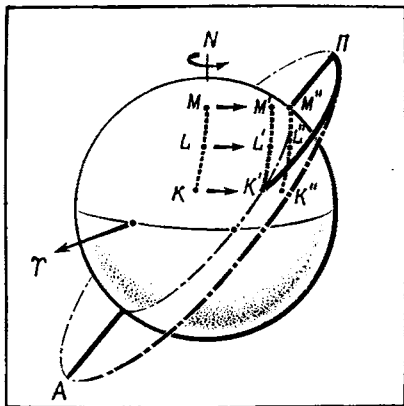


Рис. 34. В момент старта ракеты-носителя космодром K' находится в плоскости расчетной орбиты. KLM — трасса выведения со станциями наблюдений.

$1,5 \text{ м}^2$, а движется он на высоте 200 км , где плотность атмосферы $4,2 \cdot 10^{-17} \text{ кг/м}^3$?

§ 5.5. Условия выведения ИСЗ на орбиту. В параграфе 4.1 обсуждался вопрос о траекториях выведения КА на орбиты. Изображенная ранее (рис. 17) схема выведения КА на орбиту представляет собой также схему выведения на орбиту ИСЗ в плоскости его будущего движения.

Рассмотрим теперь, когда производить запуск, как ориентировать в пространстве траекторию выведения и какую надо сообщить ИСЗ начальную скорость, чтобы он вышел на орбиту с расчетными элементами: a , e , i , Ω , ω , T_0 .

Пусть рисунок 34 изображает расчетную орбиту ИСЗ с указанными элементами.

Для того чтобы полет ИСЗ происходил по этой орбите, необходимо выбрать такой момент запуска ракеты-носителя с космодрома K , который обеспечит бы ее попадание в точку перигея Π . При этом вектор скорости \vec{v} должен находиться в плоскости будущей орбиты, а величина скорости — обеспечивать движение по орбите с расчетной полуосью a .

Поскольку космодром участвует в суточном вращении Земли вокруг ее оси, его пространственная ориентировка относительно звезд непрерывно меняется. Пространственное же положение расчетной орбиты, на которую необходимо запустить ИСЗ, остается неизменным относительно звезд.

Поэтому время старта ракеты-носителя необходимо приурочить к тому моменту, когда космодром в результате суточного вра-

щения Земли будет пересекать плоскость расчетной орбиты ИСЗ (рис. 34).

Движение ракеты-носителя в плоскости будущей орбиты позволяет обеспечить достижение заданных расчетом орбитальных элементов i и Ω . Если ракета-носитель выйдет в расчетное время в расчетную точку перигея, то тем самым будет обеспечено достижение расчетных элементов ω и T_0 .

Для обеспечения заданных орбитальных элементов a и e необходимо, чтобы при достижении точки перигея P ракета-носитель сообщила отделившемуся ИСЗ скорость \vec{v} , величину которой можно определить по формуле:

$$v^2 = K_{\oplus} \left(\frac{2}{r_{\text{п}}} - \frac{1}{a} \right),$$

где $r_{\text{п}}$ — геоцентрическое расстояние перигея.

Для контроля за правильностью следования ракеты-носителя по расчетной траектории вдоль трассы выведения — проекции траектории выведения на земную поверхность — можно установить несколько наблюдательных пунктов, оборудованных радиолокаторами и оптическими инструментами.

При обнаружении траекторных отклонений с этих пунктов могут быть переданы радиокоманды на борт ракеты-носителя для внесения соответствующих корректив в дальнейшую траекторию.

Упражнение 12

Космодром расположен на широте φ . Как надо ориентировать траекторию вывода относительно сторон горизонта, чтобы наклонение орбиты ИСЗ равнялось широте места космодрома? Сравните возможности запусков ИСЗ на орбиты с наклонениями $i > \varphi$ и наклонениями $i < \varphi$.

§ 5.6. Движения ИСЗ относительно поверхности Земли. Для того чтобы можно было организовать наблюдения за ИСЗ, необходимо знать, над какими точками земной поверхности он пролетает. Установить это можно, рассматривая одновременно движение ИСЗ по орбите и вращение Земли вокруг своей оси.

Если при этом из точек орбиты, через которые последовательно пролетает ИСЗ, опускать перпендикуляры на земную поверхность, то можно найти трассу полета.

Под трассой полета понимают геометрическое место точек на земной поверхности, в которых наблюдается пролет ИСЗ через зенит.

Проследить, как образуется трасса у кругового ИСЗ, и установить ее внешний вид можно на модели для демонстраций орбит ИСЗ (рис. 31).

Вначале с помощью модели убеждаются, что при наклонении орбиты i трасса полета ИСЗ располагается между географическими параллелями $\varphi = \pm i$. Действительно, вращая глобус вокруг его

оси при избранном и неизменном наклонении орбиты, приходят к выводу, что ИСЗ не бывает в зените севернее широты φ и южнее широты $-\varphi$.

Далее определяют трассу полета для одного витка ИСЗ. Для этого орбиту ИСЗ от восходящего узла разбивают на 10 равных частей, обозначая их границы кусочками пластилина.

На такое же количество частей следует разбить дугу земного экватора, на которую поворачивается Земля за один оборот ИСЗ (например $\Delta L = 30^\circ$), и установить западный конец этой дуги в восходящий узел орбиты Ω .

Считая, что за время пролета ИСЗ первого участка орбиты Земля поворачивается на запад на одно деление на экваторе (3°), можно карандашом указать точку на глобусе, над которой должен быть в зените ИСЗ в конце первого промежутка времени после начала отсчета. Далее таким же образом можно определить на глобусе положение следующей точки в конце второго промежутка времени, в конце третьего и т. д.

Соединив мелом полученные точки, получают трассу полета для одного витка ИСЗ. Если от каждой построенной точки отступить по параллели на запад на 30° , то, соединив эти точки мелом, можно получить трассу полета для второго витка. Отступив от каждой точки еще дальше на 30° , можно получить трассу третьего витка и т. д. При отступлении каждого витка по долготе на 30° трасса замкнется через $N = \frac{360^\circ}{30^\circ} = 12$ оборотов.

Земля делает один оборот вокруг своей оси за $T_\oplus = 23 \text{ ч } 56 \text{ мин } 4 \text{ сек} \approx 1436,07 \text{ мин}$. При указанной трассе полета ИСЗ должен делать один оборот за $T = \frac{T_\oplus}{N} = 119,67 \text{ мин}$.

Более наглядно можно показать образование трассы полета при помощи модели, у которой движения ИСЗ синхронизированы с вращением Земли вокруг своей оси при помощи специальной передачи (рис. 35). Прикрепив к модели ИСЗ кисточку, смоченную в растворе мела или зубного порошка, можно наблюдать вычерчивание трассы полета в процессе моделирования движений ИСЗ и Земли.

Весьма наглядны трассы полетов ИСЗ, показанные на географических картах в цилиндрической проекции (рис. 36). Трасса каждого витка ИСЗ предстает на такой карте в виде кривой, по форме напоминающей синусоиду.

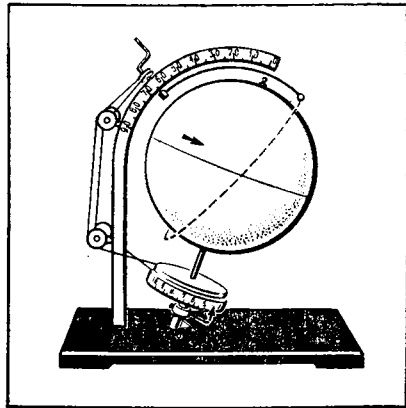


Рис. 35. Модель движения ИСЗ с ручным приводом.

Рис. 36. Трасса полета первого ИСЗ.

Наиболее простой вид трассы полета у кругового ИСЗ, который движется в плоскости земного экватора по круговой, синхронной орбите, т. е. с периодом обращения, равным периоду вращения Земли вокруг своей оси. Трасса такого спутника вырождается в точку на экваторе. Он неподвижно «висит» над одной из точек экватора на высоте 35 800 км, в связи с чем его также называют с т а ц и о н а р н ы м.

Такой спутник особенно удобен для связи и ретрансляции телевизионных программ между континентами, поскольку он сразу обзревается с 40% поверхности земного шара и для любого наблюдателя является неподвижным: днем и ночью он находится в одной и той же точке видимого небосвода.

Упражнение 13

При помощи модели для показа орбит ИСЗ установите, какой вид будет иметь трасса кругового синхронного спутника с наклонением 60° , 90° .

§ 5.7. Одноимпульсные орбитальные маневры ИСЗ. Всякий целенаправленный переход с одной орбиты на другую представляет собой маневр. Нужда в проведении маневров ИСЗ возникает при коррекции их орбит, при переходах на новые орбиты, при сближениях с другими ИСЗ, при возвращении на Землю. В результате каждого маневра могут измениться полностью все элементы начальной орбиты или только некоторые из них.

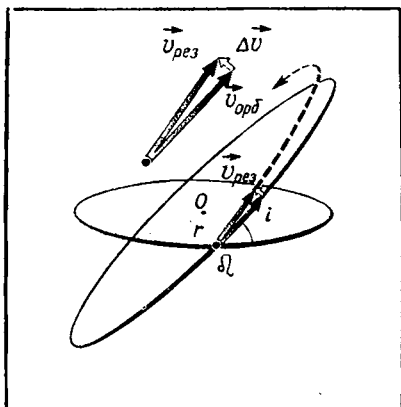


Рис. 37. Маневр для изменения наклона орбиты.

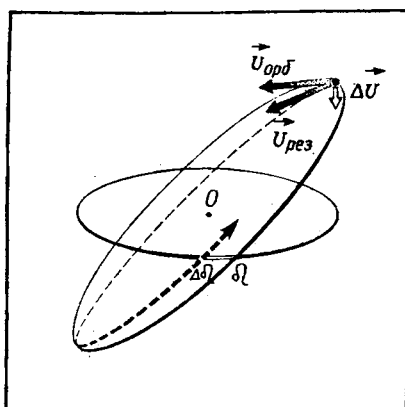


Рис. 38. Маневр, изменяющий долготу восходящего узла.

Орбитальные маневры выполняются при помощи бортовых ракетных двигателей. Маневры, которые выполняются при однократных кратковременных включениях двигателей, называются **одноимпульсными**, а при нескольких включениях — **многои импульсными**. Орбитальные маневры ИСЗ могут происходить и при помощи непрерывно работающих ракетных двигателей малой тяги.

Рассмотрим простейшие одноимпульсные маневры, которые позволяют изменять некоторые элементы начальных орбит.

1. Если, например, возникает необходимость в изменении наклона орбиты i при сохранении всех остальных орбитальных элементов ИСЗ, маневр необходимо выполнять в одном из узлов орбиты. При этом вектор скорости маневра Δv должен давать планируемое изменение наклона, образуя с вектором орбитальной скорости v_{orb} и результирующим вектором $v_{рез}$ равнобедренный треугольник скоростей в перпендикулярной к орбите плоскости (рис. 37).

Поскольку при таком маневре ни величина вектора орбитальной скорости, ни угол его наклона к геоцентрическому радиус-вектору не меняются, все остальные орбитальные элементы остаются неизменными.

Из треугольника скоростей легко установить, что, например, спутнику на круговой орбите при орбитальной скорости 7 км/сек для изменения наклона i на 1° требуется одноимпульсный маневр со скоростью $0,122 \text{ км/сек}$.

2. Если описанный маневр поворота плоскости орбиты повторить не в узле, а в самой удаленной от земного экватора точке, он приведет к изменению долготы восходящего узла и не отразится на остальных элементах орбиты (рис. 38).

Следовательно, описанные выше два вида орбитальных маневров могут обеспечить изменения пространственной ориентировки орбиты ИСЗ.

Рассмотрим теперь одноимпульсные маневры в плоскости орбиты.

3. При движении по круговой орбите изменение величины линейной скорости в любой точке переводит ИСЗ на эллиптическую орбиту. Если, например, движение ИСЗ происходит по круговой орбите с высотой 200 км ($r = 6570$ км, $v = 7,789$ км/сек), то увеличение скорости на 10 м/сек переводит его на эллиптическую орбиту с большой полуосью:

$$a = \frac{K_{\oplus} r}{2K_{\oplus} - v^2 r} = 6587 \text{ км.}$$

При этом в точке маневра будет перигей орбиты с высотой 200 км, а в противоположной точке — апогей с высотой

$$h_A = 2a - 2R_{\oplus} - h_{\Pi} = 234 \text{ км,}$$

т. е. ИСЗ пройдет на 34 км выше по сравнению с высотой полета по круговой орбите.

При уменьшении круговой скорости на 10 м/сек в точке маневра будет апогей орбиты на высоте 200 км, а в противоположной — перигей на высоте 166 км, т. е. на 34 км ниже высоты движения кругового спутника.

Следовательно, для рассмотренной круговой орбиты изменение скорости движения на 1 м/сек дает соответственное изменение высоты противоположной точки орбиты на 3,4 км.

Этим соотношением можно пользоваться для оценок изменений характеристик орбит ИСЗ, когда их высоты равны примерно 200 км и маневренные скорости не велики.

Если последние условия не выдержаны, тогда следует пользоваться вышеприведенными формулами.

4. В случае, когда при исполнении маневра изменяется не величина вектора круговой скорости, а только его направление, ИСЗ переходит на эллиптическую орбиту. При этом если вектор круговой скорости отклоняется вверх, то перигей эллиптической орбиты будет находиться сзади точки маневра на 90° , а при отклонении вектора круговой скорости вниз перигей будет впереди точки маневра на 90° . Так как величина константы энергий C_E при таком маневре не изменяется, величина большой полуоси также остается прежней — равной радиусу круговой орбиты. Поэтому, на сколько километров перигей новой орбиты будет ниже высоты круговой орбиты, на столько же километров апогей новой орбиты будет лежать выше круговой орбиты.

Рассмотренные примеры маневров показывают, как влияют на избранные орбитальные элементы одноимпульсные приращения скоростей с определенными ограничениями либо по величине, либо по направлениям. При больших векторах маневренных скоростей и их произвольной пространственной ориентировке ИСЗ могут

переходить на орбиты, сильно отличающиеся от прежних. Теоретически при одноимпульсных маневрах можно перейти на любую другую орбиту ИСЗ, которая или касается начальной орбиты, или пересекает ее.

Упражнение 14

Определите величину добавочной скорости для перевода советского спутника связи «Молния-1» с круговой орбиты высотой 200 км и наклоном 65° на эллиптическую в той же плоскости с полусуточным периодом обращения. В каком месте круговой орбиты следует делать указанный маневр, чтобы апогей эллиптической орбиты находился над самыми северными широтами? Сравните величину скорости ИСЗ «Молния-1» в апогее с линейной скоростью вращения земной поверхности на широте проекции апогея.

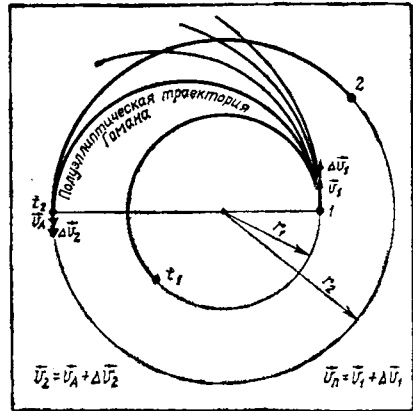


Рис. 39. К расчету перехода КА с круговой орбиты радиуса r_1 на концентрическую круговую орбиту радиуса r_2 .

§ 5.8. Двухимпульсные маневры. Нужда в двухимпульсных переходах с одной орбиты на другую появляется в том случае, если обе орбиты не имеют ни одной общей точки. В таком случае первым импульсом необходимо заставить ИСЗ сойти с первой орбиты на переходную и двигаться по ней до соприкосновения или пересечения со второй орбитой. Затем в момент достижения второй орбиты следующим импульсом надо перевести ИСЗ на эту орбиту.

Пусть в одной плоскости находятся две круговые орбиты с радиусами r_1 и r_2 , причем $r_2 > r_1$. Переходы между этими орбитами ИСЗ могут совершаться по эллиптическим, параболическим и гиперболическим траекториям, которые имеют общие точки с круговыми орбитами. На рисунке 39 изображено несколько траекторий.

Для целей космонавтики особый интерес представляют гомановские орбиты — переходные полуэллиптические траектории с минимальными маневренными скоростями.

Поскольку каждый круговой спутник уже имеет определенную линейную скорость, то максимальное увеличение этой скорости произойдет, если добавочную скорость маневра сложить с ней по одному направлению — по касательной к орбите. При максимально возможной результирующей скорости ИСЗ будет иметь максимальную кинетическую энергию и, следовательно, сможет удалиться на максимальное расстояние от Земли. При этом скорости маневра должно хватить для того, чтобы переходная эллиптическая орбита

вытянулась и своим апогеем коснулась внешней круговой орбиты. В момент прохождения апогея ИСЗ сообщают второй импульс, достаточный для перевода ИСЗ на круговую орбиту. Таким образом, первый маневр необходимо делать в перигее гомановской орбиты, а второй — в ее апогее (рис. 39).

Схема расчетов маневренных скоростей следующая.

Последовательно находим:

1) линейные скорости на круговых орбитах:

$$v_1 = \sqrt{\frac{K_{\oplus}}{r_1}} \quad \text{и} \quad v_2 = \sqrt{\frac{K_{\oplus}}{r_2}};$$

2) большую полуось переходной гомановской орбиты:

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2};$$

3) скорость в перигее гомановской орбиты:

$$v_{\text{п}} = \sqrt{K_{\oplus} \left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)};$$

4) скорость в апогее гомановской орбиты:

$$v_{\text{а}} = \sqrt{K_{\oplus} \left(\frac{2}{r_2} - \frac{1}{a} \right)};$$

5) скорость первого маневра:

$$\Delta v_1 = v_{\text{п}} - v_1;$$

6) скорость второго маневра:

$$\Delta v_2 = v_2 - v_{\text{а}}.$$

Для проведения указанных маневров в баках ИСЗ должны быть запасы горючего, позволяющие ракетным двигателям развить характеристическую скорость: $v_{\text{хар}} = \Delta v_1 + \Delta v_2$.

Поскольку гомановская траектория по сравнению с другими переходными траекториями требует минимальных характеристических скоростей, она будет с точки зрения экономного расхода горючего оптимальной, т. е. наилучшей.

Упражнение 15

1. Рассчитайте величину характеристической скорости для перевода ИСЗ с круговой орбиты высотой 200 км на круговую орбиту высотой 234 км по полуэллиптической траектории.

2. Рассчитайте величину характеристической скорости для перевода ИСЗ с круговой орбиты высотой 200 км на стационарную орбиту по полуэллиптической траектории.

§ 5.9. Сближение и стыковка ИСЗ. Для того чтобы могла произойти встреча двух ИСЗ, движущихся по разным орбитам, можно один из них в некоторый момент времени перевести на такую

переходную орбиту, по которой он сможет долететь до точки встречи за время, равное времени полета второго ИСЗ по своей орбите до той же точки.

Для целей стыковки — соединения двух ИСЗ в один — подходят только те встречи, которые происходят при небольших скоростях взаимного сближения, ибо при больших скоростях возможны столкновения, ведущие к разрушениям.

Удобна для сближений орбита ожидания, находящаяся в одной плоскости с орбитой второго ИСЗ, но несколько ниже или выше последней. На орбиту ожидания можно отправить ИСЗ в тот момент, когда космодром при суточном вращении Земли пересекает плоскость орбиты ранее выведенного ИСЗ. Далее в определенный момент времени один из ИСЗ переводится на гомановскую траекторию, по которой он достигает орбиты второго ИСЗ.

Рассмотрим случай, когда обе орбиты являются круговыми. Пусть r_1 — радиус одной орбиты ожидания, r_2 — радиус второй, более высокой орбиты, T_1 и T_2 — периоды обращения в минутах по этим орбитам.

Каждая минута полета по этим орбитам перемещает ИСЗ на геоцентрические углы $\frac{360^\circ}{T_1}$ и $\frac{360^\circ}{T_2}$.

Движение с разными угловыми скоростями в принципе позволяет иметь любые геоцентрические угловые расстояния между ИСЗ.

Определим, какой геоцентрический угол должен быть между ИСЗ в момент старта с орбиты ожидания на переходную полуэллиптическую траекторию, чтобы встреча ИСЗ состоялась в ее апогее.

Если большая полуось переходной орбиты равна $a = \frac{r_1 + r_2}{2}$, то полный период обращения по этой орбите можно определить по третьему закону Кеплера: $\frac{a^3}{T^2} = 3,63481 \cdot 10^7 \text{ км}^3/\text{мин}^2$.

Разделив найденный период обращения на 2, установим время полета ИСЗ по переходной полуэллиптической траектории до точки встречи в ее апогее. За это же время второй, более высокий ИСЗ переместится по своей орбите на угол:

$$\frac{T}{2} \cdot \frac{360^\circ}{T_2} = 180^\circ \frac{T}{T_2}.$$

Следовательно, в момент перехода с орбиты ожидания на полуэллиптическую траекторию второй ИСЗ должен быть впереди первого на геоцентрический угол α :

$$\alpha = 180^\circ - 180^\circ \frac{T}{T_2} = 180^\circ \left(1 - \frac{T}{T_2}\right).$$

На конечной стадии сближения для уравнивания орбитальных скоростей необходимо либо первому ИСЗ увеличить скорость, либо второму уменьшить свою. Когда относительные скорости ИСЗ становятся незначительными, начинаются маневры причаливания.

