

Космонавтика малых тяг **В.В. Салмин, К.В. Петрухина**

Сегодня каждый человек может считать себя мало-мальски разбирающимся в космонавтике. Газеты, радио, телевидение, интернет, научно-популярные книги ввели в наш повседневный речевой обиход такие «космические» термины, которых раньше просто не существовало: стыковка на орбите и пилотируемый космический полет, автоматическая межпланетная станция и транспортная космическая система, и так далее. Но вот слова, вынесенные в заголовок нашей статьи, и явление, стоящее за ними, для неспециалистов пока пустой звук, если не больше: нечто, не укладывающееся в сознании. Представление о космических полетах связано у нас с представлением о затратах огромных энергии, с созданием сил тяги в сотни, тысячи тонн. И вдруг — «космонавтика малых тяг»... Противоречие это однако, кажущееся.

Задачи, которые ставят перед собой ученые - исследователи космоса, усложняются год от года. Все совершеннее становятся новые спутники и космические корабли, и их оборудование. Пройдут годы, и космонавты смогут достигнуть на своих кораблях любых отделенных уголков Солнечной системы.

Однако эти межпланетные корабли не будут, по-видимому, иметь привычного внешнего облика современных ракет. И конструкция и двигатели будут совершенно иными, а свой полет к планетам они будут совершать по траекториям, абсолютно не похожим на траектории современных спутников межпланетных автоматических станций.

В этом очерке расскажем о некоторых особенностях будущих полетов космических кораблей, оборудованных электрическими двигателями. Хотя таких кораблей еще не существует, а двигатели проходят в настоящее время стадию экспериментальной проверки в земных условиях и в условиях космического пространства, есть много оснований полагать, что с их созданием начнется новый этап в развитии космонавтики.

Теоретической основой космонавтики является механика космического полета, которая занимается расчетом орбит небесных тел и выбором наивыгоднейших траекторий полета космических кораблей. Механика космического полета базируется на законе всемирного тяготения, открытом великим английским физиком Исааком Ньютоном около 300 лет назад, и законах движения ракет, установленных нашим гениальным соотечественником, школьным учителем из г. Калуги Константином Эдуардовичем Циолковским на рубеже XIX и XX столетий. Однако основные законы движения планет вокруг Солнца были установлены астрономом и математиком Иоганном Кеплером еще до Ньютона, в начале XVII века, экспериментальным путем.

На основании закона всемирного тяготения Ньютон строго доказал, что если телу, поднятому над поверхностью Земли, сообщить очень большую скорость (порядка 8 км/с), то оно не упадет на Землю, а будет вращаться вокруг Земли по круговой или эллиптической орбите. Сила притяжения уравнивается центростремительной силой инерции, возникающей при полете по криволинейной траектории над сферической Землей.

Скорость полета по круговой орбите вблизи Земли принято называть первой космической скоростью.

Интересно, что Ньютон представлял себе запуск искусственных спутников как выстрел из огромной пушки с вершины высокой горы и дал чертеж различных орбит, получающихся при этом.

Увеличим скорость в одной из точек орбиты. Это можно сделать, включив на короткое время мощный ракетный двигатель. Орбита станет эллиптической, С

увеличением скорости эллипс все более и более вытягивается и наконец превращается в совершенно другую, уже не замкнутую кривую — параболу. Это происходит, когда скорость становится равной второй космической (вблизи Земли она составляет около 11,2 км/с). Наконец, если еще увеличить скорость, то орбита корабля станет гиперболой.

Законы небесной механики нашли широкое применение при определении орбит искусственных небесных тел. Однако в отличие от планет искусственные спутники Земли и космические корабли имеют возможность изменять свою орбиту. Такую возможность дает ракетный двигатель.

Существующие в настоящее время ракетные двигатели относятся к классу термохимических двигателей. Принцип действия термохимических ракетных двигателей несложен: в результате химической реакции горения топлива выделяется большое количество тепла, и продукты сгорания, нагретые до высокой температуры, стремительно расширяясь, с большой скоростью (до 4 км/с) вытекают из реактивного сопла. Согласно основному принципу реактивного движения, ракета при этом движется в противоположную сторону.