На этой стадии сближения ИСЗ придадут взаимно строгую ориентировку, чтобы они в момент встречи могли стыковаться при помощи специальных стыковочных узлов.

Упражнение 15

Какой геоцентрический угол должен быть между ИСЗ, чтобы один из них, находящийся на круговой орбите ожидания высотой 200 км, после перехода на полуэллиптическую траекторию мог стыковаться в ее апогее со вторым ИСЗ, летящим в той же плоскости по круговой орбите на высоте 234 км?

§ 5.10. Орбитальные станции. Для планомерного и широкого изучения Земли, окружающего космического пространства и проведения разнообразных внеатмосферных астрономических наблюдений на околоземных орбитах необходимо создавать большие долговременные орбитальные станции со сменяемыми экипажами. Поскольку для выведения в космос массивных орбитальных станций в собранном виде требуются колоссальные по размерам и стартовым массам ракеты-носители, более целесообразно собирать такие станции на орбитах по частям.

По современным представлениям создание сборных орбитальных станций со сменными экипажами важно и для дальнейшего развития самой космонавтики. В будущем орбитальные станции станут базами для сборки межпланетных кораблей, заправки их топливом, для их отладки и испытаний. После проведения межпланетных полетов космические корабли смогут возвращаться к этим базам.

Вот почему советские ученые и инженеры считают, что магистральным путем для отечественной космонавтики является планирование и осуществление запусков, связанных с созданием будущих орбитальных станций.

Если проследить в хронологическом порядке за полетами в космос советских пилотируемых космических кораблей и ряда автоматических станций, можно видеть, как шаг за шагом решались многие научные вопросы и отработывались различные технические устройства, имеющие отношение к будущим орбитальным станциям.

Так, уже первый полет Ю. А. Гагарина показал возможность пребывания и работы человека в космическом корабле при взлете, движении по орбите и последующем спуске на Землю. Через все эти стадии космического полета будут проходить сменные экипажи будущих орбитальных станций.

Хотя каждый из последующих полетов космических кораблей имел целый ряд отличительных признаков, тем не менее все они позволили заключить, что человек сможет жить на будущих орбитальных станциях и вести там интенсивную и разнообразную работу. При этом не только внутри самой станции, но, как показал выход А. А. Леонова в открытый космос, и за ее пределами.

Принципиальное значение для создания будущих орбитальных станций имели выведения в 1963—1964 гг. беспилотных космических

аппаратов «Полет-1» и «Полет-2», на которых проверялись различные способы орбитального маневрирования.

При запусках «Востока-3» и «Востока-4», а также «Востока-5» и «Востока-6» отработывались методы выведения космических кораблей на близкие орбиты в зоны встреч. Впоследствии космонавт Береговой Г. Т. на космическом корабле «Союз-3» опробовал системы ручного управления и осуществил ряд маневров по сближению с беспилотным кораблем «Союз-2».

Создание первой экспериментальной орбитальной станции было осуществлено 16 января 1969 г., когда были состыкованы два космических корабля — «Союз-4», пилотируемый В. А. Шаталовым, и «Союз-5» с экипажем в составе Б. В. Волынова, А. С. Елисеева и Е. В. Хрунова. Станция состояла из двух кабин космонавтов, двух орбитальных отсеков и двух приборно-агрегатных отсеков общим объемом 18 м³. Во время этого полета А. С. Елисеев и Е. В. Хрунов вышли в открытый космос, провели научно-технические эксперименты и затем перешли в отсек «Союза-4».

Первая научная орбитальная станция «Салют» начала функционировать 7 июня 1971 г., когда впервые была осуществлена инженерно-техническая задача по доставке на ее борт экипажа в составе Г. Т. Добровольского, В. Н. Волкова и В. И. Пацаева с помощью транспортного корабля «Союз-11» (см. цветную вклейку).

Космонавты за время пребывания на борту станции выполнили большой объем разнообразных научных работ. При помощи специальной аппаратуры они проводили наблюдения различных геолого-географических образований на земной поверхности, в частности изучали распределения снежных и ледовых покровов.

Космонавты определяли оптические характеристики земной атмосферы, наблюдали за развитием тайфунов и циклонов. Полученные при этом данные будут, несомненно, способствовать прогрессу в изучении природных ресурсов Земли и земной атмосферы.

В программу астрономических исследований были включены наблюдения гамма-лучей, возникающих при взаимодействии космических частиц высоких энергий, а также ультрафиолетовых излучений, идущих от звезд, но задерживаемых земной атмосферой и поэтому не наблюдаемых на земной поверхности.

При полете проверялись и отработывались системы ориентации и навигации орбитальной станции, а также системы управления и маневрирования.

Космонавты провели большое количество других научно-технических работ, которые окажут большое влияние на дальнейшее развитие космических исследований и усовершенствование орбитальных станций.

§ 5.11. Спуск с орбиты. Для того чтобы ИСЗ сошел с орбиты и вошел в плотные слои земной атмосферы, необходимо при помощи бортовых ракетных двигателей выполнить маневр торможения.

Как уже упоминалось в § 5.7, при движении ИСЗ по круговой

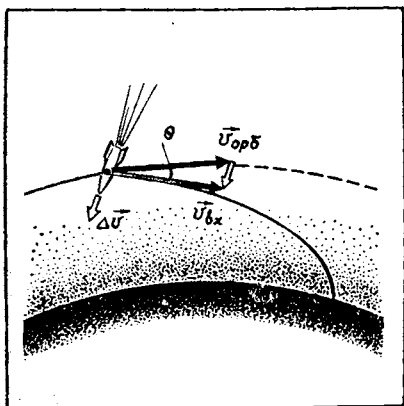


Рис. 40. Тормозной маневр при вхождении спутника в плотные слои атмосферы.

орбите на высоте 200 км уменьшение скорости на 10 м/сек понижает высоту его движения в противоположной части орбиты на 34 км. Если же тормозными ракетными двигателями уменьшить орбитальную скорость на 50 м/сек, то при отсутствии земной атмосферы можно было бы ожидать в 5 раз большее понижение — 170 км, а при уменьшении скорости на 60 м/сек — в 6 раз большее — 204 км. В последнем случае перигей новой орбиты находился бы на 4 км ниже земной поверхности и ИСЗ разбился бы о земную поверхность. Однако приведенные расчеты являются теоретическими, ибо земная атмосфера не позволяет ИСЗ двигаться на небольших высотах с орбитальными скоростями.

Начиная с высот 100 км и ниже спускающиеся ИСЗ встречают все возрастающее сопротивление атмосферы, которая сильно тормозит их движение. Очень часто различные характеристики движений спускающихся с орбит ИСЗ определяют в зависимости от угла θ — угла между местным горизонтом и вектором входной скорости $\vec{u}_{вх}$.

Угол входа можно определить на основе треугольника скоростей, зная вектор орбитальной скорости ИСЗ \vec{u}_{orb} и вектор скорости маневра торможения $\Delta\vec{u}$ (рис. 40). Если после входа в плотные слои атмосферы ИСЗ испытывает только лобовое сопротивление, то спуск происходит по баллистической траектории. В этом случае отсутствуют боковые силы, которые могли бы сместить ИСЗ с траектории спуска.

По баллистическим траекториям движутся спускаемые аппараты, имеющие форму шара. Чтобы под напором набегающих воздушных потоков аппараты такой формы не вращались, их центр масс стремятся поместить по возможности ближе к одной из стенок. Когда из-за сопротивления атмосферы возникают перегрузки, шарообразный аппарат движется вперед этой стороной, напоминая куклу «невалюшку», центр масс которой стремится занять самое низкое положение по отношению к опоре.

С повышением перегрузок растет аэродинамическая устойчивость шарообразного аппарата. Подобно шару ведут себя при спусках тела некоторых других форм с осевой симметрией и смещенными по оси центрами масс. Хорошей формой для спускаемых аппаратов

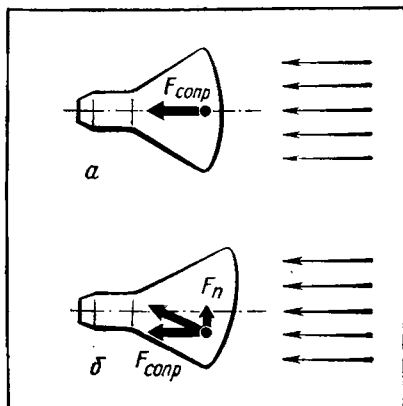


Рис. 41. Формы КА:

a — без подъемной силы; *b* — с подъемной силой.

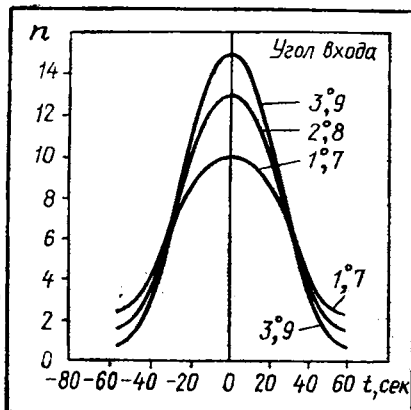


Рис. 42. Характерные графики перегрузок для спутников, входящих под разными углами в атмосферу.

считается конус со сплюснутым овальным дном и центром масс, смещенным по оси конуса как можно ближе к дну (рис. 41, *a*).

На рисунке 42 показаны графики времени действия перегрузок, возникающих при различных углах входа у тел, форма которых позволяет им двигаться по баллистическим траекториям.

Поскольку при возвращении на Землю космонавтов не рекомендуется подвергать перегрузкам с коэффициентами более 10, углы входа для баллистических спусков должны быть небольшими. В результате растягивается траектория спуска и снижается точность приземления.

Значительно лучшими возможностями обладают траектории планирующих спусков. При движении по таким траекториям коэффициенты перегрузок могут быть снижены до 3—4, а точность приземления может значительно возрасти.

Планирующим спуском обладают аппараты, у которых под воздействием набегающих воздушных потоков, кроме лобового сопротивления, возникает еще и подъемная сила.

При орбитальных и несколько меньших скоростях подъемной силой обладают многие формы КА, в том числе и конусообразный аппарат со слегка наклоненным к продольной оси овальным дном и смещенным центром тяжести (рис. 41, *b*).

Ввиду несимметричности последней формы она в быстронабегающем воздушном потоке располагается также несимметрично. В результате сила давления на одну из ее сторон оказывается больше, чем на другую, — возникает подъемная сила. Если при входе в плотные слои атмосферы эта сила направлена вверх, то тормозящийся аппарат под ее воздействием выйдет из плотных слоев с уменьшенной скоростью, чтобы затем еще раз войти в них. После двух-

трех таких погружений аппарат теряет скорость и круто входит в плотные слои. На высоте 10 км скорость его полета составляет 150—250 м/сек. Дальнейшее снижение скорости спуска до 10—20 м/сек достигается за счет парашютов.

Чтобы в конце приземления избежать удара о земную поверхность, на ряде возвращаемых аппаратов устанавливают небольшие ракетные двигатели мягкой посадки. За 1—2 м до земной поверхности они срабатывают и гасят оставшуюся скорость.

§ 5.12. Физические явления при входе в атмосферу. При орбитальном полете ИСЗ обладает огромным запасом кинетической потенциальной энергии. Так, каждый килограмм массы спутника, движущегося по круговой орбите на высоте 200 км со скоростью 7,789 км/сек, по отношению к поверхности невращающейся Земли обладает кинетической энергией $E_k = 3,033 \cdot 10^7$ дж и потенциальной $E_n = 0,191 \cdot 10^7$ дж. Следовательно, полная механическая энергия 1 кг массы будет $E = 3,224 \cdot 10^7$ дж ≈ 7700 ккал. При возвращении ИСЗ на Землю необходимо найти способ передачи этой энергии другим телам.

Понизить запас энергии ИСЗ можно, уменьшив скорость его движения с помощью тормозных ракетных двигателей или используя силу сопротивления атмосферы.

Первый путь оказывается невыгодным, поскольку требует почти таких же по массе ракет, какие применялись для вывода ИСЗ на орбиту. При втором способе энергия в процессе работы по преодолению силы сопротивления превращается из кинетической в тепловую. Одновременно со снижением ИСЗ его потенциальная энергия переходит в кинетическую и также превращается в тепло.

Хотя второй способ в энергетическом отношении оказывается более выгодным — не требуется расходовать топливо на торможение, — тем не менее при его применении возникают другие трудности, связанные с изысканием методов тепловой защиты от высоких температур.

Когда ИСЗ входит в плотные слои атмосферы со скоростью, в несколько раз превышающей скорость звука, он своей передней частью сильно сжимает встречный воздух. В результате возникает ударная волна — тонкий слой воздуха с резким увеличением плотностей, давлений и температур (рис. 43).

При этом в пространстве между передним фронтом ударной



Рис. 43. Образование ударной волны при вхождении в плотные слои атмосферы.

волны и лобовой частью ИСЗ температура поднимается до 6000—8000° С, т. е. может даже превышать температуру поверхности Солнца. При столь высокой температуре ни одно вещество в природе не может оставаться ни в твердом, ни в жидком состоянии.

Когда в атмосферу влетает спутник со стальной оболочкой без специальной тепловой защиты, он в результате тормозного разогрева сгорает. Это легко понять: температура плавления стали 1500° С, а для доведения 1 кг стали до плавления и последующего расплавления требуется меньше 250 ккал, т. е. менее 1/30 орбитальной энергии ИСЗ.

Под напором сильно сжатого и раскаленного потока расплавленная на лобовой поверхности спутника сталь сдувается, разбрызгивается и сгорает, соединяясь с кислородом воздуха, выделяя при этом значительное количество тепла.

Чтобы не дать спутнику сгореть, надо принимать особые меры по его тепловой защите. Особенно тщательно необходимо продумывать тепловую защиту для возвращаемых из космоса кабин с космонавтами, так как внутри этих кабин колебания температуры воздуха не должны превышать колебаний температуры в обычных жилых помещениях.

Выясним вначале, как теплота проникает внутрь ИСЗ, и рассмотрим способы уменьшения этого проникновения.

Нагретый ударной волной воздух при обтекании корпуса путем конвекции и в меньшей степени излучением передает часть теплоты стенкам ИСЗ, а остальная часть уносится обтекающими потоками и образует за ИСЗ турбулентный след из нагретых газов.

На опытах в аэродинамических трубах было установлено, что при сверхзвуковых скоростях обтеканий тела с тупой передней частью поглощают меньше тепла по сравнению с телами других форм. По этой причине возвращаемым на земную поверхность ИСЗ придают конусообразную форму со сплюсненной овальной передней частью.

В результате поглощения теплоты поверхность ИСЗ сильно нагревается, при этом часть поглощенной теплоты излучается в окружающее пространство, а вторая часть путем теплопередачи проникает дальше в более глубокие слои наружных стенок.

Теплопередачу уменьшают путем многослойных покрытий поверхностей ИСЗ высокопрочными и жаростойкими материалами с незначительной теплопроводностью и материалами, которые при плавлении и испарении поглощают значительное количество теплоты и образуют при этом пограничный слой газов, препятствующих горячему воздуху касаться непосредственно верхних покрытий.

Глава VI

Полеты к Луне и планетам

§ 6.1. Траектории полетов к Луне. Полеты к Луне могут происходить по большому числу различных траекторий. Из этого многообразия рассмотрим отдельные траектории, которые проходят в плоскости лунной орбиты. Учитывая, что Луна обращается вокруг Земли по эллиптической орбите с небольшим эксцентриситетом ($e = 0,0549$), можно для упрощения выкладок считать, что она обращается по круговой орбите ($e = 0$) с радиусом $r_{\text{ц}} = 384\,400$ км. В дальнейшем можно будет учесть эллиптичность лунной орбиты и уточнить в связи с этим траектории полетов к Луне.

Обычно вначале лунники выводятся на промежуточные орбиты ИСЗ, а затем с них стартуют к Луне. Будем считать, что промежуточной орбитой является круговая орбита, имеющая высоту 200 км и лежащая в одной плоскости с лунной орбитой.

Как уже не раз упоминалось, для космонавтики большой интерес представляют переходные траектории минимальной энергии. Рассмотрим пример такой траектории, начинающейся от промежуточной орбиты ожидания высотой 200 км и достигающей круговой орбиты Луны с радиусом 384 400 км.

Если бы Луна не притягивала лунник, то расчет всех данных его перелетной траектории велся бы по схеме, описанной в § 5.8, где обсуждался вопрос о двухимпульсном маневре перехода ИСЗ с одной круговой орбиты на вторую.

Однако ввиду притяжения Луны приведенную схему расчета необходимо изменить в конце, когда лунник пересекает сферическую область действия Луны.

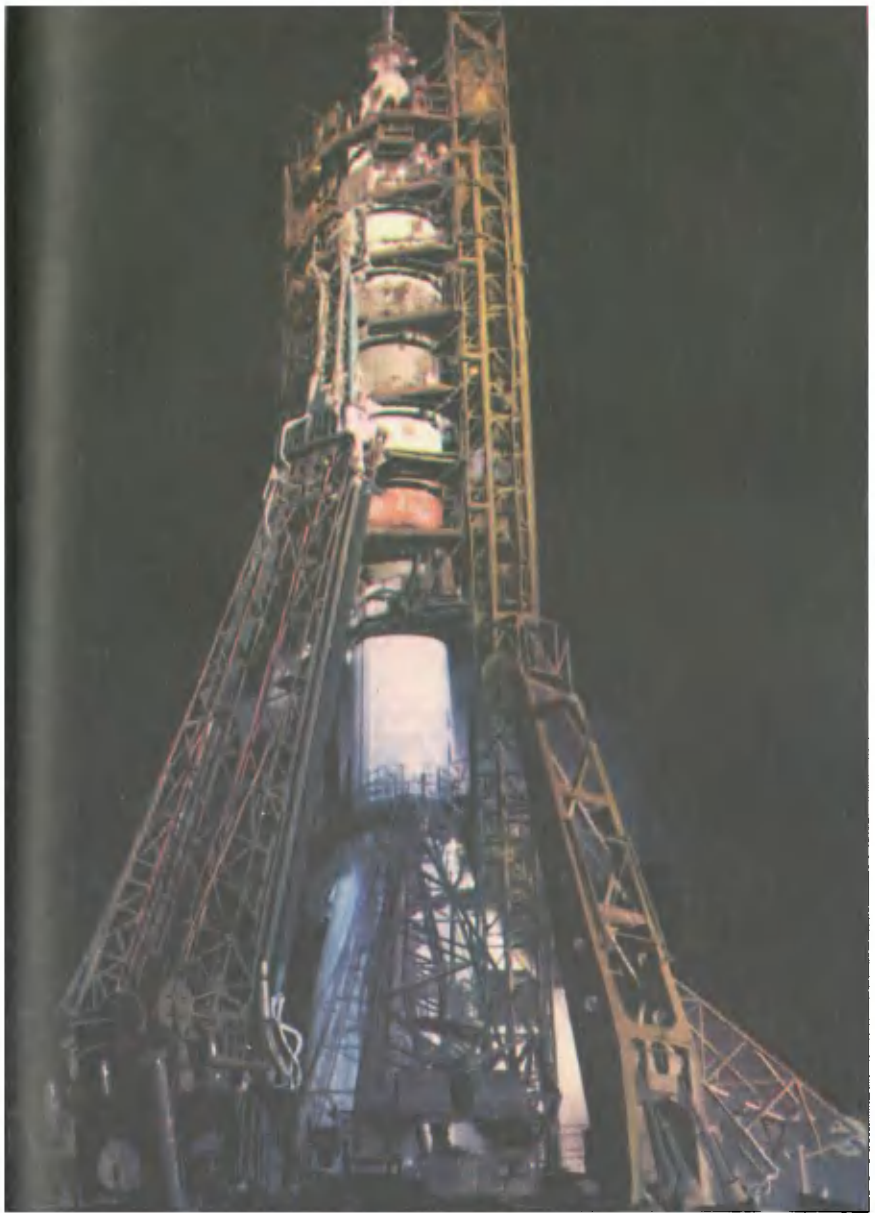
Покажем, каким образом следует решать поставленную задачу.

Линейная скорость ИСЗ на орбите ожидания радиусом $r_1 = 6370$ км + 200 км = 6570 км:

$$v_1 = \sqrt{\frac{K_{\oplus}}{r_1}} = 7,789; \quad v_1 = 7,789 \text{ км/сек.}$$

Линейная скорость Луны на круговой орбите радиусом $r_2 = 384\,400$ км:

$$v_2 = \sqrt{\frac{K_{\oplus}}{r_2}} = 1,018; \quad v_2 = 1,018 \text{ км/сек.}$$



Космический корабль «Союз-10» на ракете-носителе «Восток» перед ночным стартом.

В момент запуска окружающие фермы с площадками для обслуживания и кабелями для подачи топлива откидываются, и ракета с космическим кораблем устремляется ввысь.

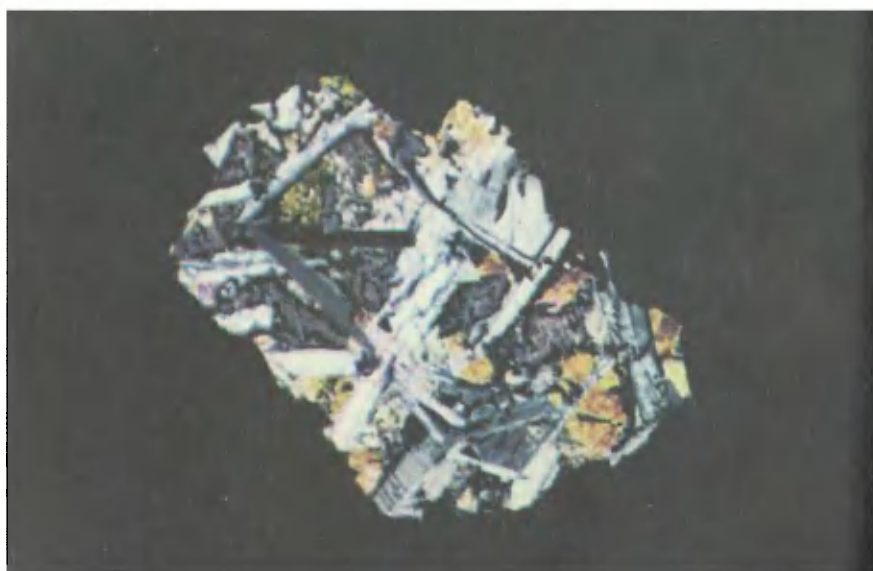
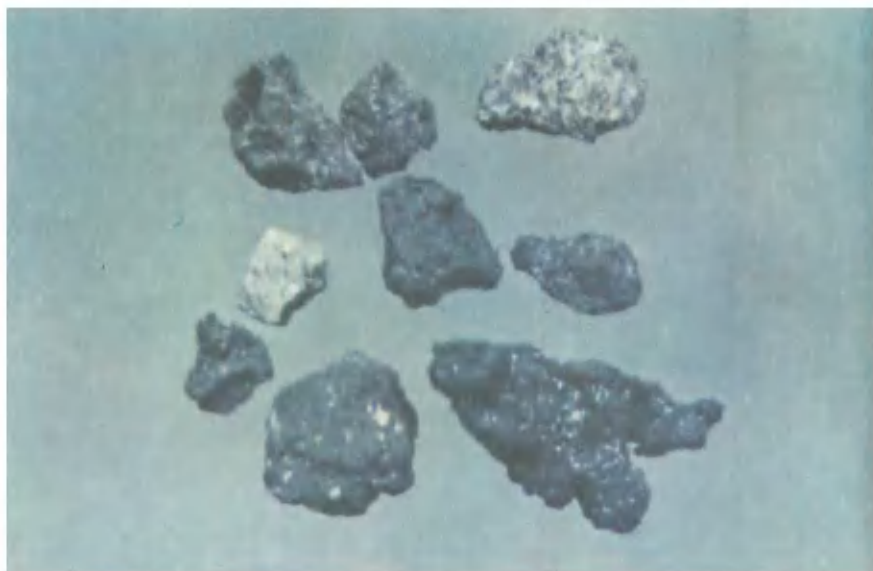


Стыковка на орбите космического корабля «Союз-11» с орбитальной научной станцией «Салют». На рисунке изображен момент подключения



Фотография Земли, сделанная советской автоматической станцией «Зонд-7».

На снимке хорошо видны граница дня и ночи, расположение облачного покрова в момент съемки и очертания части материков Азии и Африки.



Образцы лунного грунта, доставленные советской автоматической станцией «Луна-16».

На верхней фотографии показаны частицы горных пород со следами оплавлений, а на нижней — шлиф базальта с ярко выраженной кристаллической структурой (увеличено).

Большая полуось переходной гомановской траектории:

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2}; \quad a = 195\,485 \text{ км.}$$

Скорость в перигее гомановской траектории:

$$v_{\Pi} = \sqrt{K_{\oplus} \left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)}; \quad v_{\Pi} = 10,923 \text{ км/сек.}$$

Следовательно, при отлете с орбиты ожидания ИСЗ требуется добавочная скорость $\Delta v_1 = v_{\Pi} - v_1 = 10,923 \text{ км/сек} - 7,789 \text{ км/сек} = 3,134 \text{ км/сек}$.

Скорость в апогее гомановской траектории:

$$v_A = \sqrt{K_{\oplus} \left(\frac{2}{r_2} - \frac{1}{a} \right)}; \quad v_A = 0,187 \text{ км/сек.}$$

Поэтому, когда лунник будет подлетать к апогею переходной гомановской траектории, его станет догонять Луна, имеющая относительную скорость: $\Delta v_2 = v_2 - v_A = 1,018 \text{ км/сек} - 0,187 \text{ км/сек} = 0,831 \text{ км/сек}$.

Следовательно, лунник пересечет сферу действия Луны (рис. 44) со скоростью $v_{\text{вх}} = 0,831 \text{ км/сек}$.

Время полета лунника к непритягивающей Луне равно половине периода его обращения по переходной гомановской орбите. Полный же период обращения вокруг Земли определяется по формуле (5.2):

$$T = \frac{a \sqrt{a}}{6028,92} \text{ мин} = 9 \text{ сут } 22 \text{ ч } 56 \text{ мин.}$$

Следовательно, лунник достиг бы апогея гомановской переходной траектории за $t = \frac{T}{2} = 4 \text{ сут } 23 \text{ ч } 28 \text{ мин}$.

Сильно вытянутые переходные орбиты с апогеями, достигающими орбиты Луны или выходящими за нее, довольно чувствительны к ошибкам скорости отлета с орбиты ИСЗ. Так, если ошибка в горизонтальной скорости отлета достигает величин $\pm 2 \text{ м/сек}$, то высота апогея по отношению лунной орбиты смещается соответственно на $\pm 8000 \text{ км}$.

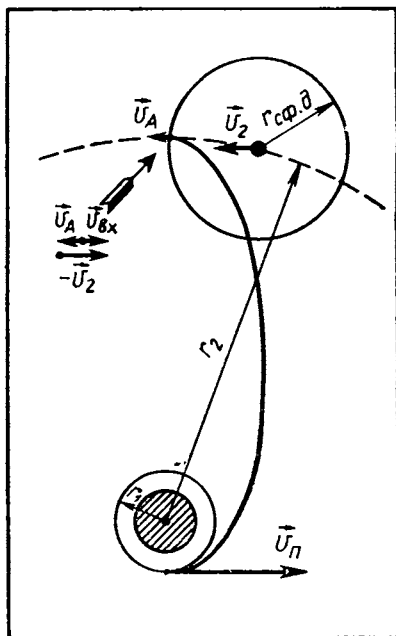


Рис. 44. Переходная гомановская траектория лунника и определение его входной скорости в сферу действия Луны.

Сравнивая величины таких смещений с радиусом Луны (1738 км), можно понять, почему ошибки в скорости ± 2 м/сек могут вести к промахам, т. е. не давать попаданий в тело Луны. Можно также легко понять, почему для достижения апогея лунной орбиты, который находится на 20 000 км дальше среднего расстояния Луны от Земли (384 400 км), требуется увеличить минимальную скорость отлета всего на 5 м/сек. Если же стартовую скорость отлета с круговой орбиты высотой 200 км увеличить на несколько десятков метров в секунду, то апогей перелетной орбиты удаляется на сотни тысяч километров, а время полета к Луне значительно сокращается. Это не удивительно, так как скорость освобождения для точек круговой орбиты с высотой $h = 200$ км составляет $\approx 11,015$ км/сек, т. е. всего на 92 м/сек больше минимальной скорости достижения орбиты Луны по переходной гомановской траектории ($v_{II} = 10,923$ км/сек).

При стартовой скорости, равной скорости освобождения (11,015 км/сек), лунник достигает орбиты Луны уже за 2,070 сут.

§ 6.2. Посадка на Луну. Движения космических аппаратов вблизи Луны можно анализировать, опираясь на первую и вторую космические скорости. Определить эти скорости можно на основе гравитационного параметра Луны $K_{\zeta} = \gamma M_{\zeta} = 4903$ км³/сек² и ее радиуса $R_{\zeta} = 1738$ км:

$$v_I = \sqrt{\frac{K_{\zeta}}{R_{\zeta}}} = 1,680 \text{ км/сек}; \quad v_{II} = \sqrt{\frac{2K_{\zeta}}{R_{\zeta}}} = 2,375 \text{ км/сек}. \quad (6.1)$$

Если у поверхности Луны сообщить какому-нибудь телу вторую космическую скорость $v_{II} = 2,375$ км/сек, то оно при достижении границы лунной сферы действия ($r_{\text{сф.д.}} = 66\,000$ км) будет иметь параболическую скорость

$$v_{\text{пар}} = \sqrt{\frac{2K_{\zeta}}{r_{\text{сф.д.}}}} = 0,385 \text{ км/сек}.$$

Наоборот, если бы тело при входе в сферу действия Луны пересекло ее границу со скоростью $v = 0,385$ км/сек и затем упало на лунную поверхность, то к моменту удара оно под действием притяжения развило бы скорость, которая согласно закону сохранения энергии по величине была бы равна второй космической — $v_{II} = 2,375$ км/сек.

При сравнении входной скорости $v_{\text{пар}} = 0,385$ км/сек и входной скорости для гомановской траектории $v_{\text{вх}} = 0,831$ км/сек видно, что последняя более чем в два раза больше первой, поэтому скорости свободных встреч лунников с поверхностью Луны больше v_{II} .

Для предупреждения удара подлетную скорость необходимо погасить. Ввиду отсутствия атмосферы у Луны подлетные скорости КА гасят при помощи бортовых ракетных двигателей.

Впервые мягкую посадку на лунную поверхность совершила 3 февраля 1966 г. советская АМС (автоматическая межпланетная станция) «Луна-9». При почти вертикальном падении на высоте

75 км за 48 сек до момента посадки АМС были включены основные ракетные двигатели, которые проработали до высоты 150 м. Дальнейшее гашение скорости одновременно со стабилизацией станции осуществлялось с помощью небольших корректирующих двигателей.

По такой же схеме производилась посадка АМС «Луна-13».

Последующие мягкие посадки советских АМС «Луна-16», «Луна-17», «Луна-20» и «Луна-21», а также мягкие посадки американских «Аполлонов» производились с орбит ИСЛ (искусственных спутников Луны).

Упражнение 16

Каким образом выгоднее погасить скорость лунника для совершения мягкой посадки — одним импульсом у самой лунной поверхности или двумя последовательными импульсами: вначале на границе сферы действия погасить входную скорость, а затем погасить ту скорость, которую в дальнейшем приобретет лунник, свободно падая на поверхность Луны?

§ 6.3. Искусственные спутники Луны. Попадание в Луну будет

происходить не только, когда вектор входной скорости \vec{v} нацелен на тело Луны, но и даже в тех случаях, когда линия его «прицела» проходит недалеко от лунной поверхности. Это объясняется существованием тяготения Луны, которое искривляет траектории движений лунников. Расчеты показывают, что для вектора входной скорости $\vec{v}_{вх} = 0,831 \text{ км/сек}$ при отклонении его линии «прицела» на $\rho = 5400 \text{ км}$ от центра Луны имеет место попадание. При больших отклонениях траектории движений лунников огибают Луну. Чем дальше от нее они проходят, тем менее искривленными оказываются: сила притяжения Луны с расстоянием ослабевает.

Если рассмотреть параллельный пучок одинаковых по величине векторов входной скорости, то, несмотря на разную искривленность огибающих траекторий, величины выходных скоростей из сферы действия Луны на основе закона сохранения энергии будут равны величинам входных скоростей, хотя их направления будут различными (рис. 45).

В предыдущем параграфе было показано, что при отвлечении от Земли лунника по траектории минимальной энергии — гомановской орбите — величина входной скорости превосходит больше чем в два раза параболическую.

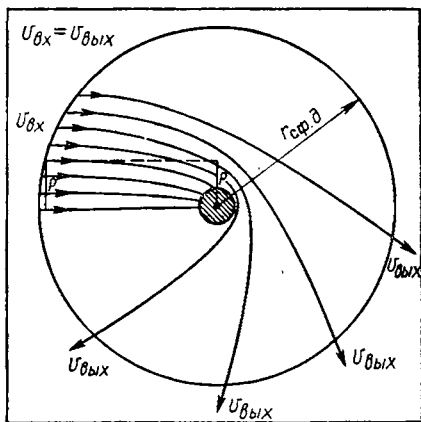


Рис. 45. Траектории лунников в сфере действия Луны.

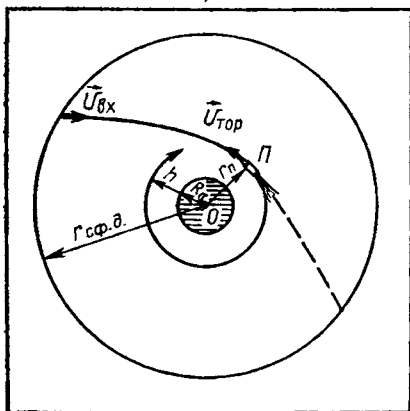


Рис. 46. Маневр перехода лунника с гиперболической орбиты на круговую орбиту ИСЛ — искусственного спутника Луны.

вошел в сферу действия Луны со скоростью $0,831 \text{ км/сек}$.

Вначале определяем значение скорости кругового ИСЛ на высоте 102 км :

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{K_{\zeta}}{R_{\zeta} + h}} = 1,632 \text{ км/сек.}$$

Переводить лунник на круговую орбиту следует в тот момент, когда он при своем движении по гиперболической траектории проходит периселений (перигентр). В этот момент вектор его скорости перпендикулярен центральному радиусу-вектору, и его необходимо лишь уменьшить до величины круговой скорости (рис. 46).

Определить скорость лунника в периселении гиперболической орбиты v_{Π} можно на основе закона сохранения энергии: сумма кинетической и потенциальной энергии при входе в сферу действия Луны равна сумме его кинетической и потенциальной энергии в периселении на высоте $h = 102 \text{ км}$.

$$\frac{mv_{вх}^2}{2} - \frac{K_{\zeta}m}{r_{сф.д.}} = \frac{mv_{\Pi}^2}{2} - \frac{K_{\zeta}m}{R_{\zeta} + h},$$

откуда $v_{\Pi} = 2,423 \text{ км/сек}$.

Уменьшив при помощи ракетных двигателей скорость лунника в периселении от $2,423 \text{ км/сек}$ до $1,632 \text{ км/сек}$, т. е. на $v_{торм} = 0,791 \text{ км/сек}$, можно тем самым перевести лунник с гиперболической орбиты на круговую орбиту ИСЛ с высотой 102 км . Первым ИСЛ была советская АМС «Луна-10», запущенная 31 марта 1966 г.

Переводы лунников на орбиты ИСЛ открывают широкие возможности для разнообразных исследований Луны и окололунного пространства. Орбиты ИСЛ удобны для обозрений мест будущих прилуний и для проведения прицельных маневров при соверше-

ческую скорость на границе сферы действия Луны. Поэтому все траектории, начинающиеся от Земли, в сфере действия Луны оказываются гиперболами: $v_{вх} > v_{пар}$.

Это означает, что ни один лунник не может быть «захвачен» полем тяготения Луны и переведен им на круговую или эллиптическую орбиту ИСЛ. Переводы на орбиты ИСЛ осуществляются только при помощи тормозных ракетных двигателей.

Рассчитаем, какую скорость торможения необходимо обеспечить, чтобы перевести лунник на круговую орбиту ИСЛ высотой $h = 102 \text{ км}$, если он во-

нии посадок на лунную поверхность. Если, например, посадку планируют с круговой орбиты ИСЛ, то, уменьшив немного круговую скорость, переводят его на эллиптическую орбиту с очень низкой высотой периселения. Затем, когда лунник приближается к периселению, совершают маневр торможения.

Упражнение 17

После маневра торможения «Луна-10» стала обращаться по эллиптической орбите с высотой периселения 350 км и высотой апоселения 1017 км.

1. Определите большую полуось ее орбиты, эксцентриситет и период обращения.
2. Найдите линейные скорости движения «Луны-10» в периселении и в апоселении ее орбиты.
3. Рассчитайте величину скорости торможения «Луны-10» при переводе ее на орбиту ИСЛ, если известно, что входная скорость в сферу действия Луны 1 км/сек, а торможение было произведено в периселении гиперболической орбиты, причем точка торможения затем стала апоселением эллиптической орбиты ИСЛ.

§ 6.4. Траектории полетов к планетам. Точные расчеты траекторий полетов к планетам довольно сложны. Их можно значительно упростить, если считать, что все планеты обращаются вокруг Солнца в одной плоскости по круговым орбитам.

Такое упрощение задачи для первого ознакомления с траекториями межпланетных полетов вполне допустимо, ибо эксцентриситеты планетных орбит и их наклоны к плоскости земной орбиты небольшие.

Если представить планетные орбиты круговыми и лежащими в одной плоскости, то задача нахождения перелетных межпланетных траекторий будет подобна ранее рассмотренной задаче на расчет переходных траекторий между круговыми орбитами ИСЗ, которые лежат в одной плоскости. Действительно, если не учитывать притяжения планеты отлета и планеты назначения, то схемы расчетов межпланетных траекторий будут полностью совпадать со схемами расчетов при переходе ИСЗ с одной круговой орбиты на другую, лежащую в той же плоскости (§ 5.8). Необходимо лишь вместо геоцентрических данных подставить гелиоцентрические.

Когда все расстояния в Солнечной системе выражены в километрах, а скорости в километрах в секунду, гравитационный параметр Солнца равен: $K_{\odot} = \gamma M_{\odot} = 1,32718 \cdot 10^{11} \text{ км}^3/\text{сек}^2$.

Однако часто бывает более удобно расстояния выражать в астрономических единицах. В таком случае гравитационный параметр Солнца будет иметь следующее значение: $K_{\odot} = \gamma M_{\odot} = 887,153 \text{ км}^2 \cdot a. e./\text{сек}^2$.

Если последнее значение гравитационного параметра Солнца подставить в (3.18) и затем извлечь квадратный корень, то можно

получить удобную формулу для определения скоростей тел, движущихся по гелиоцентрическим орбитам:

$$v = 29,785 \sqrt{\frac{2}{r} - \frac{1}{a}}, \quad (6.)$$

где r и a выражены в астрономических единицах, а скорость получается в километрах в секунду.

В качестве примера рассчитаем гомановскую траекторию межпланетного перелета от непритягивающей Земли до непритягивающего Марса, считая, что обе планеты движутся в одной плоскости по круговым орбитам. Данные для задачи возьмем в таблицах в конце книги: радиус земной орбиты $r_{\oplus} = 1,0000 \text{ а. е.}$, радиус марсианской орбиты $r_{\mars} = 1,5237 \text{ а. е.}$, орбитальная скорость Земли $v_{\oplus} = 29,785 \text{ км/сек}$, орбитальная скорость Марса $v_{\mars} = 24,130 \text{ км/сек}$.

1. Находим большую полуось межпланетной гомановской траектории:

$$a = \frac{r_{\oplus} + r_{\mars}}{2} = 1,2618 \text{ а. е.}$$

2. Скорость в перигелии межпланетной гомановской траектории:

$$v_{\Pi} = 29,785 \sqrt{\frac{2}{r_{\Pi}} - \frac{1}{a}} = 32,729 \text{ км/сек.}$$

3. Необходимая добавочная скорость для касательного перехода с земной орбиты на гомановскую: $\Delta v_1 = 32,729 \text{ км/сек} - 29,785 \text{ км/сек} = 2,944 \text{ км/сек}$.

4. Скорость в афелии межпланетной гомановской траектории:

$$v_{\text{А}} = 29,785 \sqrt{\frac{2}{r_{\text{А}}} - \frac{1}{a}} = 21,480 \text{ км/сек.}$$

5. Непритягивающий Марс при своем орбитальном движении станет догонять в афелии гомановской траектории КА со скоростью:

$$\Delta v_2 = 24,130 \text{ км/сек} - 21,480 \text{ км/сек} = 2,650 \text{ км/сек.}$$

Теперь рассмотрим, каким образом следует учитывать притяжения Земли и как надо разгонять межпланетный КА, чтобы его траектория была оптимальной.

§ 6.5. Оптимальные межпланетные траектории. Как уже ранее упоминалось (§ 5.8), гомановская переходная траектория между двумя круговыми орбитами ИСЗ является оптимальной с точки зрения экономного расхода ракетного топлива.

Гомановская траектория будет оптимальной и в случае перелета между круговыми орбитами планет, лежащими в одной плоскости. Если принимать во внимание тяготение планет, то расчет перелетной траектории следует вести с учетом сфер действия этих планет.

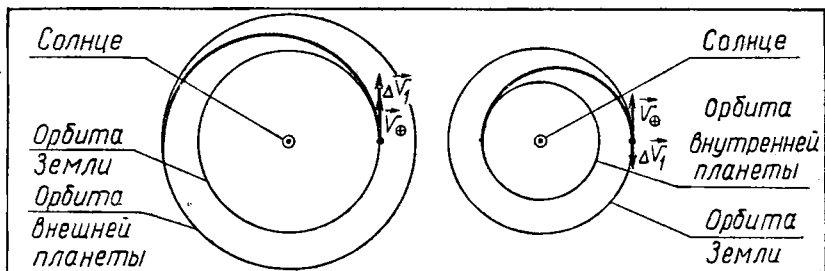


Рис. 47. Направление вектора добавочной скорости Δv_1 при полетах по гомановским траекториям к внешним и внутренним планетам.

При таком подходе к расчетам межпланетных перелетов гомановскую траекторию следует считать оптимальной только между сферами действия планет.