Термохимические двигатели работают сравнительно короткое время — несколько минут; при этом может создаваться реактивное ускорение, превышающее ускорение земного тяготения ($9,81 \text{ м/с}^2$). Это позволяет ракете с термохимическим двигателем совершать старт с земной поверхности.

В космонавтике принято оценивать трудность совершения любого маневра или межпланетного перелета условной величиной необходимой для этого скорости. Этой условной скорости, которую корабль имел бы, двигаясь в пространстве, лишенном сил тяготения, он на самом деле не достигает. Пользуются этой величиной лишь для того, чтобы охарактеризовать затраты топлива (или, как говорят в космонавтике, энергические затраты). Такая скорость называется характеристической, или идеальной скоростью ракеты.

Можно оценить величину характеристической скорости, потребной для различных маневров и межпланетных перелетов. Так, для выведения на орбиту, как мы уже упоминали, требуется скорость порядка 8 км/с, для полета к Луне беспилотного аппарата, совершающего мягкую посадку на ее поверхность, — около 14 км/с, для пилотируемого полета на Луну с возвращением на Землю корабля типа «Аполлон» (США) — около 20 км/с, еще большая величина — для пилотируемых полетов к Марсу и Венере (30—35 км/с). При таких огромных энергетических затратах существенно возрастает роль скорости истечения продуктов сгорания из сопла двигателя: чем больше, скорость истечения, тем меньше топлива расходует двигатель, создавая заданное приращение скорости. Однако скорость истечения для термохимических ракетных двигателей ограничена. Существующие типы двигателей, которые выводят на орбиту космические корабли типа «Союз», «Аполлон» и орбитальные станции типа «Салют», доведены до технического совершенства, и их характеристики, по-видимому, не могут быть существенно улучшены.

После окончания работы термохимического двигателя весь остальной полет, продолжающийся от нескольких суток в случае перелета к Луне, до нескольких месяцев в направлении ближайших планет, носит пассивный, баллистический характер, подобно полету артиллерийского снаряда. Траектория пассивного полета, как уже упоминалось, представляет собой эллипс, параболу либо гиперболу (в зависимости от начальной скорости, которую сообщил двигатель аппарату).

Активный участок, на котором работает термохимический двигатель, имеет до нескольких сотен километров в длину, а пассивный участок — сотни тысяч или сотни

миллионов километров, то есть несравнимо большую протяженность. Поэтому часто принимают, что на активном участке космическому аппарату как бы сообщается толчок — импульс, мгновенно увеличивающий его скорость. Такого рода траектории называют поэтому импульсными.

В последние годы во многих лабораториях мира активно разрабатывались проекты и строились опытные образцы ракетных двигателей, у которых реактивная струя создается не продуктами сгорания топлива, а заряженными частицами (ионами, электронами) путем их разгона в электростатическом или электромагнитном поле. Этот класс двигателей получил название электрореактивных, или электроракетных. Разгон рабочего тела в них производится за счет электрической энергии. Энергия может вырабатываться атомной или солнечной электростанцией, находящейся на борту.

Электроракетные двигатели делятся на три основные группы, различающиеся по способу создания реактивной струи:

- 1) электротермические двигатели, в которых нагретое до высокой температуры рабочее тело (например, водород) превращается в плазму — электрически нейтральную смесь положительных ионов и электронов. Нагрев осуществляется с помощью электрической дуги, электрического разряда и другими способами. Плазма, стремительно расширяясь, выходит из реактивного сопла со скоростью истечения 15—20 км/с;
- 2) электрические или ионные двигатели, в которых частицы рабочего тела (пары легко ионизируемых металлов, например, рубидия или цезия) теряют свои электроны в ионизаторе и разгоняются до больших скоростей в электростатическом поле. Чтобы электрический заряд струи заряженных частиц позади аппарата не препятствовал дальнейшему истечению, эта струя нейтрализуется вне его выбрасыванием отнятых у атомов электронов. В принципе в ионном двигателе возможны очень большие скорости истечения (до 200 км/с), но они требуют огромной мощности электростанции на борту корабля. Чтобы яснее представить себе электростатический ракетный двигатель, можно взглянуть на экран вашего телевизора. Если бы в центре экрана кинескопа было небольшое отверстие, через которое поток электронов мог вытекать наружу, перед нами был бы классический электростатический ракетный двигатель. Правда, тяга его совершенно ничтожна, и она, конечно, не смогла бы заставить телевизор летать по комнате, но принципиально она существует;
- 3) третий тип электроракетного двигателя — плазменный двигатель, в котором электромагнитное поле разгоняет до огромных скоростей электрически нейтральную плазму. Конкретные методы получения плазмы и ее разгон весьма различны. Скорости истечения, характерные для плазменных двигателей, составляют 50—100 км/с.

Характерной особенностью всех трех типов электрических ракетных двигателей является очень малая сила тяги. Вспомним, что реактивная струя почти целиком состоит из ионов, масса каждого из которых составляет всего лишь ничтожные доли грамма. Поэтому даже при огромных скоростях истечения тяга электроракетного двигателя составит несколько десятков или сотен граммов. Такая сила тяги сравнима с величиной подъемной силы воздушного шарика, надутого гелием и пущенного в воздух, и, конечно, не может сравниться с силой тяги стартующей в космос ракеты. При значительном весе спутника или космического корабля, измеряемом тоннами и даже десятками тонн,

реактивное ускорение, создаваемое таким двигателем, очевидно, не превысит и одной десятитысячной доли ускорения земного тяготения (около 1 мм/с^2). Конечно, старт с Земли ракеты с электрореактивным двигателем невозможен, однако в космосе такие двигатели можно использовать для выполнения ряда маневров. Электроракетные двигатели могут работать практически неограниченное время, и малая тяга способна за длительное время сообщить кораблю довольно большое приращение скорости. А зачастую в космонавтике и не требуется большая сила тяги — например, для двигательных систем, управляющих ориентацией космических аппаратов. Здесь применение электрореактивных двигателей сулит огромные преимущества.

Пассивный, неуправляемый участок траектории для кораблей с электроракетными двигателями может отсутствовать вообще, значит, и возможности управления траекторией значительно расширяются.

Из-за малости реактивной силы новые типы двигателей называют еще двигателями малой тяги. Действуя в течение долгого времени, двигатели малой тяги позволяют доставить к цели полезную нагрузку, значительно превышающую полезную нагрузку нынешних космических кораблей. Это объясняется огромной скоростью истечения заряженных частиц рабочего тела. Важным достоинством всех типов электроракетных двигателей является малый расход рабочего тела, сравнительно высокий к.п. д. (75—80%); простота регулирования тяги (путем изменения напряженности электростатического или электромагнитного полей). Однако недостатками этих двигателей, помимо малости тяги, является, большой вес двигателя (значительную долю которого составляет источник энергии — ядерный реактор), большое количество выделяемого реактором тепла, которое необходимо излучать в окружающее космическое пространство. Над устранением этих недостатков и работают сейчас инженеры и ученые нашей страны и других стран мира.

Примеры современных двигателей малой тяги приведены на рис. 1.