Траектории КА необходимо рассчитывать в соответствии с траекториями межпланетных перелетов и находить при этом оптимальные варианты. Выясним на примере полета к Марсу оптимальные условия разгона межпланетного КА в сфере действия Земли, чтобы он затем вышел на гомановскую траекторию.

В предыдущем параграфе было рассчитано, что для касательного перехода с круговой орбиты Земли на гомановскую траекторию полета к Марсу КА необходимо сообщить добавочную скорость $\Delta v_1 = 2,944 \text{ км/сек}$. В то же время для преодоления сил земного тяготения КА должен иметь вторую космическую скорость $v_{II} = 11,187 \text{ км/сек}$. Если КА сообщены такие скорости, то его можно вывести на гомановскую перелетную траекторию двумя импульсами: сначала у земной поверхности надо сообщить ему вторую космическую скорость, а затем, когда он пересечет сферу действия Земли, вторым импульсом дать ему добавочную скорость. Для такого двухимпульсного разгона потребуется ракета с характеристической скоростью $v_{\text{хар}} \approx 11,187 + 2,944 = 14,131 \text{ км/сек}$. Подобный разгон, хотя и выведет КА на перелетную гомановскую траекторию, однако не будет оптимальным. Тот же результат может быть достигнут при меньшей характеристической скорости, если полный разгон совершить как можно ближе к земной поверхности. Действительно, ранее было показано (§ 3.5), что стартовая скорость связана со второй космической и гиперболическим избытком скорости формулой (3.11).

Следовательно, если у поверхности Земли сообщить КА скорость $v_{\text{ст}} = \sqrt{11,187^2 + 2,944^2} = 11,57 \text{ км/сек}$, то он после ухода от Земли будет иметь гиперболический избыток скорости $2,944 \text{ км/сек}$, который позволит ему попасть на переходную гомановскую траекторию к Марсу.

Приведенный расчет устанавливает лишь теоретически минимальную стартовую скорость в $11,57 \text{ км/сек}$ для достижения Марса

по гомановской траектории. Действительно характеристическая скорость ввиду неизбежных гравитационных потерь и потерь на преодоление сопротивления атмосферы будут больше на 1,5–2 км/сек.

Применяя описанную выше методику расчетов, можно определить минимальные стартовые скорости для полетов на другие планеты по оптимальным гомановским траекториям.

В таблице приведены результаты таких расчетов. В первой колонке таблицы указаны Δv_1 — добавочные скорости, которые должен иметь КА после преодоления земного тяготения, чтобы достичь планеты назначения по гомановской траектории.

Знак минус против Меркурия и Венеры указывает на то, что вектор добавочной скорости $\Delta \vec{v}_1$ должен быть направлен в сторону противоположную вектору орбитальной скорости Земли (рис. 47).

Во второй колонке указаны необходимые для достижения планеты теоретические минимальные стартовые скорости, сообщаемые межпланетным КА у земной поверхности.

Планета	$\Delta \vec{v}_1$, км/сек	$\vec{v}_{ст.}$ км/сек
Меркурий	–7,53	13,49
Венера	–2,49	11,46
Марс	2,94	11,57
Юпитер	8,79	14,22
Сатурн	10,29	15,19
Уран	11,27	15,88
Нептун	11,64	16,14

Представляет интерес оптимальная траектория для посылки КА за пределы Солнечной системы. Рассчитаем минимальную стартовую скорость, которую необходимо сообщить КА для выведения на указанную траекторию. Эту скорость называют третьей космической.

Круговая орбитальная скорость Земли равна 29,785 км/сек. Так как параболическая скорость больше круговой в $\sqrt{2}$ раз, то для ухода в бесконечность с точек орбиты Земли требуется скорость $\sqrt{2} \cdot 29,785 = 42,122$ км/сек.

Если КА обращается вместе с Землей вокруг Солнца со скоростью 29,785 км/сек, то для ухода за пределы Солнечной системы ему необходима добавочная скорость:

$$\Delta \vec{v}_1 = 42,122 - 29,785 = 12,337 \text{ км/сек,}$$

которая по направлению должна совпадать с вектором орбитальной скорости Земли. Если учесть, что КА должен преодолеть земное тяготение, то величина третьей космической скорости составит:

$$v_{III} = \sqrt{v_{II}^2 + \Delta v_1^2} = \sqrt{11,187^2 + 12,337^2} = 16,66 \text{ км/сек.}$$

§ 6.6. Окна запусков. Взаимные положения планет при их обращении вокруг Солнца непрерывно меняются. Очевидно, что при разных взаимных положениях планет будут различными и условия для межпланетных полетов. Те периоды, когда взаимные положения планет благоприятны для запусков КА на перелетные траектории, близкие к оптимальным, называются *о к н а м и з а п у с к о в*.

Прежде всего на примере выясним, при каком взаимном положении Земли и Марса следует отправлять КА на гомановскую траекторию, чтобы он в афелии траектории смог встретиться с Марсом.

Время полета КА к Марсу равно половине периода обращения по гомановской орбите и может быть установлено на основе третьего закона Кеплера: $\frac{a^3}{T^2} = 1,0000 \frac{(a \cdot e.)^3}{200^2}$, где a — большая полуось перелетной гомановской траектории в $a \cdot e.$, T — полный период обращения КА по гомановской орбите, выраженный в годах.

Следовательно, время полета к Марсу:

$$t = \frac{T}{2} = \frac{\sqrt{a^3}}{2} = \frac{\sqrt{1,2618^3}}{2} = 0,7087 \text{ года} = 258,8 \text{ сут.}$$

Чтобы КА в конце своего полета смог встретить Марс, последний при среднесуточной угловой скорости $0^\circ,52403$ в сутки должен описать дугу $\theta = 0^\circ,52403 \cdot 258,8 = 135^\circ,6$.

Следовательно, в момент отлета КА с Земли Марс должен быть впереди ее на гелиоцентрический угол φ :

$$\varphi = 180^\circ - 135^\circ,6 = 44^\circ,4.$$

Поскольку у Земли большая угловая скорость, чем у Марса, она догоняет его на $0^\circ,9856 - 0^\circ,5240 = 0^\circ,4616$ в сутки. При таком темпе «преследования» старт на Марс должен быть дан за $44^\circ,4 : 0^\circ,4616 \text{ 1/сут} = 96 \text{ сут}$ до наступления противостояния Марса.

Учитывая, что такие взаимные положения (конфигурации) Земли и Марса повторяются через 780 сут , легко понять, что и благоприятные моменты стартов к Марсу по оптимальным гомановским траекториям повторяются через тот же период 780 сут .

Для того чтобы не быть жестко привязанным к одной только дате запуска на Марс, следует предусмотреть для ракеты-носителя небольшой запас резервной скорости по сравнению с минимальной $11,57 \text{ км/час}$. Так, расчеты показывают, что при увеличении стартовой скорости всего на $0,23 \text{ км/сек}$, т. е. при $v_{ст} = 11,80 \text{ км/сек}$, перелетная эллиптическая орбита пересекает круговую орбиту Марса в двух симметричных точках (рис. 48). Первая из них находится от места старта на угловом расстоянии $\lambda_1 = 128^\circ,9$, а вторая — на угловом расстоянии $\lambda_2 = 231^\circ,1$. Полет КА к первой точке будет продолжаться 165 сут , а ко второй — 417 сут .

Марс до момента встречи в первом случае должен описать дугу $\theta_1 = 165 \text{ сут} \cdot 0^\circ,5240 \text{ 1/сут} = 86^\circ,5$, а во втором $\theta_2 = 417 \text{ сут} \cdot 0^\circ,5240 \text{ 1/сут} = 218^\circ,5$.

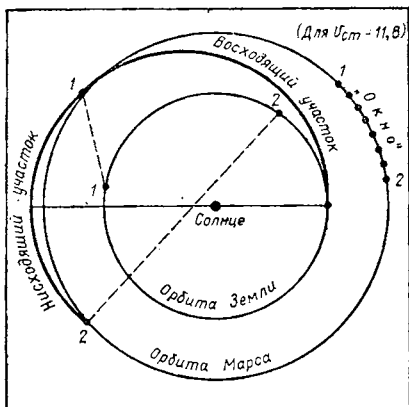


Рис. 48. Траектория полета на Марс со стартовой скоростью $v_{ст} = 11,8$ км/сек. Цифрами 1 отмечены взаимные положения планет для восходящего участка траектории, а цифрами 2 — для нисходящего участка.

составляет 4 сут, а на нисходящей — 69 сут. Первые встречи более удобны для целей радионаблюдения, так как расстояние в этом случае между Землей и встретившимися с Марсом КА будет значительно меньше, чем во втором (рис.48).

Ниже в таблице приведены промежутки времени, через которые повторяются благоприятные условия для запусков к различным планетам, и указаны примерные значения окон запусков ¹:

Планеты	Условия запусков повторяются через промежутки времени, сут	Окна запусков, сут
Меркурий	116	20
Венера	584	50
Марс	780	70
Юпитер	399	60
Сатурн	378	60
Уран	370	60
Нептун	367	60

§ 6.7. Коррекции межпланетных траекторий. Даже небольшие отклонения в самом начале межпланетных траекторий могут давать в конце продолжительных полетов значительные промахи. Чтобы не допустить этого, необходимо производить коррекционные маневры. Возникает вопрос, когда их следует делать, чтобы маневренные

¹ При расчетах окон запусков принимают еще во внимание наклонения орбит планет, однако этот вопрос в книге не рассмотрен.

скорости, а значит и расходы топлива, были минимальными при наилучших условиях выхода к цели. Следует ли стремиться исправлять замеченные отклонения в движении межпланетного КА, когда он еще не вышел из сферы действия Земли, или лучше дождаться его выхода из нее? А может быть, следует делать коррекции в середине или в конце межпланетного полета? Нахождение оптимальных решений для разных траекторных отклонений довольно сложно. Поэтому укажем лишь на некоторые общие положения.

Если межпланетному КА сообщена необходимая для перелета скорость, то сразу после старта по возможности следует корректировать только величину вектора скорости, но не его направление.

Чем позже будут делаться последующие коррекции величины вектора орбитальной скорости, тем менее они будут изменять траекторию и время оставшегося полета. Однако, несмотря на энергетическую невыгодность поздних коррекций, они, в конечном счете, позволяют более точно выводить КА к намеченной цели.

Что касается коррекционных маневров, изменяющих направление вектора орбитальной скорости, то при межпланетных полетах их не следует делать сразу после старта. Так, при полете на Марс по гомановской траектории ранний небольшой маневр в перпендикулярном направлении к орбитальной плоскости вовсе не сместит ее апогея — расчетной точки встречи. Парадоксальный на первый взгляд вывод оказывается подобным ранее рассмотренному случаю изменения наклона орбиты ИСЗ при проведении маневра в одном из узлов — на остальных элементах орбиты это не отражалось (§ 5.7). По аналогии перпендикулярный к орбитальной плоскости маневр в самом начале гомановской траектории отражается только на ее наклоне, все остальные элементы остаются без изменений.

Поскольку при перпендикулярных к орбитальной плоскости маневрах максимальные удаления от этой плоскости наступают через 90° по долготе от места старта, то изменять орбитальную плоскость следует за 90° по долготе до цели.

Учитывая, что при разных отклонениях оптимальные условия для коррекций наступают на разных стадиях межпланетного полета, коррекций может быть несколько. Если к этому еще добавить, что при подлете к планете назначения требуются дополнительные импульсы для перевода межпланетных КА на орбиты искусственных спутников планет или для совершения мягких посадок на их поверхность, становится понятным, почему межпланетные перелеты оказываются многоимпульсными.

§ 6.8. Полет в сфере действия планеты. Для расчетов движений КА внутри сфер действия планет необходимо знать гравитационные параметры и радиусы этих планет, а также радиусы их сфер действия (см. таблицы в конце книги). На основе этих данных легко рассчитать значения первой и второй космических скоростей, а

также значение скорости освобождения на границе сферы действия каждой планеты, применяя формулы:

$$v_1 = \sqrt{\frac{K_{\text{П}}}{R_{\text{П}}}}; \quad v_{11} = \sqrt{\frac{2K_{\text{П}}}{R_{\text{П}}}}; \quad v_{\text{осв}} = \sqrt{\frac{2K_{\text{П}}}{r_{\text{сф.д.}}}}$$

Рассмотрим, как при расчетах межпланетных траекторий используются приведенные табличные данные.

В качестве примера возьмем гомановскую траекторию полета к Марсу. Согласно расчетам (§ 6.4) КА подходит к афелию перелетной гомановской орбиты со скоростью 21,480 км/сек, а движущийся по своей орбите со скоростью 24,130 км/сек Марс догоняет его с относительной скоростью:

$$\Delta v_2 = 24,130 - 21,480 = 2,650 \text{ км/сек.}$$

Полученную таким образом скорость следует считать в приближенных расчетах в х о д н о й и относить ее к границе сферы действия или еще дальше, к бесконечности: $v_{\text{вх}} \approx \Delta v_2 \approx v_{\text{сф.д.}} \approx v_{\infty}$.

Сравнивая величину входной скорости со скоростью освобождения, видим, что первая превышает вторую в 6,9 раза, а это означает, что приближающийся к Марсу КА не сможет сам по себе двигаться возле Марса ни по эллиптической, ни по параболической траектории. Все траектории могут быть только гиперболическими.

Если вектор входной скорости направлен точно в центр Марса, то сближение будет происходить по прямой отвесной линии и скорость встречи КА с марсианской поверхностью (при отсутствии торможения) определяется по формуле (3.11):

$$v_{\text{встр}} = \sqrt{v_{11}^2 + v_{\text{вх}}^2} = \sqrt{5,05^2 + 2,65^2} = 5,70 \text{ км/сек.}$$

Если переходная гомановская орбита немного не доходит до орбиты Марса или немного выходит за нее, то вектор входной скорости будет параллельным центральному вектору $v_{\text{вх}}$ (рис. 45), т. е. случай такой же, как и при полетах в сфере действия Луны.

Рассматривая пучок таких входных скоростей, можно анализировать, как по мере удаления от центральной линии изменятся вид гиперболических траекторий и какие из них являются попадающими.

Расчеты показывают, что при входных скоростях $v_{\text{вх}} = 2,65 \text{ км/сек}$ будут попадания, если линия прицеливания находится от центра Марса на расстоянии не более $\rho = 7290 \text{ км}$. При больших расстояниях гиперболические траектории огибают планету, при этом их изгиб будет тем меньше, чем дальше они проходят от планеты (рис. 45).

Для перевода КА с гиперболической орбиты на орбиту искусственного спутника планеты необходимо уменьшить его орбитальную скорость. Лучшие условия для проведения таких маневров будут в перигентре гиперболической орбиты, когда вектор маневра направляют в противоположную сторону по отношению к вектору

орбитальной скорости. Так, при создании спутника с круговой орбитой, движущегося у марсианской поверхности с первой космической скоростью, необходимо, чтобы гиперболическая орбита подходила к этой поверхности. Тогда в момент подлета к поверхности со скоростью

$$\begin{aligned} v_{\text{под}} &= \sqrt{v_{\text{II}}^2 + v_{\text{вх}}^2} = \\ &= \sqrt{5,05^2 + 2,65^2} = \\ &= 5,70 \text{ км/сек} \end{aligned}$$

необходимо уменьшить ее до круговой на $5,70 - 3,56 = 2,14 \text{ км/сек}$.

Конечно, подобный расчет представляет лишь теоретический интерес, так как марсианская атмосфера, несмотря на большую разреженность, не позволит спутникам обращаться на таких высотах. Переводить КА на орбиты искусственных спутников Марса необходимо на больших высотах. Однако легко убедиться, что скорости орбитальных маневров при создании искусственных спутников Марса «малочувствительны» к высотам. Подобным образом могут быть рассчитаны скорости движений и маневров КА в сферах действия других планет.

Упражнение 18

Орбитальная скорость Юпитера $13,058 \text{ км/сек}$. Межпланетный КА подлетает к его орбите по гомановской траектории со скоростью $7,415 \text{ км/сек}$. Определите: а) входную скорость КА в сферу действия Юпитера; б) скорость его падения на видимую поверхность Юпитера; в) скорость маневра торможения для перевода КА с гиперболической орбиты, касающейся поверхности Юпитера, на круговую орбиту искусственного спутника, движущегося у его экваториальной поверхности; г) скорость маневра торможения в перигентре гиперболической орбиты для перехода на круговую орбиту высотой 1000 км .

§ 6.9. Траектории полетов советских АМС к Венере. Хотя гомановские орбиты с точки зрения затрат энергии являются теоретически оптимальными, на практике они не реализуются, ввиду того что орбиты планет не являются круговыми и не лежат в плоскости эклиптики. Обычно АМС посылают к планетам по траекториям с несколько большими стартовыми скоростями, которые по сравнению с гомановскими менее чувствительны к начальным ошибкам, позволяют сократить время полета и уменьшить расстояние между Землей и АМС в момент встречи с планетой.

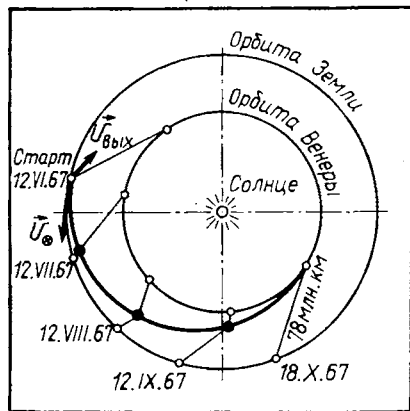


Рис. 49. Траектория полета станции «Венера-4».

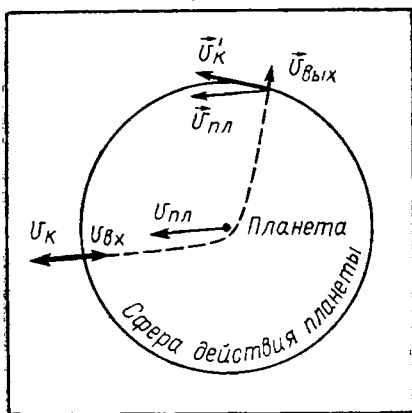


Рис. 50. Сравнивая величины векторов $\vec{u}'_{\text{к}}$ и $\vec{u}_{\text{к}}$ определяют величину разгона при пролете сферы действия планеты (или Луны).

величине немного превышала вторую космическую ($u_{\text{II}} = 10,4 \text{ км/сек}$).

Когда в результате аэродинамического торможения скорость спускаемого аппарата снизилась до 300 м/сек , была введена парашютная система. В течение 1,5 часа последующего пуска впервые в истории на другой планете проводились прямые измерения давления, плотности, температуры и химического состава атмосферы. Полученные при этом данные позволили установить характеристики атмосферы Венеры в интервале давлений $0,5\text{—}18 \text{ атм}$.

§ 6.10. Использование гравитационных полей планет для изменений траекторий КА. Как уже было показано ранее, при пролете в сфере действия планеты величина каждого вектора выходной скорости КА равняется величине вектора ее входной скорости: $u_{\text{вых}} = u_{\text{вх}}$. Что касается углов между этими векторами, то они увеличиваются по мере приближения траекторий к планете. Поэтому разность между векторами $\Delta \vec{u} = \vec{u}_{\text{вых}} - \vec{u}_{\text{вх}}$ неодинакова для траекторий, проходящих на разных расстояниях от планеты. Установим, как будут отражаться подобные изменения скорости КА в сфере действия планеты на последующем его гелиоцентрическом движении.

Принимая во внимание, что сфера действия планеты по отношению к гравитационному полю Солнца является локально-небольшой, потенциальная гелиоцентрическая энергия КА в результате пролета сквозь эту сферу почти не изменяется. Что касается кинетической гелиоцентрической энергии КА, то она может существенно увеличиваться и уменьшаться. Закон сохранения энергии при этом

На рисунке 49 изображена траектория полета советской АМС «Венера-4». Все АМС серии «Венера» обычно запускались со скоростью несколько большей, чем это требуется для гомановских орбит, при этом вектор выходной скорости направлялся не точно в сторону, противоположную вектору орбитальной скорости Земли, а несколько внутрь орбиты. При таких условиях обеспечивается более быстрое сближение с орбитой Венеры. Так, стартовавшая 12 июня 1967 г. «Венера-4» достигла 18 октября, т. е. через 105 *сут* полета, планеты Венеры, и отделившийся от АМС спускаемый аппарат вошел в ее атмосферу со скоростью $10,7 \text{ км/сек}$, которая по величине

не нарушается, так как подобные увеличения или уменьшения кинетической энергии КА происходят за счет орбитальной энергии планеты. Конечно, на орбитальном движении планеты такой обмен энергиями с КА не сказывается, ибо масса планеты в огромное число раз превосходит массу КА. Для целей же космонавтики такой обмен энергиями весьма существен, так как означает возможность «дарового» разгона КА.

Рассмотрим на данных ранее уже рассмотренного примера, каким образом может быть осуществлен «даровой» разгон КА, подлетающего к Марсу по гомановской траектории.

Как было показано, к афелию гомановской траектории КА подлетает со скоростью $v_A = 21,480 \text{ км/сек}$, а Марс со своей сферой действия его догоняет со скоростью $24,130 \text{ км/сек}$.

Скорость входа КА в сферу действия Марса $v_{\text{вх}} = 2,650 \text{ км/сек}$, причем направлена она в сторону, противоположную орбитальной скорости самой планеты. Если бы Марс был материальной точкой, то пролетевший вблизи нее КА резко развернулся бы на 180° и затем вышел бы из сферы действия Марса рядом с точкой входа с той же по величине скоростью — $2,65 \text{ км/сек}$, но в противоположном ей направлении. Следовательно, вектор скорости выхода совпал бы с вектором орбитальной скорости Марса и суммарная гелиоцентрическая скорость КА была бы равна $24,13 + 2,65 = 26,78 \text{ км/сек}$, т. е. чистый разгон составил $26,78 - 21,48 = 5,30 \text{ км/сек}$.

Поскольку Марс не материальная точка, а шарообразное тело с радиусом 3370 км , то КА, пролетающий по гиперболической траектории, почти касающейся его поверхности, будет в результате притяжения отклонен не на 180° , а всего примерно на 80° . Поэтому разгон будет не $5,30 \text{ км/сек}$, а значительно меньше, около $0,33 \text{ км/сек}$.

Устанавливают величину «разгона», сравнивая (рис. 50) величину \vec{v}_k — вектора гелиоцентрической скорости КА после выхода из сферы действия планеты с величиной \vec{v}_k — вектора гелиоцентрической скорости КА до входа в сферу действия.

Разгон КА при пролете вблизи Юпитера (до 11 км/сек) может быть, в частности, использован для скоростных полетов к отдаленным планетам Солнечной системы.

Упражнение 19

Укажите, как должен происходить полет КА возле планеты (за пределами ее атмосферы), чтобы скорость его гелиоцентрического движения была уменьшена?

§ 6.11. Облеты планет. Для космонавтики представляют интерес траектории полетов к планетам, двигаясь по которым КА затем возвращается на Землю или в ее окрестности. Такие беспосадочные космические полеты принято называть облетами.

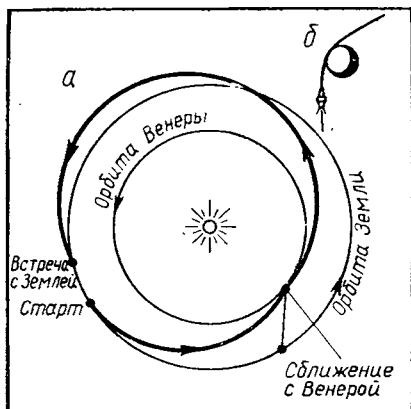


Рис. 51. Траектория облета Венеры с возвращением на Землю через 11,5 месяцев. Вверху показан участок траектории в сфере действия Венеры.

Для раннего этапа освоения облетных траекторий представляют интерес те из них, которые требуют минимально возможных характеристических скоростей. В качестве примера рассмотрим облет Венеры с возвращением на Землю через 11,5 месяцев (рис. 51). Когда межпланетный КА примерно через 3 месяца после старта достигает Венеры, то он опережает Землю в гелиоцентрическом движении. Чтобы в дальнейшем Земля при своем орбитальном движении смогла догнать КА, последний надо разогнать и перевести на орбиту, которая значительно выходит за земную, — вблизи афелия такой орбиты орбитальная и угловая скорости КА меньше, чем у Земли. Требуемый разгон для перевода КА на новую орбиту может выполнить движущаяся по своей орбите Венера. Среди множества разгонных вариантов необходимо выбрать такой, который позволил бы вывести КА на гелиоцентрическую орбиту, пересекающую орбиту Земли, при этом в точку пересечения этих орбит Земля и КА должны прибыть одновременно. Показанная на рисунке 51 траектория облета Венеры изображает вариант такой орбиты.

Возможности выбора вариантов облетных траекторий значительно увеличиваются, если разгоны при пролетах планет сочетать с дополнительными импульсами бортовых ракетных двигателей.

§ 6.12. Полеты на планеты с возвращениями. Перед космонавтикой стоит важная проблема практического решения задачи возвращения на Землю космических аппаратов, запускаемых к планетам и садящихся на их поверхность. Задача возвращения становится обязательной, если в подобное путешествие отправляется космический корабль с экипажем на борту.

Наиболее благоприятной планетой для таких полетов считается Марс, так как его посещение может быть обеспечено при относительно самой низкой характеристической скорости. Проведем расчет величины характеристической скорости для случая гомановских перелетов на Марс и в обратном направлении на Землю. Как уже было ранее найдено, межпланетный КА летит к Марсу по гомановской траектории при стартовой скорости 11,57 км/сек. Скорость встречи с марсианской поверхностью составляет 5,70 км/сек.

Советские АМС «Марс-2» и «Марс-3» своими полетами практически доказали, что марсианская атмосфера, несмотря на небольшую

плотность, может обеспечить гашение подлетной скорости для совершения мягкой посадки. Поэтому прямой перелет Земля — Марс с мягкой посадкой на марсианскую поверхность теоретически может быть обеспечен при земной стартовой скорости в $11,57 \text{ км/сек}$. Если же учитывать гравитационные потери скорости при выведении на орбиту, потери на сопротивление земной атмосферы, а также небольшой запас скорости для проведения коррекционных маневров, то для прямого перелета Земля — Марс требуется минимум еще 2 км/сек характеристической скорости.

Обратный перелет по гомановской траектории требует теоретической стартовой скорости, которая по закону сохранения энергии равна скорости встречи с марсианской поверхностью: $u_{\text{ст}} = 5,70 \text{ км/сек}$. С учетом гравитационных потерь при старте, потерь на преодоление сопротивления атмосферы и необходимого запаса скорости для проведения коррекций характеристическая скорость по сравнению со стартовой должна быть больше примерно на $0,7 \text{ км/сек}$. Следовательно, полный полет Земля — Марс — Земля по гомановским траекториям требует характеристической скорости около 20 км/сек .

Определим теперь полную продолжительность рассматриваемого полета. Прибывший по гомановской орбите на Марс КА (рис. 52) не может сразу стартовать по возвратной гомановской траектории к Земле, так как последняя при угловой скорости $0^{\circ},9856$ в сутки за время $258,8$ -суточного полета ушла вперед на $256^{\circ},0$ и опередила Марс на гелиоцентрический угол $256^{\circ} - 180^{\circ} = 76^{\circ}$. Стартовать с Марса на возвратную гомановскую траекторию, ведущую к Земле, следует в тот момент, когда Земля будет сзади Марса на гелиоцентрический угол 76° . Учитывая, что угловая гелиоцентрическая скорость Земли больше угловой скорости Марса на $0^{\circ},9856 - 0^{\circ},5240 = 0^{\circ},4616$ в сутки, благоприятное расположение планет для обратного старта по гомановской траектории наступит через $(360^{\circ} - 76^{\circ}) : 0^{\circ},4616 \text{ 1/сут} = 450,7 \text{ сут}$.

Поэтому вся марсианская экспедиция с $450,7$ -суточным ожиданием на планете потребует $258,8 + 450,7 + 258,8 = 968,3 \text{ сут}$, т. е. примерно 2 года и 8 месяцев.

Следует ожидать, что грядущие полеты Земля — Марс — Земля будут происходить по скоростным траекториям, которые требуют больших характеристических скоростей.

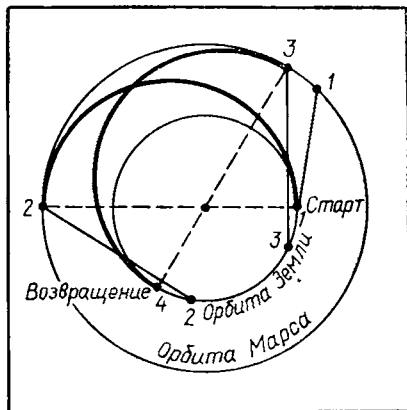


Рис. 52. Полет Земля — Марс — Земля по гомановским траекториям в обоих направлениях с пребыванием на Марсе в течение $450,7 \text{ сут}$.

§ 6.13. Посадки на планеты с атмосферами. Подлетная скорость к планете в принципе может быть погашена при помощи бортовых ракетных двигателей и в результате аэродинамического торможения в ее атмосфере. Первый вариант является невыгодным, так как требует больших затрат энергии. Во втором орбитальная энергия КА почти полностью превращается в тепловую и рассеивается в окружающем пространстве. Небольшая часть тепловой энергии поглощается материалами КА.

Физические процессы при спусках КА в атмосферах планет в общих чертах подобны тем, которые были описаны при рассмотрении спуска ИСЗ в земной атмосфере (§ 5.12). Однако ввиду больших различий физических и химических характеристик планетных атмосфер и больших различий скоростей подлета к ним условия спусков в атмосферах разных планет далеко не одинаковы.

В качестве примеров рассмотрим условия спусков на поверхности ближайших планет Венеры и Марса, атмосферы которых резко отличаются друг от друга. Венера имеет плотную, горячую атмосферу с давлением около 120 ат и температурой $400\text{—}600^\circ \text{С}$ у ее поверхности. Атмосфера Марса разреженная и довольно прохладная: среднее давление у марсианской поверхности $0,6 \cdot 10^3 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$, а средняя температура воздуха -50°С .

Первыми спускаемыми аппаратами в атмосферах этих планет были отсеки, отделившиеся от советских АМС «Венера-4» и «Марс-3». Спускаемый аппарат «Венеры-4» представлял собой шар диаметром около 1 м и массой 383 кг . Его спуск был предусмотрен по баллистической траектории с большим углом входа в атмосферу Венеры. Такой вариант спуска позволяет в течение $5\text{—}10 \text{ сек}$ гасить входную скорость от 11 км/сек до $0,2\text{—}0,3 \text{ км/сек}$. Максимальные перегрузки при этом могут достигать $300\text{—}350$ единиц.

Сильное торможение начинается на высоте 80 км и практически заканчивается на высотах $40\text{—}50 \text{ км}$. Дальнейшее падение спускаемого аппарата без парашюта было бы слегка замедленным.

Введение парашютной системы на высоте 50 км позволяет резко замедлить падение и в течение последующего $1\text{—}1,5$ -часового спуска проводить анализы атмосферы на разных высотах.

Спуск в атмосфере Венеры происходит в исключительно тяжелых температурных условиях и усложняется огромными давлениями. В период максимальных перегрузок газы между спускаемым аппаратом и ударной волной нагреваются до 7000°С . Затем при парашютировании неостывший еще спускаемый аппарат попадает в раскаленные и сильно сжатые слои нижней атмосферы Венеры. Для хорошего же функционирования бортовой аппаратуры в приборном отсеке необходимо поддерживать температуры и давления, которые близки к нормальным. Посадка «Венеры-7» на поверхность планеты и передача оттуда информации по радио показывает, что задача спуска в атмосфере Венеры успешно решена советскими учеными.

Совсем в иных условиях происходило снижение спускаемого аппарата советской АМС «Марс-3» в марсианской атмосфере.

Сильно разреженная атмосфера Марса не может оказать значительное сопротивление движущимся массивным телам с небольшими площадями поперечного сечения. Поэтому спускаемым аппаратам для увеличения тормозного сопротивления необходимо придавать форму с малой обтекаемостью и возможно большей площадью поперечного сечения на единицу спускаемой массы.

На рисунке 53 показан общий вид спускаемого аппарата «Марс-3». Обратите внимание на тормозной экран с сильно за-

тупленным конусообразным носом. Кроме торможения, в задачу этого экрана входила защита бортовой аппаратуры от влияния высоких температур аэродинамического нагрева. Однако плотность марсианской атмосферы настолько мала, что с помощью тормозного экрана нельзя погасить входную скорость до малых величин. Поэтому еще при сверхзвуковой скорости полета спускаемого аппарата был введен в действие вытяжной парашют. Последний участок спуска происходил при полностью раскрытом главном парашюте. Остаток подлетной скорости был погашен при помощи ракетных двигателей мягкой посадки.

§ 6.14. Коридор входа. Рассмотрим, каким образом могут быть снижены перегрузки при посадках на планеты с плотными атмосферами, когда подлетные скорости по величине больше вторых космических скоростей.

Если подлетающий КА задевает лишь самые верхние, разреженные слои атмосферы планеты, торможение получается незначительным. После такого торможения скорость дальнейшего движения оказывается больше скорости освобождения $v > v_{\text{осв}}$, КА не будет захвачен гравитационным полем планеты и навсегда уйдет от нее (рис. 54).

При несколько большем входе в атмосферу и большем торможении, когда $v < v_{\text{осв}}$, происходит захват КА — в результате он остается в сфере действия планеты. При этом он может после торможения выйти из атмосферы и двигаться затем по эллиптической орбите до нового погружения в атмосферу. В конечном итоге КА обязательно войдет в плотные слои атмосферы и затормозится.

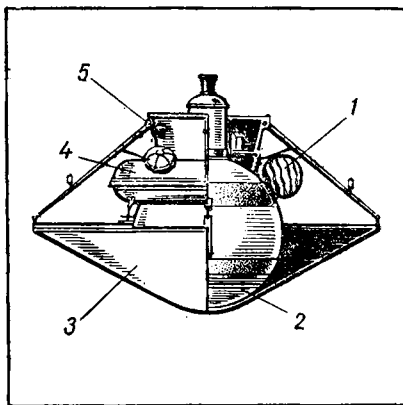


Рис. 53. Спускаемый аппарат станции «Марс-3»:

1 — основной парашют; 2 — автоматическая марсианская станция; 3 — аэродинамический тормозной конус; 4 — парашютный контейнер; 5 — двигатель ввода вытяжного парашюта.

При больших углах входа в атмосферу возникают большие перегрузки, под действием которых могут разрушаться КА с конструкциями, не рассчитанными на их преодоление.

Для космонавтики особый интерес представляют подлетные траектории с минимальным торможением, достаточным для того, чтобы КА мог совершить посадку в заданном районе.

Пучок таких траекторий характеризуется шириной коридора входа — разностью высот условных перицентров $h_1 - h_2$. Последние определяются без учета влияния сопротивления атмосферы, т. е. являются лишь рассчитанными.

Первую посадку с использованием коридора входа совершила советская автоматическая станция «Зонд-5», когда после облета Луны она 21 сентября 1968 г. вошла в земную атмосферу.

Ширина коридора входа при этом составляла 10—13 км, а высота среднего условного перигея 35 км.

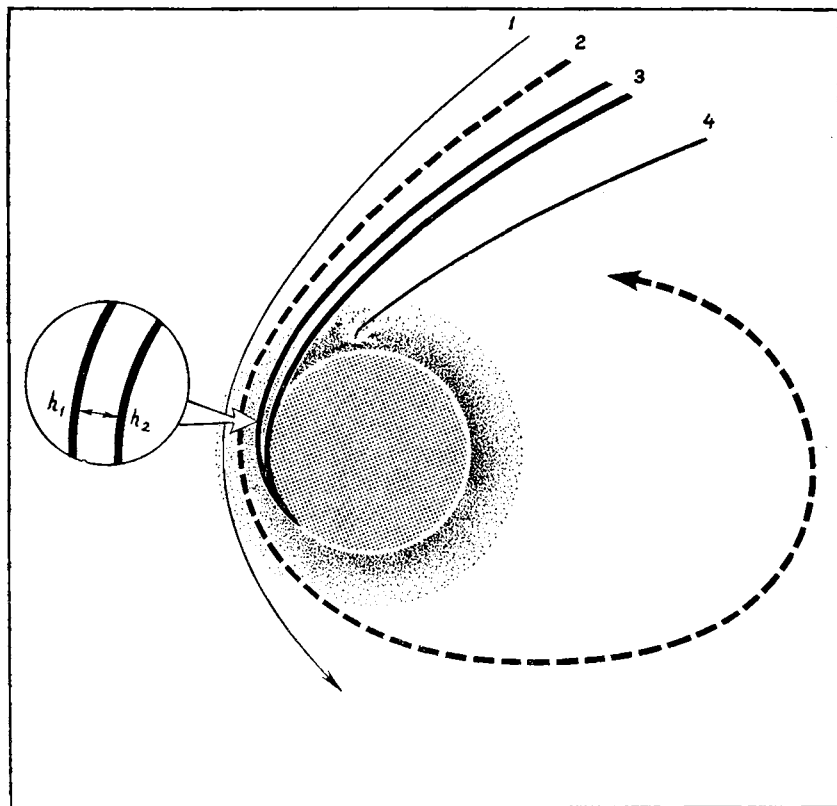


Рис. 54. Различные случаи подлетов КА к планете с плотной атмосферой:

1 — сопротивление слишком мало; 2 — захват на эллиптическую орбиту; 3 — коридор входа; 4 — велики перегрузки.

Условия космических полетов

§ 7.1. Метеоритная и радиационная опасности. Обеспечение безопасности космических полетов требует глубокого изучения окружающей космической среды и выработки эффективных мер по защите КА от воздействий отдельных ее компонентов. Вначале установим вероятность встреч с метеорными телами и выясним, как такие встречи могут повлиять на КА.

Изучение явлений метеоров, называемых в обиходе падающими звездами, показало, что они возникают в результате тормозного нагрева влетающих в земную атмосферу небольших метеорных тел. Физические явления при их торможении подобны тем, которые наблюдаются при входах в земную атмосферу КА (§ 5.12).

Радиолокационные наблюдения метеоров показывают, что скорости влетающих в атмосферу метеорных тел составляют несколько десятков километров в секунду (до 72 км/сек), а их количество на протяжении года подвержено значительным колебаниям. Особенно много метеоров наблюдается, когда Земля проходит через потоки метеорных тел, представляющих собой остатки распавшихся ядер комет.

На основе статистической обработки наблюдений было установлено, что число метеорных тел тем больше, чем меньше их массы. Так, на 1 м^2 верхнего слоя атмосферы в среднем за 10 млн. лет падает только одно метеорное тело массой в 1 г. Метеорное тело массой, в миллион раз меньшей, падает на ту же площадь в среднем раз в год, а тела с массами в 10^{-10} г падают ежесекундно.

Железные метеорные тела при скоростях движений в $50\text{--}70 \text{ км/сек}$ имеют достаточный запас кинетической энергии, чтобы пробить металлическую оболочку, толщина которой в $8\text{--}20$ раз больше их диаметра. Учитывая, что в окрестностях Земли вероятность встречи с метеорными телами массами в десятые и сотые доли грамма чрезвычайно мала, безопасность полетов КА может быть обеспечена защитными металлическими оболочками в десятые доли миллиметра. Частые же удары микрометеорных тел вызывают лишь эрозию — испарение и распыление поверхностного слоя оболочки.

Многослойные оболочки толщиной в несколько миллиметров обеспечивают хорошую защиту КА от ударов мелких метеорных тел.

Кроме защиты от метеорных тел, необходимо еще предусматривать защиту чувствительной и ответственной аппаратуры от вредных воздействий ионизирующей радиации: рентгеновских и

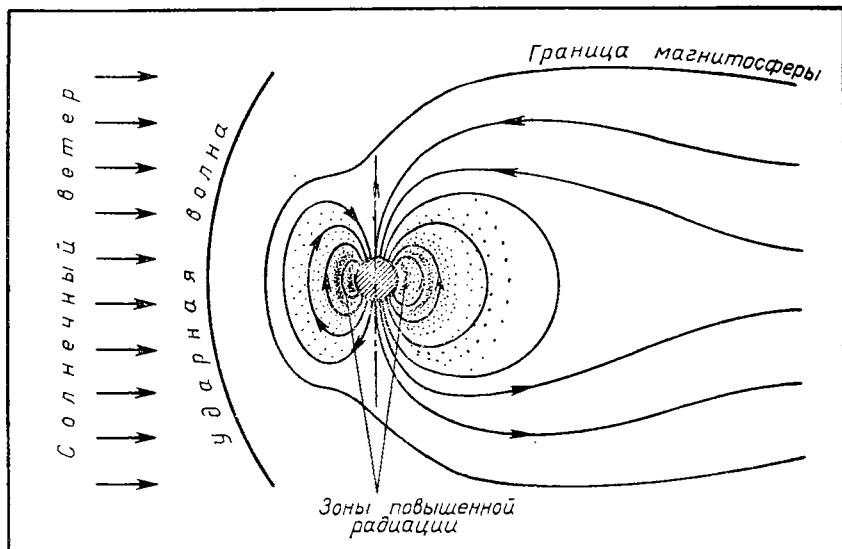


Рис. 55. Магнитосфера и радиационные зоны Земли.

гамма-лучей, заряженных и незаряженных частиц высоких энергий (электроны, протоны, нейтроны и др.). С особой остротой ставится вопрос о радиационной опасности, когда планируются полеты людей в космос.

Медики давно уже установили, что облучение рентгеновскими и гамма-лучами, а также заряженными и незаряженными частицами высоких энергий оказывает разрушающее действие на ткани живых организмов.

Вблизи Земли интенсивность рентгеновских и гамма-лучей в общем незначительна, но они могут возникать в поверхностных слоях оболочек КА при ударах о них заряженных частиц больших энергий. Этими частицами могут быть электроны и протоны радиационных зон Земли (рис. 55), а также космические лучи, в основном также состоящие из электронов и протонов, но еще больших энергий.

Когда космические полеты проходят ниже зон повышенной радиации, т. е. на высотах до 500 км над поверхностью Земли, радиационной опасности нет (при спокойном Солнце).

Если же полет проходит в радиационных зонах или в то время, когда на Солнце возникают мощные вспышки с выбросами огромных количеств космических лучей, появляется опасность радиационного поражения.