Рис. 1

Русский физик П. Н. Лебедев экспериментально подтвердил существование силы солнечного давления в 1899 г. Солнечное давление играет большую роль в небесной механике, влияя на огромные «хвосты» комет, и оказывает заметное воздействие на движение некоторых искусственных спутников Земли — в особенности надувных легких и больших баллонов, подобных американскому спутнику-ретранслятору «Эхо» диаметром до 40 м. Поэтому и возникла идея создания силы тяги в космосе с помощью «солнечного паруса» (рис. 2), представляющего собой тонкую пластмассовую пленку большой площади, развернутую в космосе. Неоспоримым достоинством солнечного паруса является то, что движение космического корабля осуществляется даром», без каких бы то ни было затрат рабочего тела. Существенный вклад в развитие теории полета с солнечным

парусом внес другой наш выдающийся соотечественник, один из пионеров космонавтики, Фридрих Артурович Цандер (1887— 1933). Для создания тяги он предлагал использовать тонкие алюминиевые зеркальные листы. Исследования Ф. А. Цандера показали принципиальную возможность реализации межпланетных полетов при использовании давления солнечного света. В нашей стране, на родине космонавтики, впервые зародились и идеи ЭРД. К. Э. Циолковский писал в 1911 году в статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами»: «Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам... И сейчас известно, что катодные лучи в трубке Крукса, как и лучи радия, сопровождаются потоком электронов, масса каждого из которых в 4 000 раз меньше массы атома гелия, а скорость достает 30-100 тысяч километров в секунду, то есть она в 6-20 тысяч раз больше скорости обыкновенных продуктов горения, вылетающих из нашей реактивной трубы...»

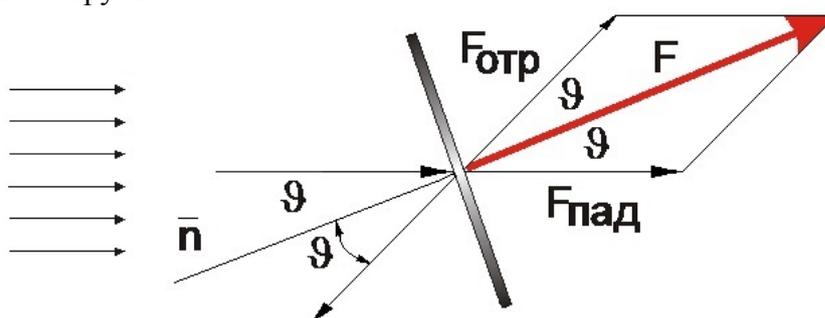


Рис. 2

В этой работе К. Э. Циолковский отмечал принципиальную возможность использования двигателей весьма небольшой тяги в космосе для искусственных спутников Земли или Солнца.

Трудами К. Э. Циолковского, Ф. А. Цандера в нашей стране были заложены основы новой области космонавтики - космонавтики малых тяг.

Первый в мире электротермический ракетный двигатель был разработан, построен и успешно испытан В. П. Глушко (ныне академик, Герой Социалистического Труда) в 1929-1933 годах в Газодинамической лаборатории в Ленинграде.

Впервые в мире в СССР в реальных условиях полета по космическим орбитам были применены ионные электроракетные двигатели системы ориентации на космическом корабле «Восход-1» (1964 год), плазменные - на автоматической межпланетной станции «Зонд-2» (1964 год), запущенной в сторону Марса. По радиокомандам с Земли на расстоянии от нее 5 млн. 370 тыс. километров система ориентации станции «Зонд-2» была переключена на плазменные двигатели, которые в течение длительного времени поддерживали заданное положение станции относительно Солнца. Электрическое питание двигателей осуществлялось от солнечных батарей. Так впервые практически была доказана работоспособность электроракетных двигателей в космосе.

В октябре 1966 года советские ученые впервые в мире испытали газовый электроракетный двигатель при полете в ионосфере. По баллистической траектории на высоту около 400 км была запущена автоматическая ионосферная лаборатория «Янтарь-1» с газовым плазменно-ионным двигателем, использующим в качестве рабочего тела азот верхних слоев атмосферы. Лаборатории типа «Янтарь-1» неоднократно запускались в 1966—1971 годах и позволили получить ценные данные о рабочих характеристиках этого

класса двигателей (например, была достигнута рекордная скорость истечения - около 120 км/с).