Защитой от радиации небольшой интенсивности служат стенки космического корабля с массами в несколько грамм на каждый квадратный сантиметр поверхности. Когда во внешних слоях таких сте-

нок при ударах частиц высоких энергий возникают рентгеновские лучи, то они затем поглощаются последующими слоями вещества. При большой интенсивности радиации для защиты требуются стенки с массами в десятки и сотни граммов на 1 см^2 поверхности. В этих случаях целесообразно осуществлять защиту не всего космического корабля, а только отдельного его отсека, в котором могут собраться при радиационной опасности все члены экипажа.

§ 7.2. Системы жизнеобеспечения космических кораблей. Космос с его глубоким вакуумом, метеорной пылью и опасной радиацией является средой, непригодной для жизни. Поэтому человек может совершать космические полеты только в специально оборудованных космических кораблях, внутри которых созданы условия, позволяющие поддерживать обменные процессы человеческого организма. Задачей бортовых систем жизнеобеспечения является: предоставление необходимых для человека кислорода, воды, пищи, удаление выделений человеческого организма, поддержание в жилых помещениях нормальной температуры, давления и влажности воздуха.

Параметры бортовых систем жизнеобеспечения рассчитывают на основе среднесуточных норм потребления для одного космонавта и его среднесуточных выделений. Изучение этого вопроса показало, что космонавту в сутки требуется 0,9 кг кислорода для дыхания, 3,6 кг питьевой воды, 0,6 кг пищи обезвоженных концентратов и 5 л воды для санитарно-гигиенических потребностей, т. е. примерно 10 кг продуктов.

Если планируются непродолжительный космический полет, то для снабжения экипажа обычно избирают открытую систему жизнеобеспечения, при которой все виды продуктов хранятся в отдельных контейнерах и расходуются по мере их потребления; газовые выделения при этом поглощаются фильтрами кондиционеров воздуха, а твердые и жидкие выделения собираются, дезинфицируются и складываются в отдельных емкостях.

При планировании межпланетных полетов продолжительностью в несколько лет открытые системы жизнеобеспечения применять нерационально, так как при указанной норме потребления на одного космонавта в год потребуется примерно 3,65 т продуктов.

В этих случаях считают, что лучше применять закрытые системы жизнеобеспечения, при которых все виды выделений участвуют в последующем круговороте и в результате восстанавливаются до продуктов, годных для повторного потребления. Пробразом замкнутой системы для ограниченного объема космического корабля является круговорот веществ в биосфере Земли.

Так как на Земле известен только один способ воспроизведения органических веществ из неорганических посредством выращивания растений, главным звеном в замкнутой системе должны быть бортовые оранжереи, обеспечивающие утилизацию CO_2 и отходов жиз-

недеятельности с одновременным выделением кислорода, воды и растительной пищи. Учитывая, что человеческому организму обязательно нужны еще животные белки и жиры, на борту корабля необходимо будет содержать некоторые виды рыб или животных, питающихся растениями.

Более простыми являются частично закрытые системы жизнеобеспечения, в которых в полном круговороте участвует только часть веществ, а для остальных веществ система остается открытой — они не воспроизводятся, а берутся из контейнеров. Частично закрытые системы жизнеобеспечения опробовались в СССР. В течение года трое испытателей — Мановцев Г. А., Божко А. Н. и Улыбышев Б. Н. — жили и работали в герметичной камере ограниченного объема, потребляя воду и кислород, регенерируемые из продуктов жизнедеятельности. Их пища состояла из обезвоженных продуктов, заготовленных методом вакуумной сушки, из выращенных в экспериментальной оранжерее капусты, салата, огурцов, укропа и некоторых добавок витаминов и солей.

§ 7.3. Жизнь в космическом корабле. Высокая работоспособность космонавтов зависит не только от хорошего функционирования систем жизнеобеспечения, но и от других факторов, связанных с необычностью окружающей обстановки и ограниченными размерами космического корабля. Рассмотрим некоторые из этих факторов.

У человека, как и у других живых существ, выросших на Земле, наблюдаются биологические ритмы, связанные с периодическими изменениями условий окружающей среды. Так, со сменой дня и ночи связаны суточные ритмы бодрствования и сна, изменения частоты пульса и дыхания, потребление кислорода, перистальтика кишечника, работа желез и т. д.

Биологические ритмы обладают некоторой устойчивостью. Хорошо известны случаи, когда путешественник улетает далеко на запад или на восток, а его организм продолжает некоторое время функционировать по времени прежнего пункта: в дневное время ему хочется спать, а ночью он не может уснуть, желание есть у него появляется в неподходящие часы и т. д. В дальнейшем биологические ритмы организма сдвигаются на время нового пункта и повторяются в той же последовательности и с той же суточной продолжительностью.

В космосе внешние условия резко отличаются от земных и в них нет суточных изменений. Как это сказывается на биологических ритмах космонавтов? Биометрические датчики, укрепленные на космонавтах, показывают, что биологические ритмы при полетах остаются согласованными с местным временем космодромов и не зависят от местоположений космического корабля.

Биологические ритмы поддерживаются четким режимом работы и отдыха. Нарушения установившихся ритмов не желательны, ибо сбой ритмов могут привести к физиологическим и нервным расстройствам. Полеты советских и американских космонавтов сви-

детельствуют, что пребывание в космосе в течение нескольких недель и месяцев при спланированном режиме не вызывает каких-либо опасных отклонений в биологических ритмах.

Будут ли сохраняться биологические ритмы при межпланетных полетах продолжительностью в несколько лет, сейчас трудно сказать. Эта проблема может быть решена на долговременных орбитальных станциях, обращающихся вокруг Земли.

Важным фактором является поддержание в ограниченном объеме космического корабля равновесия между человеком и микроорганизмами. Как известно, в человеческом организме имеется большое количество разнообразных микробов, в том числе полезных, которые для него производят необходимые витамины, аминокислоты и другие физиологически активные вещества. Систематические очистки корабля от загрязнений и питание космонавтов стерильной пищей могут со временем произвести изменения в наборах поселившихся микроорганизмов. При этом может уменьшиться численность полезных микроорганизмов и резко возрасти численность бесполезных и вредных. В результате у космонавтов могут появиться различные недомогания или болезни. Во избежание таких последствий необходимо разрабатывать эффективные средства сохранения устойчивости человеческого организма к микроорганизмам при долговременных космических полетах.

Наряду с проблемами обеспечения хорошего физического существования космонавтов необходимо еще решать психологические вопросы пребывания и работы в ограниченном пространстве космического корабля.

Когда космонавт отрывается от привычной земной жизни и в кабине космического корабля уносится в просторы космоса, он встречается с целым рядом необычных раздражителей, которые могут мешать его работе.

Высокая работоспособность космонавтов обеспечивается не только за счет крепкого здоровья и профессиональных знаний, но и за счет психологической готовности преодолевать различные трудности. Поэтому космонавты должны отличаться смелостью, мужеством, волей, сохранять хладнокровие в различных опасных ситуациях, уметь быстро находить лучшие решения в непредвиденных случаях. Эти качества выявляют у кандидатов в космонавты после многочисленных и разнообразных испытаний. Затем прошедших испытания зачисляют в группы подготовки космонавтов, в которых они занимаются по специальным программам и тренируются на тренажерах, имитирующих различные особенности космических полетов. При этом они проводят много времени внутри изолированных космических кораблей, работая по специальным программам.

В результате таких тренировок космонавты в значительной степени оказываются психологически готовыми к жизни в ограниченном объеме космического корабля, к работе в необычных условиях при будущих полетах.

При комплектовании экипажей учитывают не только индивидуальные особенности отдельных космонавтов, но и их психологическую совместимость. Только при хорошем взаимопонимании, взаимном уважении и крепкой дружбе между космонавтами достигается высокая слаженность в работе экипажа.

Современные космические корабли, лаборатории и орбитальные станции чрезвычайно сложны, и управление ими требует от космонавтов больших знаний и умений. Однако как хорошо бы ни был подготовлен космонавт, он может производить лишь ограниченное количество операций в единицу времени. Поэтому конструкторы пилотируемых КА совместно с медиками и психологами определяют наилучшие варианты сочетаний психофизиологических возможностей космонавтов с характеристиками технических устройств. В результате таких исследований создаются бортовые системы и устройства, сочетающие автоматическое управление с ручным и представляющие космонавтам широкие возможности чередования работы и отдыха.

Особое внимание уделяют таким факторам космического полета, как перегрузки и невесомость.

§ 7.4. Влияния перегрузок и невесомости на организм. Тела, находящиеся в КА, подвергаются перегрузкам при ускорениях во время выведения на орбиты, при орбитальных маневрах и при вхождении в атмосферу. В остальное время космического полета все тела КА находятся в состоянии невесомости.

При космических полетах человека перегрузки и невесомость оказывают влияние на его организм и вызывают ряд специфических ощущений.

Перегрузки в первую очередь сказываются на токе крови, которая может под их действием приливать к одним частям тела и отливать от других. Величины максимально переносимых перегрузок зависят от направлений их действия по отношению к телу человека. Если, например, перегрузка направлена по линии «голова — ноги» (ускорение в обратном направлении), то уже при пятикратном значении перегрузочного коэффициента кровь отливает к ногам и создаваемое работой сердца давление недостаточно для поднятия крови к голове. В результате человек испытывает ощущение «черной пелены» и теряет сознание.

При направлении такой же перегрузки по линии «ноги — голова» кровь приливает к голове, перед глазами появляется «красная пелена» и человек теряет сознание.

Самые большие перегрузки переносятся в том случае, если их действие направлено по линии «грудь — спина». При этом тренированный космонавт, сидящий в кресле, которое сделано по форме его тела, удовлетворительно переносит 6—7-кратные перегрузки в течение 5 мин и более, а 10-кратные — в течение 2 мин. Применение специальных костюмов позволяет переносить даже 30-кратные пере-

грузки. Однако в практике пилотируемых космических полетов стараются избегать больших перегрузок: они могут оказаться опасными для человека. Кроме того, при больших перегрузках сильно понижаются возможности космонавта как оператора: он не может поднять ни руку, ни ногу, а может двигать лишь кистью руки и пальцами. Снижается также острота его зрения, что затрудняет ведение наблюдений за стрелками приборов на пульте управления.

При выведении пилотируемых кораблей на орбиты перегрузки нарастают постепенно и достигают максимальных значений в конце работы отдельных ступеней ракет-носителей. Так, в конце работы ракетных двигателей первой ступени они иногда достигают 7-кратных значений, а у последующих — несколько меньше.

В моменты отключения ракетных двигателей наступает невесомость и перенапряжения в организме, вызванные перегрузками, исчезают.

В состоянии невесомости требуется меньше усилий для поднятия руки или ноги, ибо при потере веса мускульная сила тратится лишь на преодоление инерционности самих конечностей.

С меньшей нагрузкой начинает работать сердце, так как невесомая кровь не создает гидростатического давления.

Уменьшения мышечных усилий и нагрузок на сердце ведут к некоторому ослаблению деятельности сердечно-сосудистой системы и всего организма. В настоящее время с этими последствиями невесомости борются введением специального комплекса физических упражнений. В дальнейшем, вероятно, будут создаваться космические корабли с искусственной тяжестью, получаемой за счет центробежных эффектов.

С наступлением невесомости нарушается деятельность вестибулярного аппарата, который питает информацией человека о положении его тела и конечностей в пространстве. Возникающие при этом ощущения не одинаковы у разных людей. У некоторых космонавтов невесомость не вызывала каких-либо неприятных ощущений, у других появлялись иллюзии, будто они находятся в положении «вверх ногами», отмечались также головокружения. Однако все космонавты быстро привыкали к состоянию невесомости и работали в этих условиях с высокой производительностью.

Космические полеты продолжительностью в несколько месяцев доказали, что человек может жить и успешно работать в состоянии невесомости. Небольшое исхудание и некоторые другие изменения в организме космонавтов быстро восстанавливаются при возвращении на Землю.

Наилучшие условия для всестороннего изучения влияний невесомости на человеческий организм с целью выработки эффективных защитных мер могут быть созданы на долговременных орбитальных станциях.

Глава VIII

Научное и практическое использование космонавтики

§ 8.1. Успехи СССР в изучении и использовании космоса. Советский Союз является пионером в деле освоения космоса. В нашей стране были осуществлены запуски первых искусственных небесных тел и с их помощью начаты исследования окружающего космического пространства.

Уже первый советский ИСЗ позволил уточнить наши представления о строении земной атмосферы. Оказалось, что плотность ее на высоте 200 км в 5—10 раз больше принятых в то время значений. Большими оказались и температуры.

При каждом последующем запуске ставились и решались различные специальные задачи по изучению характеристик космической среды и находящихся в ней тел, по выяснению возможностей существования и работы человека в космосе. Так, уже на втором советском спутнике была установлена аппаратура для изучения ультрафиолетовых и рентгеновских излучений Солнца и начаты биологические эксперименты с животными по выяснению биологических действий, связанных с факторами космического полета.

С помощью аппаратуры, установленной на втором и третьем советских ИСЗ, были впервые зарегистрированы протоны и электроны высоких энергий радиационного пояса Земли.

Далее, в СССР были впервые в мире проведены запуски автоматических межпланетных станций к Луне и Венере, тем самым было положено начало систематическому изучению тел Солнечной системы средствами космонавтики. При помощи последующих, более совершенных АМС в Советском Союзе впервые стали применять качественно новые контактно-экспериментальные методы изучения Луны и планет, которые до этого изучались лишь астрономическими методами.

Новый этап в изучении и освоении космоса начался с исторического полета космического корабля «Восток», пилотируемого летчиком-космонавтом СССР Юрием Алексеевичем Гагариным. Впервые человек шагнул за пределы Земли, стал жить и работать в ранее недоступном для него космосе. Тем самым космос был включен в сферу обитания и деятельности человечества. Исторический опыт учит, что овладение окружающими средами расширяет сферы деятельности человека и дает ему возможность полнее и лучше использовать природные ресурсы для удовлетворения своих нужд. Достаточно вспомнить этапы освоения человеком водной и воздушной

сред. Еще большего следует ожидать от последующего овладения человеком космоса. Однако не только для будущего важно освоение космоса — уже сейчас он ставится на службу народному хозяйству. Хорошо известны советские спутники связи типа «Молния», действующие совместно с наземными станциями «Орбита». С их помощью стало возможным транслировать центральные телепрограммы в отдаленные уголки нашей Родины.

Успешно работают метеорологические спутники системы «Метеор». С их помощью удастся наблюдать в глобальном масштабе с различными атмосферными образованиями, следить за тем, как они возникают, развиваются и исчезают. Сбор этих данных позволил в последние годы значительно улучшить прогнозы погоды.

Использование спутников в геодезических целях позволило уточнить размеры и форму Земли, с большой точностью измерить расстояния между материками.

Применение навигационных спутников улучшает точность вождения морских судов и самолетов.

Начаты работы по изучению природных ресурсов Земли с помощью ИСЗ. Космическая техника позволяет собирать и систематизировать географические, геодезические, почвенные, гидрологические, океанографические, биологические и другие характеристики участков Земли. На основе этих данных становится возможным более рациональное ведение многих отраслей народного хозяйства.

Советский Союз проводит последовательную политику использования космоса в мирных целях. По инициативе Советского Союза Организацией Объединенных Наций было принято соглашение о запрещении вывода в космос аппаратов с ядерным и другим оружием массового уничтожения.

§ 8.2. Космические аппараты и устанавливаемая на них аппаратура. Космическим аппаратом (КА) считается любое выведенное в космос техническое устройство. Исторически сложившиеся названия КА и их классификация основаны на ряде признаков, характеризующих области их пространственных движений, способы управления, конструктивные особенности и др. Так, КА, обращающиеся вокруг небесных тел, получили названия искусственных спутников (Земли, Луны, Марса и т. д.). А те, которые летят к другим телам, называются межпланетными станциями. Космические аппараты могут быть автоматическими и пилотируемыми. Пилотируемые КА называют космическими кораблями, а предназначенные для долговременных орбитальных полетов — орбитальными станциями.

Конструктивные особенности КА довольно разнообразны. Их классифицируют по наличию или отсутствию ряда специфических узлов. Так, различают ориентируемые и неориентируемые КА, маневрирующие КА (с бортовыми ракетными двигателями) и КА пассивного орбиталь-

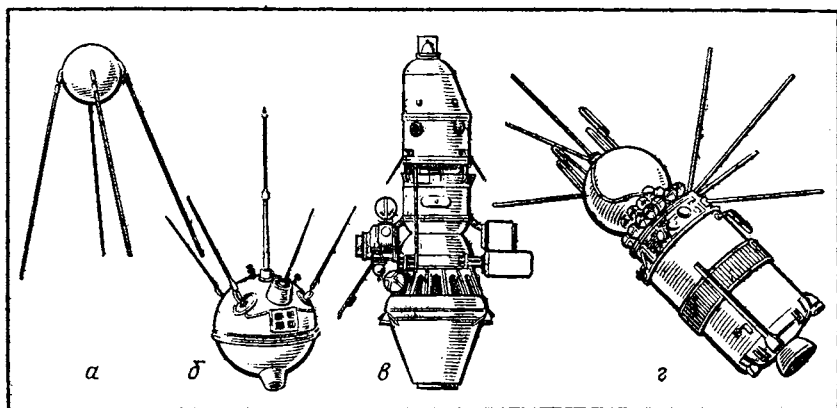


Рис. 56. Космические аппараты компактной конструкции:

а — первый ИСЗ, б — АМС «Луна-1», в — АМС «Луна-10», г — космический корабль «Восток».

ного полета. Различают КА также по весу, по видам связи, по возможности возвращения и некоторым другим признакам.

Несмотря на большое разнообразие типов КА, они тем не менее имеют целый ряд общих черт, обусловленных одинаковостью запусков и условий функционирования в космосе. Запускаемые КА должны удобно размещаться в носовой части ракеты-носителя, не вызывая излишнего аэродинамического сопротивления при прохождении плотных слоев атмосферы. Их конструкции должны быть устойчивы к перегрузкам и вибрациям, удобны при монтаже и наладке устанавливаемой аппаратуры.

К настоящему времени сложилось несколько типов конструкций КА. В компактной конструкции устанавливаемую аппаратуру укрепляют на прочной раме и в большинстве случаев герметически закрывают жесткой оболочкой. Перемещаемые элементы в компактных конструкциях делают по возможности меньше, обычно это бывают различного типа складные антенны. В этом типе конструкций на единицу массы несущего корпуса достигается максимальная масса устанавливаемой аппаратуры. На рисунке 56 показан внешний вид некоторых КА компактной конструкции.

В компактных конструкциях внешние поверхности всегда ограничены по площади, поэтому, если назначение КА требует установки большого количества солнечных батарей, больших радиоантенн или теплоизлучающих радиаторов, целесообразно применение раз-
 в е р т ы в а е м ы х к о н с т р у к ц и й. Во время запуска складные и выдвигаемые элементы таких конструкций обычно тесно прижаты друг к другу носовым обтекателем. После выведения на орбиту они разворачиваются и ориентируются согласно заданной программе. На рисунке 57 показаны развернутые конструкции отдельных КА.

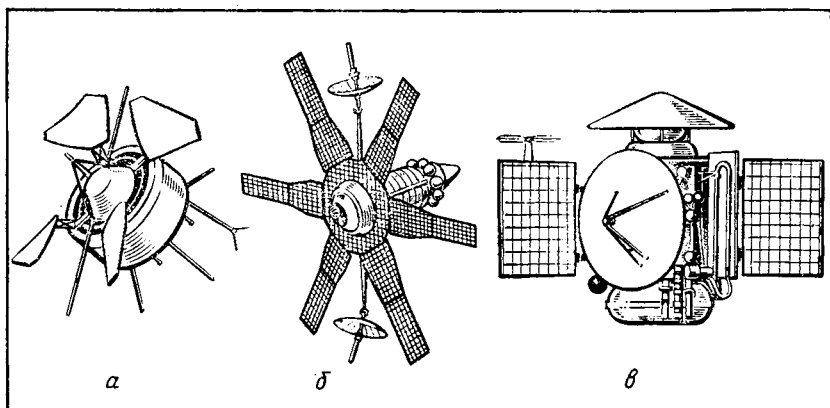


Рис. 57. Космические аппараты с раздвигаемыми конструкциями:

а — научно-исследовательский ИСЗ «Протон», б — спутник связи «Молния-1», в — АМС «Марс-3».

При создании огромных по размерам КА с небольшой массой целесообразно использовать надувные конструкции. Основным материалом для таких конструкций служат тонкие многослойные пластмассовые оболочки.

Перечисленные выше типы конструкций являются односекционными.

При сложных космических полетах, требующих проведения ряда маневров со значительными изменениями скоростей движения, целесообразно применение многосекционных конструкций, с тем чтобы можно было отбрасывать отдельные секции по мере их использования. Многосекционные КА похожи на многоступенчатые ракеты-носители, и это сходство не случайно, ибо как при выведении, так и при маневрах в космосе разгон лишних масс с помощью ракетных двигателей нежелателен.

Современные КА оснащены разнообразной аппаратурой, специфика которой определяется условиями работы в космосе и теми конкретными задачами, которые ставятся в каждом полете.

Всю бортовую аппаратуру КА можно разделить на обеспечивающую и специальную. Задачей обеспечивающей аппаратуры является поддержание нормального режима полета и нормального функционирования всех систем КА. При помощи же специальной аппаратуры выполняют всю ту работу и получают все те сведения, ради которых предпринимают космические полеты.