Параллельно экспериментальную отработку электроракетных двигателей проводили ученые США. В 60-х годах ионные двигатели испытывались на спутниках Земли и ракетах, совершающих баллистический полет. В 1970 году на Полярную орбиту высотой около 1000 км был выведен спутник «Серг-2» с двумя ионными двигателями, работавшими на ртути. Из-за малой мощности солнечной энергоустановки двигатели могли работать только поочередно. Спутник массой 1434 кг вследствие работы двигателя мог увеличивать высоту орбиты примерно на 570 м за сутки. Однако из-за коротких замыканий в электрической цепи оба двигателя выключались значительно раньше запланированного времени и не позволили выполнить весь объем орбитальных маневров.

В 1972 году стационарные плазменные двигатели использовались для изменения орбиты советского искусственного спутника Земли «Метеор». С помощью корректирующей двигательной установки была решена важная практическая задача: высота орбиты спутника «Метеор» была изменена на 16,9 км. Вес спутника составил 1270 кг, величина тяги - 1,8—2,3 г, источником электроэнергии на борту являлись солнечные батареи. Испытания подтвердили высокие расчетные показатели электроракетного двигателя: широкие возможности регулирования тяги, высокую скорость истечения, надежную работу в течение длительного времени. Экспериментально подтверждена возможность изменения параметров орбиты с помощью двигателя малой тяги, доказана полная совместимость двигателя со всеми бортовыми системами искусственного спутника.

Таким образом, в нашей стране началось практическое становление космонавтики малых тяг, теоретические основы которой были заложены советскими учеными еще до начала эры освоения космоса.

Как мы уже установили, использование электроракетных двигателей малой тяги оказывается возможным лишь после выведения космического корабля на орбиту спутника Земли. Представим, что корабль выведен на орбиту обычной мощной ракетой, а затем должен осуществить перелет к Луне или к одной из планет Солнечной системы. Для этого он должен прежде всего набрать скорость, превышающую вторую космическую.

Траектория любого межпланетного полета обычной, термохимической ракеты складывается из трех различных участков: короткого активного участка при старте, когда двигатель сообщает ракете необходимую скорость, второго, основного по длительности и протяженности участка полета в поле тяготения Солнца с выключенным двигателем (двигатель может иногда включаться на короткое время для коррекции траектории) и заключительного активного участка вблизи планеты назначения, где скорость с помощью двигателя гасится и корабль переходит на орбиту спутника планеты или совершает мягкую посадку на ее поверхности. За все время полета (несколько месяцев) двигатель работает лишь считанные минуты. Главная часть траектории пассивного полета в поле тяготения Солнца представляет собой дугу эллипса.

Абсолютно по-иному совершает свой полет электроракетный космический корабль. Реактивное ускорение, которое создает его работающий двигатель, весьма мало. Поэтому требуется длительное время, чтобы разогнать космический корабль до второй космической скорости.

Как это происходит?

Направим тягу двигателя вдоль вектора скорости. Казалось бы, скорость корабля должна все время возрастать. Однако малое постоянное реактивное ускорение, увеличивая полную механическую энергию корабля (равную сумме кинетической и

потенциальной энергии) заставляет корабль двигаться не по эллипсу, а по раскручивающейся спирали с очень малым шагом. Происходит непрерывный подъем аппарата, а значит, и быстрое увеличение его потенциальной энергии, зависящей от расстояния до Земли. На подъем расходуется кинетическая энергия корабля, пропорциональная квадрату скорости; в результате скорость будет уменьшаться одновременно с увеличением высоты полета. Этот эффект иногда называют парадоксом движения с малой тягой. Действительно, на первый взгляд парадоксально - тяга двигателя все время направлена на разгон корабля, а скорость его уменьшается! Но более глубокий анализ, показывающий переход части кинетической энергии в потенциальную, позволяет установить, что никакого парадокса здесь нет: скорость действительно уменьшается), но растет суммарная механическая энергия корабля, и когда она достигнет определенного уровня, корабль покинет поле тяготения Земли. Значит, разгон все-таки есть, хотя и своеобразный.