К обеспечивающей аппаратуре относятся системы управления, стабилизации и ориентации, системы навигации, связи, энергообеспечения, терморегулирования, а также системы жизнеобеспечения, если в полет отправляется человек. Часть этих систем уже была рассмотрена. Кратко остановимся на некоторых других.

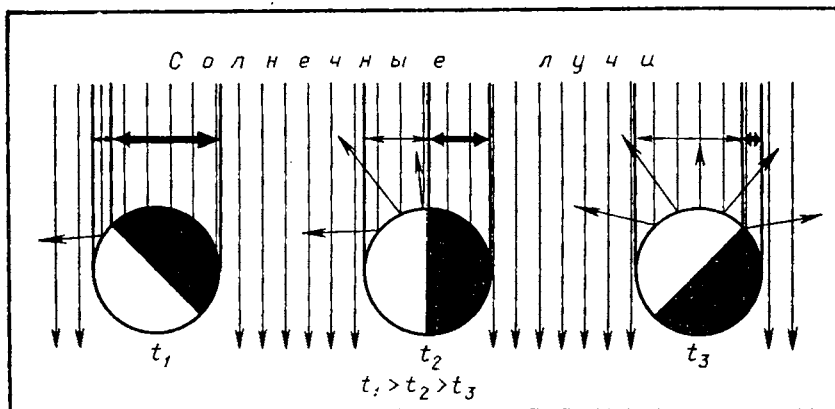


Рис. 58. Ориентировка зеркальных и черных покрытий КА относительно солнечных лучей позволяет регулировать температуру внутри него.

Системы энергоснабжения КА основываются на бортовых и внешних источниках энергии. К бортовым источникам энергии относятся химические (батареи гальванических элементов и аккумуляторов) и радиоизотопные, энергия в которых получается за счет распада некоторых радиоактивных элементов (цезий, стронций, полоний и др.).

Внешним источником энергии для КА являются потоки солнечных излучений. При помощи солнечных батарей, составленных из полупроводников (кремниевых, селеновых и др.), удастся сразу преобразовать значительную часть падающей лучистой энергии непосредственно в электрическую.

Системы терморегулирования поддерживают на борту нормальные температурные режимы путем отвода и подвода тепла. Для пилотируемых КА нормальными считаются температуры от 15°C до 25°C , а для автоматических — от 0°C до 40°C . Так как между КА и окружающим космическим пространством возможен только лучистый теплообмен, то устойчивая температура внутри КА может поддерживаться при установившемся балансе поглощенных солнечных излучений и собственных излучений в космическое пространство. При этом регулировка температуры может быть достигнута за счет подбора зеркальных покрытий (с малыми коэффициентами поглощения и излучения, но с большими коэффициентами отражения) и черных покрытий (с большими коэффициентами поглощения и излучения, но с малыми коэффициентами отражения) верхних слоев КА.

Если, например, половину шарообразной поверхности КА сделать зеркальной, а вторую черной, то в зависимости от его ориентировки по отношению к солнечным лучам можно устанавливать внутри КА нужную температуру (рис. 58).

Очень разнообразна специальная аппаратура КА. В настоящее время основная часть специальной аппаратуры предназначена для изучения космического пространства. Чувствительные датчики и приборы, устанавливаемые на КА, позволяют регистрировать и измерять массы, скорости и количества микрометеорных тел, измерять интенсивности и состав корпускулярных потоков, проводить качественные и количественные измерения излучений небесных тел в видимых, ультрафиолетовых, инфракрасных, рентгеновских и гамма-лучах, а также в различных областях радиодиапазона.

Еще более разнообразна специальная аппаратура, доставляемая КА на поверхности других небесных тел. В принципе она может состоять из любых научных приборов, сделанных на Земле и помещенных на борту спускаемого отсека. Ярким подтверждением этого является сложная аппаратура «Луноходов», буровые установки АМС «Луны-17», «Луны-20», аппаратура, доставленная на поверхность Луны экипажами «Аполлонов», аппаратура АМС серии «Венера» и т. д.

Помимо научно-исследовательской аппаратуры на КА устанавливают также аппаратуру прикладного профиля, с помощью которой проводят работы хозяйственного значения. Примерами такой аппаратуры могут служить ретрансляторы на спутниках связи, фототелевизоры на метеорологических спутниках и т. д.

§ 8.3. Исследования Земли и околоземного пространства. Растущие потребности людей требуют глубокого и всестороннего изучения ресурсов Земли, с тем чтобы можно было полнее и рациональнее их использовать на благо человечества. Многие в этом отношении можно сделать при помощи космической техники, позволяющей в глобальных масштабах получать сведения о строении и составе верхних оболочек Земли.

До космических полетов разнообразные данные о структурных образованиях атмосферы, гидросферы и суши собирали и классифицировали на протяжении многих лет различные ученые-специалисты. При этом общие выводы часто строили на основе выборочных данных, полученных на ограниченных площадях. И только с запусками космических аппаратов у человека появилась возможность обозреть и изучать сразу огромные участки земной поверхности и всю нашу планету в целом.

На снимках Земли из космоса хорошо видны синие просторы океанов, желто-коричневые материки и белые гряды облаков. Особенно хорошо просматривается общая структура облачного покрова в разных районах Земли.

Заметны облачные спирали циклонов и антициклонов. Ряд фотографий, снятых с промежутками в несколько часов, позволяет устанавливать направления и скорости движений облаков над земной поверхностью.

Фотографирование Земли в инфракрасных лучах дает возможность определять поверхностные температуры суши, вод и атмо-

сферных образований. Опираясь на данные фотоизображений Земли, полученных в разных лучах, и дополняя их данными наземных метеорологических станций, можно давать хорошие прогнозы погоды на несколько суток вперед.

Накопляя такие данные и обрабатывая их изо дня в день, удастся выявлять и устанавливать тенденции и закономерности сезонных циркуляций в течениях воздушных масс в разных районах земного шара. Если очередные фотоизображения Земли обрабатывать с учетом найденных закономерностей, можно давать долговременные прогнозы погоды.

Уже сейчас при помощи метеорологических спутников удастся обнаружить районы зарождения разрушительных тайфунов и ураганов, предсказывая пути дальнейшего их следования.

Фотографирование морей и океанов из космоса позволяет определять их поверхностные температуры и по ним изучать районы расположения льдов, следить за холодными и теплыми морскими течениями, наблюдать за волнениями морей.

Много научной информации дает фотографирование материков из космоса. Так, на основе фотографий, полученных со спутников, были сделаны картографические уточнения труднодоступных территорий Азии, Африки и Антарктиды и начаты геологические исследования слабоизученных районов. Оказалось, что космические фотографии содержат больше различных данных, чем сравнимые по масштабу геологические карты. На космических фотографиях хорошо видны формы рельефа местности, опознаются некоторые виды пород, прослеживаются с подробностями результаты эрозии.

Если на спутниках рядом с фотокамерами установить аппаратуру для магнитных измерений и исследований в радиодиапазоне, то можно изучать состав глубинных слоев Земли. Методы исследований земной коры с помощью спутников являются весьма перспективными для обнаружения полезных ископаемых. Первые попытки проведения подобных исследований позволили обнаружить в Канаде ряд месторождений металлических руд. Несомненно, дальнейшее совершенствование измерительной аппаратуры на спутниках и повышение ее чувствительности позволит обнаружить на Земле многие неизвестные еще залежи руд, угля, нефти, газа и т. д.

С помощью спутников проводится систематическое изучение околоземного космического пространства. Уже с помощью второго и третьего советских ИСЗ удалось установить существование радиационного пояса Земли. Дальнейшие запуски спутников и АМС уточнили локализацию радиационного пояса и его состав. Оказалось, что в радиационном поясе движутся протоны и электроны, захваченные и удерживаемые магнитным полем Земли.

Как известно, геомагнитное поле по своим свойствам близко к магнитному полю прямого магнита. Из курса физики также известно, что при движении заряженной частицы в магнитном поле на нее действует сила Лоренца. Под действием этой силы траектория заряженной частицы искривляется.

В однородном магнитном поле частица, вектор скорости которой перпендикулярен линиям магнитной индукции, под действием силы Лоренца движется по окружности, а частица, вектор скорости которой направлен под углом к линиям магнитной индукции, движется по спирали. Магнитное поле Земли неоднородно: линии магнитной индукции сгущаются при приближении к магнитным полюсам. Как показывают земные опыты, движущиеся по спиралям частицы отражаются от таких сгущений и продолжают двигаться по спиралям в обратном направлении до другого сгущения, затем вновь отражаются и т. д. Говорят, заряженная частица попала в магнитную ловушку. Магнитное поле Земли со сгущениями линий магнитной индукции у магнитных полюсов является естественной ловушкой для заряженных частиц.

С помощью спутников было установлено, что в радиационном поясе между широтами $\pm 40^\circ$ на высотах от 2000 до 10 000 км регистрируются попавшие в ловушку протоны с энергиями от 1 Мэв до десятков Мэв и электроны с энергией до нескольких Мэв. С увеличением геоцентрических расстояний вектор магнитной индукции земного поля ослабевает и параллельно с этим уменьшаются энергии удерживаемых заряженных частиц. Во внешних зонах радиационного пояса энергии заряженных частиц составляют лишь несколько сот электрон-вольт.

Ограничивает магнитосферу — область локализации магнитного поля — солнечный ветер, представляющий собой потоки заряженных частиц, идущих от Солнца и несущих с собой свое собственное («вмороженное») магнитное поле. Под влиянием солнечного ветра магнитосфера Земли деформируется (рис. 55). Особенно большие деформации происходят при солнечных вспышках, когда в космос выбрасываются большие количества заряженных частиц.

§ 8.4. Исследования Луны средствами космонавтики. Телескопические наблюдения Луны, проводимые астрономами с начала XVII в., постепенно привели к открытию многих ее характеристик. Удалось установить ее удаленность от Земли (расстояние от Земли до Луны изменяется от 356 410 до 406 740 км), ее размеры ($R_L = 1738$ км), массу ($M_L = 7,35 \cdot 10^{22}$ кг), температуру в разных участках поверхности и при различных углах освещения Солнцем (от -150° С до $+130^\circ$ С), изучить формы рельефа на обращенной к нам стороне и т. д.

Однако собранные сведения были далеко не достаточны для глубокого и всестороннего изучения ее природы. И это понятно, ибо в самые большие земные телескопы не удастся рассмотреть на Луне детали с диаметрами менее 0,5 км. Телескопические наблюдения не позволяют собирать достоверные сведения о химическом составе лунных пород и их физических характеристиках. Не удивительно, что среди астрономов не было единого мнения даже о верхнем слое лунного вещества: одни считали, что Луна покрыта

толстым слоем пыли, другие говорили о тонком слое, третьи считали, что пыли нет. Много споров вызывал вопрос о происхождении кольцевых лунных гор. Одни астрономы утверждали, что кольцевые горы имеют вулканическое происхождение, другие считали, что это следы падений метеоритов на лунную поверхность. Ограниченные возможности применяемого метода наблюдений и недостаточность собранных данных не позволили дать исчерпывающие ответы на эти и на многие другие вопросы.

Качественно новый этап изучения Луны начался с полетами к ней КА, оснащенных аппаратурой для проведения опытных и следованных исследований. Начало опытному изучению Луны средствами космонавтики было положено советской АМС «Луна-2», совершившей первый перелет Земля — Луна (12—14 сентября 1959 г.).

С помощью аппаратуры, установленной на АМС, удалось экспериментально установить, что Луна лишена радиационного пояса и ее магнитное поле не достигает $0,03 \text{ а/м}$ — предела чувствительности магнитометра. Действительно, более чувствительная аппаратура АМС «Луна-10», вышедшей на орбиту спутника Луны, позволила обнаружить магнитное поле всего в $0,01—0,015 \text{ а/м}$, т. е. сравнимое по величине с магнитным полем солнечного ветра и, вероятно, с ним связанное.

Начало глобальному изучению лунного рельефа положил полет советской АМС «Луна-3», с борта которой 7 октября 1959 г. была сфотографирована обратная сторона Луны.

Дальнейшее фотографирование поверхности Луны советскими и американскими КА позволило получить большое количество снимков с подробнейшими деталями рельефа. На этих снимках было обнаружено много новых кратеров, трещин, борозд, холмов и других деталей. При этом были найдены убедительные доказательства, что формирование лунного рельефа происходило как в результате падений метеоритов, так и в результате внутренних процессов, сопровождаемых извержениями вулканов и излияниями лунного вещества.

Следующий этап изучения Луны был связан с решением научно-технической задачи мягкой посадки и доставки на ее поверхность аппаратуры для контактно-экспериментальных методов исследований. Начало этому этапу исследований положила советская АМС «Луна-9», опустившаяся на лунную поверхность 3 февраля 1966 г. и передавшая панораму лунной поверхности в месте посадки. С тех пор на поверхность Луны было доставлено много приборов для изучения различных свойств лунного грунта, его залегания и его взаимодействий с солнечными и космическими излучениями.

Дальнейший этап исследований Луны открыли автоматические и пилотируемые полеты с возвращением на Землю. Вначале советская АМС «Зонд-5» облетела Луну и доставила на Землю результаты научных исследований, проводившихся в районе Луны и на остальной траектории полета. Затем на Землю были доставлены первые образцы грунта, собранные 21 июля 1969 г. на поверхности Луны

американскими космонавтами Н. Армстронгом и Э. Олдрином — членами космического корабля «Аполлон-11».

Первую автоматическую доставку лунного грунта на Землю совершила советская АМС «Луна-16» (12—14 сентября 1970 г.).

В различных научно-исследовательских институтах и лабораториях с помощью новейшей аппаратуры был проведен тщательный анализ собранных образцов лунного грунта.

Познакомимся с отдельными результатами этих анализов.

Определение возраста кристаллизации доставленных образцов пород¹ показывает, что излияния расплавленных масс на Луне происходили далеко не в одно время. Так, отдельные образцы из Океана Бурь кристаллизовались 1 млрд. лет назад.

Встречаются среди них и более старые породы с возрастом кристаллизации до 2,7 млрд. лет. Возраст отдельных образцов из Моря Спокойствия около 3—4 млрд. лет, а самые старые из доставленных пород имеют возраст 4,6 млрд. лет, что несколько больше самых старых пород на Земле (до 3,5 млрд. лет).

Поверхностный слой лунного грунта не остается неизменным, а в результате падений метеоритов и микрометеоритов медленно перемешивается. Об этом свидетельствует время нахождения собранных образцов в поверхностном слое (не глубже 1 м).

Это время оказалось в пределах от 1 до 200 млн. лет. О перемешивании и дроблении лунных пород свидетельствует сложный состав брекчий, обломков разных пород.

Минералогический состав лунных кристаллических пород приближается к составу примитивных базальтов Земли.

В доставленных образцах лунных пород не обнаружено никаких следов воды и гидратов. Следовательно, при таких условиях нельзя надеяться встретить на Луне даже простейшие микроорганизмы. Действительно, в лунных породах не было обнаружено никаких следов биологического происхождения.

Грунт Луны хранит в себе много иной научной информации, связанной с процессами, происходившими на ее поверхности и в ее недрах, и историей ее формирования как небесного тела. Несомненно, дальнейшее всестороннее изучение собранных образцов лунного грунта с привлечением сейсмических данных о внутреннем строении Луны поможет ученым восстановить характерные черты ее истории и тем самым приблизит решение великой проблемы происхождения Солнечной системы.

§ 8.5. Изучение Венеры и Марса средствами космонавтики.

Планета Венера по своим размерам и массе только немного меньше Земли ($R_{\text{В}} = 0,950 R_{\text{З}}$, $M_{\text{В}} = 0,815 M_{\text{З}}$). Небольшие отличия этих важных параметров планет не раз давали повод ученым искать

¹ Возраст пород определяют на основе радиоактивного распада ряда радиоактивных элементов: урана, тория, калия и др.

черты сходства между ними. Однако густая атмосфера Венеры, открытая великим русским ученым М. В. Ломоносовым еще в 1761 г., плотно покрыла планету и долго не позволяла получить даже малейшую информацию о ее поверхности. В телескопы наблюдались только самые верхние слои атмосферы, состоящие из углекислого газа с температурой около -40°C .

❖ Какова протяженность атмосферы и каков ее состав? Какие плотности и температуры у ее основания? Об этом высказывались различные догадки.

Когда с помощью радиотелескопа начали регистрировать естественное радиоизлучение Венеры (1956 г.), то его характеристики могли быть объяснены, если считать, что поверхность планеты и нижние слои атмосферы имеют высокую температуру, порядка $+300^{\circ}\text{C}$. Столь высокая температура в корне меняла сложившиеся представления о планете и поставила ряд новых вопросов, ответить на которые могли лишь прямые эксперименты, выполненные с помощью КА непосредственно в окрестностях планеты, в ее атмосфере и на ее поверхности.

Начало космическим полетам к Венере положила советская АМС «Венера-1», запущенная к планете в феврале 1961 г. Первой АМС, вошедшей в атмосферу планеты, была «Венера-3» (1 марта 1966 г.). А первую научную информацию с поверхности планеты передала 15 декабря 1970 г. АМС «Венера-7».

В результате научных экспериментов, проведенных советскими АМС серии «Венера» при подлете к планете и в ее атмосфере, а также американскими АМС серии «Маринер», которые пролетели вблизи планеты, были сделаны важные открытия. Оказалось, что Венера не обладает собственным дипольным магнитным полем. Зарегистрированные при подлетах к планете нерегулярные и слабые магнитные поля напряженностью в $0,005\text{—}0,035\text{ а/м}$, очевидно, связаны с концентрациями потоков плазмы солнечного ветра, который обдувает планету. И так как у Венеры нет собственного магнитного поля, то у нее нет и радиационного пояса.

Химический состав атмосферы Венеры, по данным советских АМС, следующий: углекислый газ — около 97%, азот — меньше 2%, кислород — меньше 0,1%, водяные пары — примерно 0,5%.

Физические параметры атмосферы Венеры в месте посадки АМС «Венера-8»: температура — $568 \pm 10^{\circ}\text{C}$, давление — $93 \pm 15\text{ атм}$.

При указанных атмосферных условиях не приходится пока даже мечтать о высадке космонавтов на поверхность планеты, ибо в земных условиях даже при нормальной температуре защита человека от таких давлений оказывается не простой задачей.

Действительно, такие давления существуют в земных морях на глубине 900 м, куда, как известно, подводные лодки не опускаются ввиду опасности быть раздавленными. Погружаться на такие глубины можно только в батискафах.

Еще более трудной задачей является защита человека в ограниченном объеме космического корабля от продолжительного воз-

действия горячей окружающей среды: температура атмосферы Венеры значительно выше температуры плавления олова, свинца и цинка.

Очевидно, изучение Венеры в обозримом будущем будет производиться, в основном, радиометодами и при помощи автоматических станций.

Более благоприятны условия для изучения Марса, разреженная атмосфера которого хорошо пропускает излучения.

Телескопические наблюдения позволили установить размеры и массу Марса ($R_{\text{Марс}} = 0,53 R_{\text{Земля}}$, $M_{\text{Марс}} = 0,11 M_{\text{Земля}}$), период его вращения вокруг своей оси (24 ч 37 мин 22,7 сек), температуры в разных точках поверхности (от -120°C до $+28^{\circ}\text{C}$), величину атмосферного давления ($0,4 \cdot 10^3 - 1,0 \cdot 10^3 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$), химический состав атмосферы (в основном CO_2) и ряд других характеристик. При этом на поверхности планеты были зарегистрированы следующие крупные детали: материки — светлые области, моря — темные области, полярные шапки — белые пятна вокруг полюсов планеты. В результате были составлены карты марсианской поверхности.

Систематические наблюдения поверхности Марса позволили установить цикличность сезонных изменений его морей и полярных шапок. Так как сезонные уменьшения полярных шапок сходны с весенним таянием снега и льда на земном шаре, а происходящие затем потемнения морей напоминают появление молодой растительности, то были высказаны предположения, что на Марсе существует растительная жизнь. Некоторые астрономы считали, что потемнения морей вызываются изменениями влажности или температуры марсианской поверхности.

Дать окончательный ответ на этот интересный вопрос на основе одних лишь телескопических наблюдений было затруднительно, ибо даже в лучшие современные телескопы при минимальных расстояниях Марса от Земли редко удается рассмотреть детали менее 100 км в диаметре. Ясность в этот вопрос была внесена средствами космонавтики.

Первой в сторону Марса стартовала советская АМС «Марс-1» 1 ноября 1961 г., затем — американские станции «Маринер-4», «Маринер-6», «Маринер-7». Первым искусственным спутником Марса стал «Маринер-9».

Вскоре на орбиты искусственных спутников Марса вышли советские АМС «Марс-2» и «Марс-3», при этом отделившийся от «Марса-3» спускаемый аппарат совершил впервые мягкую посадку на поверхность планеты.

В результате проведенных экспериментов в окрестностях Марса и фототелевизионных наблюдений его поверхности был сделан ряд важных открытий. Так, переданные по радио изображения различных участков Марса неожиданно выявили сходство марсианского рельефа с лунным. Поверхность Марса оказалась покрытой многочисленными кратерами, на ней имеются также трещины, борозды,

валы, лучевые системы. Диаметр отдельных кратеров достигает 800 км. У части кратеров видны центральные горки.

По сравнению с лунными марсианские кратеры менее глубоки и носят следы атмосферной эрозии. Вследствие пылевых бурь мелкие кратеры постепенно засыпаются и сглаживаются.