В случае старта с круговой орбиты каждый виток спирали разгона до некоторого времени будет мало отличаться от окружности. Однако последние витки спирали уже мало похожи на окружность. Спираль распрямляется, подобно часовой пружине, и выбрасывает корабль из поля тяготения Земли в поле тяготения Солнца (рис. 3). На рисунке не изображены бесчисленные, чрезвычайно густые первые витки спирали. Чем меньше реактивное ускорение, тем больше витков должен сделать космический аппарат и тем больше должно пройти времени, прежде чем будет достигнута вторая космическая скорость. Например, при реактивном ускорении в 1 мм/с^2 вторая космическая скорость достигается через 80,8 суток на расстоянии от Земли 554 700 км. После этого разгон корабля продолжается и скорость, достаточная для перелета к Марсу или Венере, достигается еще через 26 суток на расстоянии 4,78 млн. км от Земли.

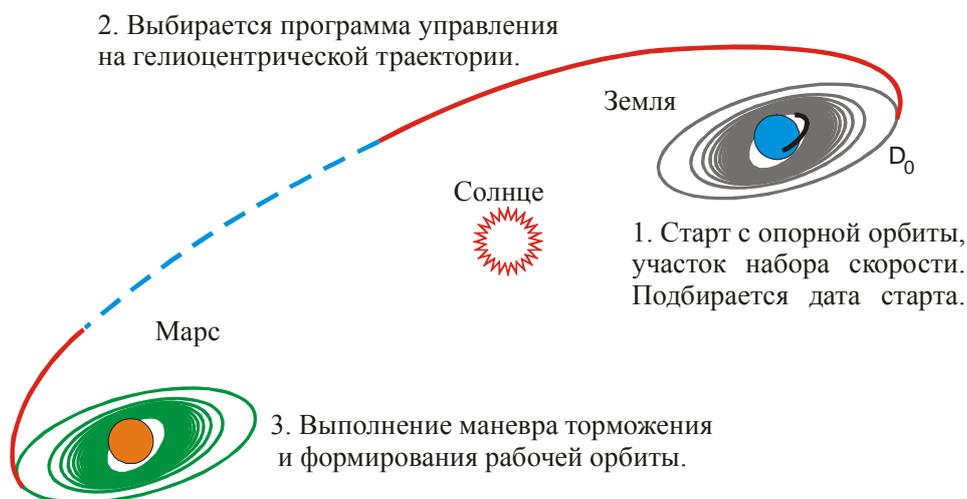


Рис. 3

До сих пор мы полагали, что тяга все время направлена по касательной к траектории, то есть по вектору скорости. Однако минимальное время набора второй космической скорости достигается при довольно сложной программе управления тягой: направление тяги совершает колебание около касательной к траектории, отклоняясь на каждом витке то в одну, то в другую сторону. Эти колебания, сначала слабые, становятся все более сильными, и на последнем витке спирали тяга отклоняется от скорости примерно на 20 градусов. Эта оптимальная программа и другие, подобные ей, получены в

результате глубокого теоретического анализа движения с применением современных методов – быстродействующих электронных цифровых вычислительных машин.

Легче, всего, видимо, осуществить программу разгона с радиальной тягой, направляя сопло двигателя все время на Землю. Так как тяга направляется, вообще говоря, поперек движения, можно ожидать ее слабого проявления. Однако, кроме того, обнаруживаются некоторые интересные закономерности. Оказывается, если реактивное ускорение меньше, чем $1/8$ гравитационного ускорения, космический корабль сначала поднимается на некоторую высоту, затем начинает опускаться и будет колебаться таким образом очень долго, никогда не набрав второй космической скорости и не покидая поля тяготения. Таким образом, использование малой радиальной тяги в околоземном пространстве для набора второй космической скорости лишено практического смысла.