В результате спектральных наблюдений пылевых бурь было установлено, что пылинки примерно на 60% состоят из SiO_2 .

Впервые были получены большие изображения естественных спутников Марса — Фобоса и Деймоса. Оба они оказались глыбами неправильной формы с многочисленными кратерами на поверхности — следами встреч с метеорными телами.

Что касается больших марсианских кратеров, то они в большинстве носят следы вулканического происхождения.

С искусственных спутников Марса были проведены точные измерения температур различных участков его поверхности. Оказалось, что температура южной полярной шапки -130°C .

Учитывая, что марсианская атмосфера состоит в основном из углекислого газа и что при давлении марсианской атмосферы твердая углекислота («сухой лед») находится в равновесии со своим газом при несколько более высокой температуре -125°C , можно сделать вывод, что полярные шапки представляют скопления твердой углекислоты. Что касается льда, то его, очевидно, в полярных шапках нет или есть очень незначительное количество, так как в атмосфере Марса обнаружены лишь следы водяных паров.

Если учесть, что углекислота токсична для живых организмов и что в атмосфере Марса не обнаружен азот, а кислорода очень мало (порядка 1% от содержания углекислого газа), то приходится сделать предварительный вывод об отсутствии на Марсе форм жизни, подобных земным. Окончательный вывод можно будет сделать лишь после прямых экспериментов на марсианской поверхности.

При полетах к планетам имеются хорошие возможности изучения межпланетной среды на всем пути следования АМС. Проведение таких исследований позволило получить надежные данные о солнечном ветре — потоках плазмы, радиально идущих от Солнца.

Оказалось, что при спокойном Солнце скорость солнечного ветра равна 300—500 км/сек. Теоретические расчеты показывают, что такие скорости истечения могут быть, если верхние слои солнечной атмосферы (солнечная корона) имеют температуру примерно 1,2 млн. градусов.

Вместе с потоками солнечного ветра переносятся связанные с ними магнитные поля. Собранные данные свидетельствуют, что солнечный ветер определяет свойства межпланетной среды.

Перспективы космонавтики

§ 9.1. Дальнейшее изучение и освоение тел Солнечной системы. Человек давно уже изучает нашу Землю. Нам известны многие ее характеристики как планеты, строение и состав ее верхних оболочек.

Однако изучение Земли далеко еще не закончено. Многие данные нуждаются в уточнении. Многое предстоит еще открыть. ⁴

Так, недостаточно хорошо еще изучена земная кора, мало сведений о более глубоких слоях и о земном ядре. В распоряжении науки нет надежных данных о ранних стадиях формирования и развития Земли. Все эти сведения представляют не только научный интерес, но важны и в практическом отношении, ибо позволят человечеству полнее и рациональнее использовать ресурсы Земли.

Несомненно, привлечение разнообразных данных о других планетах может способствовать нахождению ответов на поставленные вопросы, ибо, согласно современным научным представлениям, все планеты Солнечной системы формировались из одной и той же первичной материи и в результате сходных процессов.

Сбор разнообразных данных, позволяющих постичь историю образования Солнечной системы и развития отдельных ее тел, в том числе и Земли,— такова важнейшая задача первого периода планетной космонавтики. Главными результатами полетов на этом этапе являются з н а н и я — основа человеческого могущества. Действительно, если проанализировать с этой точки зрения все запуски КА к другим небесным телам, то легко убедиться, что в каждом случае ставились цели получения определенных научных сведений, т. е. ц е л и п о з н а н и я.

Поэтому первый период планетной космонавтики можно классифицировать как п о з н а в а т е л ь н ы й. Очевидно, этот период будет весьма продолжительным: Солнечная система огромна по размерам, полеты к ее окраинам требуют много времени, и так как каждая из планет хранит великое множество специфических и неожиданных тайн, то на каждую из планет придется летать не один раз.

Первоочередной задачей познавательного периода является экспериментальное изучение верхних оболочек планет — определение физических и химических характеристик их атмосфер и твердого поверхностного слоя.

При полетах к Луне, Венере и Марсу были опробованы различные экспериментальные методы исследований, которые с успехом

могут быть применены к изучению остальных планет Солнечной системы. Для первых полетов к Меркурию, Сатурну, Урану, Нептуну и Плутону, очевидно, следует избирать наиболее простые пролетные траектории, при движениях по которым АМС могут производить фотографирование планет с близких расстояний и получать некоторые данные об их атмосферах и поверхностях. Пролетные траектории избирались для первых полетов к Луне, Венере, Марсу. На пролетную траекторию к Юпитеру была 2 марта 1972 г. выведена американская АМС «Пионер-10».

Заметим, что пролет возле Меркурия обеспечивается при меньшей характеристической скорости, чем это требуется для гомановской орбиты, если на пути к нему АМС сделает облет Венеры и использует при этом ее гравитационное поле для дополнительного импульса. Такая траектория была избрана для американской межпланетной станции «Маринер-10». Получив при облете Венеры 5 февраля 1974 г. дополнительную скорость, станция 29 марта того же года пролетела на расстоянии 750 км от поверхности Меркурия.

Более сложно по сравнению с пролетами осуществление попаданий в планеты с последующими спусками в их атмосферах. Техника спуска при прямом входе в плотную атмосферу спускаемого аппарата была опробована и отработана советскими АМС «Венера-3», «Венера-4», «Венера-5», «Венера-6», «Венера-7», «Венера-8».

В будущем, вероятно, подобные спуски будут предусмотрены для изучения атмосфер Юпитера, Сатурна, Урана и Нептуна. Условия спусков в атмосферах этих планет будут несравненно более жесткими, чем в атмосфере Венеры. Так, если подлетная скорость к Венере составляет 11 км/сек, то подлетная скорость к Юпитеру будет равна 60 км/сек. Поэтому при вертикальном баллистическом входе спускаемого аппарата в атмосферу Юпитера коэффициенты перегрузок составят 75 000, а температура его поверхностного слоя поднимется до 23 000° К!

Так как изучение Юпитера — самой большой планеты Солнечной системы — представляет особый интерес для науки, ученые постараются найти подходящие технические решения для реализации таких спусков. Ожидается, что осуществление спусков в атмосфере Юпитера позволит получить ряд научных данных, важных для выяснения происхождения Солнечной системы.

Опыт изучения Луны и Марса при помощи АМС, выведенных на орбиты искусственных спутников, показал большие возможности этого метода космонавтики. Очевидно, со временем искусственные спутники будут постепенно запущены вокруг всех планет Солнечной системы. Вначале следует ожидать появления искусственных спутников у Венеры и Меркурия, а в дальнейшем, они будут созданы и у других планет.

Искусственные спутники позволят составить подробные рельефные карты поверхностей планет, причем не только для планет с прозрачными атмосферами (Марс, Меркурий), но и для Венеры,

если будут использованы радиолокационные высотомеры, работающие на радиоволнах, которые проходят через ее атмосферу. Вероятно, такой же способ будет использован при изучении поверхности Юпитера и других планет-гигантов. Много научных данных можно получить от зондов-аэростатов, дрейфующих в атмосферах планет и передающих по радио результаты измерений.

Важным шагом в изучении любой планеты является мягкая посадка на ее поверхность. Техника мягкой посадки на поверхность планеты с плотной атмосферой была отработана советской АМС «Венера-7», а на планету с разреженной атмосферой — советской АМС «Марс-3». Дальнейшее совершенствование этой техники и установка на спускаемых аппаратах разнообразной научной аппаратуры позволят ученым получить новые данные о планетах. Можно ожидать, что, по аналогии с изучением Луны средствами космонавтики, на планеты со временем будут доставляться автоматические самоходные лаборатории. Вероятно, будут созданы и АМС, которые смогут брать пробы грунта на планетах и доставлять их на Землю. Вслед за полетами АМС наступит пора, когда на планеты полетят первые пилотируемые космические корабли. Как ни сложны в техническом отношении такие проекты, они все же будут осуществлены, — это неизбежно. И первой планетой, которую посетит человек, по всей видимости, будет Марс.

Дальнейший рост ракетной техники и накопление знаний о планетах позволят человечеству вступить во второй период планетной космонавтики, отличительной чертой которого станет практическое освоение планет и использование их ресурсов в интересах человеческого общества. Этот период наступит не скоро. Возможно, через сотни лет. Но это должно обязательно случиться. К. Э. Циолковский с гениальной прозорливостью указывал: «Человечество не останется вечно на Земле, но в погоне за светом и пространством сначала робко шагнет за пределы атмосферы, а потом завоюет себе все околосолнечное пространство».

Мы являемся свидетелями того, как прогнозы великого ученого начинают сбываться.

§ 9.2. Межзвездные полеты. Человек мечтает не только о покорении Солнечной системы, но и о полетах к звездам. Ознакомимся с тем, как современная наука оценивает возможности таких полетов. Ранее уже было отмечено, что земное тело может навсегда покинуть пределы Солнечной системы, если ему сообщить третью космическую скорость в направлении орбитальной скорости Земли. В принципе такое тело, будучи точно выведено на траекторию полета к ближайшей звезде, может через миллиарды лет долететь до нее. Чтобы значительно сократить время полета, телу необходимо сообщить начальную скорость, которая больше третьей космической. Тогда оно, удалившись далеко за пределы Солнечной системы, будет иметь гиперболический избыток скорости.

Первая попытка запуска на такую траекторию уже сделана.

Стартовавшая 2 марта 1972 г. американская автоматическая станция «Пионер-10» достигла 3 декабря 1973 г. района Юпитера и, ускоренная гравитационным полем последнего, к 1980 г. должна уйти за орбиты Нептуна и Плутона. Имея избыток гиперболической скорости 11,5 км/сек, она сможет за 110 тыс. лет пролететь путь, который будет равен расстоянию до ближайшей звезды ($4 \cdot 10^{13}$ км). Но так как траектория «Пионера-10» не нацелена на какую-нибудь определенную звезду и не будет корректироваться в полете, то станция может путешествовать в межзвездных просторах миллиарды лет, так и не повстречав на своем пути ни одной звезды. Поэтому такого рода полеты в межзвездные дали имеют только символическое значение.

Даже при скоростях полета, в 100 раз больших, чем у «Пионера-10», звездолеты смогут достигнуть района ближайшей звезды только через 1000 лет, что также очень не скоро. Время межзвездного перелета можно считать приемлемым, если оно составляет не очень большую часть человеческой жизни. Если бы пилотируемый звездолет сумел за 20 лет совершить полет на ближайшую звезду и возвратиться на Землю, то это было бы хорошим решением проблемы.

Зная расстояние и время, можно определить среднюю скорость полета:

$$v_{\text{ср}} = \frac{s}{t} = \frac{2 \cdot 4 \cdot 10^{13} \text{ км}}{20 \cdot 3,16 \cdot 10^7 \text{ сек}} = 130\,000 \text{ км/сек.}$$

Достижение скоростей такого порядка, даже если бы удалось создать ракетные двигатели со скоростями истечения 10 км/сек, потребовало бы ракет с колоссальными начальными массами.

Даже масса Солнца ($2 \cdot 10^{27}$ т) была бы ничтожно мала по сравнению с такой сказочно огромной ракетой.

Решить проблему межзвездных полетов, вероятно, могли бы звездолеты со скоростями истечения отбрасываемых масс, равными скорости света (300 000 км/сек) или немного меньшими.

Действительно, скорость 130 000 км/сек при скорости истечения 300 000 км/сек могла бы быть достигнута при числе Циолковского, равном $z = 1,55$. Поэтому полет к ближайшей звезде с торможением потребовал бы обеспечения числа Циолковского $z^2 = 2,4$, а полный полет по траектории Земля — ближайшая звезда — Земля обеспечивался бы ракетой с числом Циолковского $z^4 = 5,8$.

Опираясь на эти данные, попробуем в общих чертах представить один из вариантов будущего звездолета для трех-четырех человек.

Начальная масса	5800 т
Конечная масса после расхода топлива	1000 т
Отсек экипажа со всеми системами обеспечения	100 т
Ракетные двигатели, баки для топлива, конструкции	900 т

Топливом может служить вещество, которое полностью превращается в излучение. Этим веществом могут быть раздельно храни-

мые частицы и античастицы, например электроны и позитроны, протоны и антипротоны.

Для того чтобы звездолет отправился в далекий путь с ускорением $a = 9,81 \text{ м/сек}^2$, его двигатели должны развить силу тяги $F_{\text{тяги}} = M \cdot a = 5,8 \cdot 10^8 \text{ кг} \cdot 9,81 \text{ м/сек}^2 = 5,7 \cdot 10^7 \text{ н}$. Секундный расход топлива будет равен: $m_{\text{сек}} = \frac{F_{\text{тяги}}}{c} = \frac{5,7 \cdot 10^7}{3 \cdot 10^8} = 0,19 \text{ кг/сек}$.

При этом двигатель звездолета разовьет мощность: $N = m_{\text{сек}} c^2 = 0,19 \text{ кг/сек} (3 \cdot 10^8 \text{ м/сек})^2 = 1,7 \cdot 10^{16} \text{ вт}$, которая в 3 млн. раз будет превосходить самую мощную в мире Красноярскую ГЭС.

Приведенные данные вполне достаточны, чтобы понять, какие огромные технические трудности необходимо преодолеть при создании подобного звездолета. Остановимся только на двух.

В настоящее время трудно представить, как можно хранить в баках огромное количество античастиц, ведь любая встреча их со стенками баков должна неминуемо вызвать реакцию аннигиляции с последующим взрывом и уничтожением звездолета. Не ясно сейчас, как можно уберечь звездолет от колоссальных излучений в двигателе при реакциях аннигиляции. Если даже степки двигателя поглотят незначительную часть выделившейся в первые секунды работы энергии, они тотчас же превратятся в раскаленный газ. Есть и другие технические трудности, решить которые современная наука не в состоянии.

Однако исторический опыт учит, что многие технические проблемы, ранее казавшиеся нерешаемыми, в связи с новыми научными открытиями успешно решались. Достаточно вспомнить этапы освоения воздушной среды летательными аппаратами.

Поэтому, возможно, со временем будут сделаны принципиально новые научные открытия, которые укажут новые способы преодоления пространства и времени и, таким образом, позволят человечеству расселиться вначале вокруг ближайших, а затем и вокруг более отдаленных звезд.

Несомненно, судьбы человечества в отдаленном будущем во многом будут зависеть от успехов астронавтики — части космонавтики, занимающейся вопросами полетов к звездам и окружающим их небесным телам с целью изучения и последующего освоения.

Таблица I. Элементы орбит планет и Луны

Небесное тело	Среднее расстояние от Солнца		Период обращения, год	Средняя орбитальная скорость, км/сек	Средняя угловая скорость, град/сут
	а. е.	млн. км			
Меркурий	0,38710	57,91	0,24085	47,873	4,09234
Венера	0,72333	108,21	0,61521	35,021	1,60213
Земля	1,00000	149,60	1,00004	29,785	0,98561
Марс	1,52369	227,94	1,88089	24,130	0,52403
Юпитер	5,20280	778,33	11,8622	13,058	0,08309
Сатурн	9,53884	1427,0	29,4578	9,634	0,03346
Уран	19,1910	2870,9	84,0153	6,801	0,01173
Нептун	30,0707	4498,5	164,788	5,433	0,00598
Луна		384400 км (от Земли)	27,3217 сут	1,0232	13,176

Таблица II. Физические и космодинамические характеристики планет, Луны и Солнца

Небесное тело	Средний радиус, км	Гравитационный параметр, км ³ /сек ²	Первая космическая скорость, км/сек	Вторая космическая скорость, км/сек	Радиус сферы действия, км
Меркурий	2420	$2,2 \cdot 10^4$	3,0	4,3	$1,1 \cdot 10^5$
Венера	6050	$3,253 \cdot 10^5$	7,3	10,4	$6,2 \cdot 10^5$
Земля	6370	$3,9860 \cdot 10^5$	7,91	11,19	$9,3 \cdot 10^5$
Марс	3370	$4,290 \cdot 10^4$	3,37	5,05	$5,8 \cdot 10^5$
Юпитер	69600	$1,269 \cdot 10^8$	42,7	60,4	$4,8 \cdot 10^7$
Сатурн	57400	$3,799 \cdot 10^7$	25,7	36,4	$5,4 \cdot 10^7$
Уран	26700	$5,80 \cdot 10^6$	14,7	20,8	$5,2 \cdot 10^7$
Нептун	24800	$6,97 \cdot 10^6$	16,8	23,7	$8,7 \cdot 10^7$
Луна	1738	$4,903 \cdot 10^3$	1,68	2,38	$6,6 \cdot 10^4$
Солнце	696000	$1,32718 \cdot 10^{11}$	437	618	10^{13}

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава I. Космонавтика и ее история	
1.1. Предмет космонавтики	3
1.2. Космонавтика и другие науки	4
1.3. История космонавтики	6
Глава II. Движение и устройство ракет	
2.1. Принцип действия ракеты	14
2.2. Формула Циолковского	15
2.3. Механика тел переменной массы	18
2.4. Числовые характеристики одноступенчатой ракеты	21
2.5. Многоступенчатые ракеты	23
2.6. Ракетные двигатели	25
2.7. Топливо для ракетных двигателей	30
Глава III. Свободное движение ракеты в поле тяготения	
3.1. Центральное поле тяготения	33
3.2. Гравитационные параметры небесных тел	35
3.3. Задача двух тел	36
3.4. Закон сохранения энергии в центральном поле тяготения	37
3.5. Скорость освобождения	38
3.6. Закон сохранения момента импульса	40
3.7. Законы Кеплера	42
3.8. Формы орбит в зависимости от начальных условий	44
3.9. Возмущения орбитальных движений	49
3.10. Сфера действия	50
Глава IV. Движение ракеты под действием силы тяги	
4.1. Вывод космического аппарата на орбиту	52
4.2. Потери скорости	54
4.3. Управление ракетой в полете	57
4.4. Коррекция траекторий выведения	58
4.5. Перегрузки и невесомость	59
4.6. Космическая навигация	62
4.7. Инерциальная навигация	64
4.8. Радионавигация	61
4.9. Астронавигация	70
4.10. Ориентация и стабилизация космических аппаратов	71
Глава V. Искусственные спутники Земли	
5.1. Орбиты ИСЗ	74
5.2. Возмущение орбит, вызванное несферичностью Земли	77
5.3. Возмущение движений ИСЗ Солнцем и Луной	79
5.4. Влияние атмосферы на движения ИСЗ	80
5.5. Условия выведения ИСЗ на орбиту	81
5.6. Движение ИСЗ относительно поверхности Земли	82
5.7. Одноимпульсные орбитальные маневры ИСЗ	84
5.8. Двухимпульсные маневры	87
5.9. Сближение и стыковка ИСЗ	88
5.10. Орбитальные станции	90
5.11. Спуск с орбиты	91
5.12. Физические явления при входе в атмосферу	94
Глава VI. Полеты к Луне и планетам	
6.1. Траектории полетов к Луне	96
6.2. Посадка на Луну	93

6.3. Искусственные спутники Луны	99
6.4. Траектории полетов к планетам	101
6.5. Оптимальные межпланетные траектории	102
6.6. Окна запусков	105
6.7. Коррекции межпланетных траекторий	106
6.8. Полет в сфере действия планеты	107
6.9. Траектории полетов советских АМС к Венере	109
6.10. Использование гравитационных полей планет для изме- нений траекторий КА	110
6.11. Облеты планет	111
6.12. Полеты на планеты с возвращениями	112
6.13. Посадки на планеты с атмосферами	114
6.14. Коридор входа	115

Глава VII. Условия космических полетов

7.1. Метеоритная и радиационная опасности	117
7.2. Системы жизнеобеспечения космических кораблей	119
7.3. Жизнь в космическом корабле	120
7.4. Влияния перегрузок и невесомости на организм	122

Глава VIII. Научное и практическое использование космо- навтики!

8.1. Успехи СССР в изучении и использовании космоса	124
8.2. Космические аппараты и устанавливаемая на них аппара- тура	125
8.3. Исследования Земли и околоземного пространства	129
8.4. Исследования Луны средствами космонавтики	131
8.5. Изучение Венеры и Марса средствами космонавтики	133

Глава IX. Перспективы космонавтики

9.1. Дальнейшее изучение и освоение тел Солнечной системы	137
9.2. Межзвездные полеты	139

<i>Приложение</i>	142
-----------------------------	-----

Аркадий Данилович Марленский

ОСНОВЫ КОСМОНАВТИКИ

Научный редактор Е. К. Шефер. Редактор Л. Л. Величко. Редактор карт В. И. Борискина. Художники А. В. Колли, И. А. Чураков. Художественный редактор Т. А. Алябьева. Технический редактор Т. Н. Зыкина. Корректор Н. М. Данковцева

Сдано в набор 9/VIII 1974 г. Подписано к печати 20/III 1975 г. 60×90/16.
Бумага тип. № 1. Печ. л. 9 + вкл. 0,25 п. л. Уч.-изд. л. 9,25 + вкл. 0,24.
Тираж 70 тыс. экз. А 05400.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Просвещение» Государственного комитета Совета Министров РСФСР по делам издательства, полиграфии и книжной торговли. Москва, 3-й проезд Марьиной рощи, 41.

Головное предприятие республиканского производственного объединения «Полиграфкинг» Госкомиздата УССР, г. Киев, ул. Довженко, 3. Зак. № 4—2195.

Цена 28 к.

28 коп.