Но вот, наконец, электроракетный космический корабль набрал необходимую скорость и перешел на траекторию полета к планете назначения. Следует ли выключать двигатель в поле тяготения Солнца? Оказывается, не стоит, хотя он и непрерывно расходует рабочее тело. Двигатель помогает существенно уменьшить общую продолжительность межпланетного путешествия. Рассуждая упрощенно, можно сказать, что первую половину пути малая тяга разгоняет корабль, а вторую половину тормозит его. Интересно отметить, что даже при весьма малом ускорении подобный перелет может длиться меньше времени, чем полет термохимической ракеты.

Представим, что корабль приблизился к планете назначения и вошел в сферу ее тяготения. Теперь нужно уменьшить скорость полета до первой космической на высоте заданной спутниковой орбиты. Торможение с помощью двигателя снова приведет к тому, что корабль начнет описывать вокруг планеты витки плоской спирали — только теперь уже закручивающейся — пока она не перейдет в круговую орбиту.

Спираль торможения очень похожа на спираль разгона (рис. 3), и программа оптимальной ориентации тяги близка к направлению, противоположному вектору скорости.

Как же распределяется время полета космического корабля с малой тягой, совершающего перелет, например, к Марсу? Пусть общая продолжительность перелета составляет 250 суток. Расчеты показывают, что разгон у Земли занимает 45 суток, полет в поле тяготения Солнца — 185 суток, торможение у Марса — 20 суток. Для сравнения можно привести распределение полного времени полета (250 суток) термохимической ракеты: полет в сфере тяготения Земли после разгонного импульса скорости — 3,1 суток, пассивный полет в поле тяготения Солнца — 244,6 суток, полет в сфере тяготения Марса до момента торможения и перехода на круговую орбиту — 2,3 суток. Отношение полезной нагрузки, доставляемой электроракетой на орбиту спутника Марса, к начальной массе корабля (на орбите спутника Земли) при скорости истечения 40 км/с составляет около 0,5—0,6. В то же время такое же отношение для термохимической ракеты (скорость истечения 4 км/с) равно примерно 0,25; Выигрыш налицо! Вот в чем преимущество электроракетных космических кораблей: при одинаковой продолжительности перелета они позволяют более чем вдвое увеличить полезную нагрузку, а при одинаковой полезной нагрузке — существенно уменьшить продолжительность перелета. Более простой оказывается и проблема навигации электроракетного корабля. Для него отсутствует длительный участок полета с выключенным двигателем, и коррекцию малых ошибок можно осуществлять непрерывно, изменяя тягу двигателя. Правда, следует отметить, что чрезвычайно малость тяги не позволяет скорректировать значительные ошибки в скорости за относительно малое время. Поэтому для быстрого исправления ошибок, возможно, потребуется и небольшой термохимический вспомогательный двигатель.

При осуществлении пилотируемых полетов к Луне и планетам Солнечной системы конструкторы космических кораблей постараются максимально увеличить комфорт на борту корабля. Поэтому обсуждались и обсуждаются различные конструктивные схемы пилотируемых кораблей с искусственной гравитацией. Наиболее просто искусственная сила тяжести создается путем вращения всего корабля вокруг продольной оси. Возникающая при этом центробежная сила играет роль искусственной силы тяжести, прижимающей космонавтов к полу кабины.

Однако при анализе траекторий полета таких кораблей с двигателями малой тяги обнаруживаются интересные закономерности. Вращающийся космический корабль, подобно гигантскому волчку, стремится сохранить постоянное направление оси вращения в пространстве. Но вдоль этой оси направлена тяга, создаваемая электрореактивным двигателем. Очевидно, направление тяги только в отдельные моменты будет совпадать с вектором скорости, а иногда будет направлено и перпендикулярно ему, и в противоположную сторону. Время достижения второй космической скорости для корабля с искусственной гравитацией существенно увеличивается по сравнению с обычным кораблем. Кроме того, это время существенно зависит от начального направления оси вращения.

Очевидно, можно постараться уменьшить проигрыш во времени, если управлять положением оси вращения и направлением тяги в пространстве. Наилучшим вариантом был бы такой, который позволил бы оси вращения следить за вектором скорости, — тогда проигрыш во времени будет равен нулю. Но такой способ требует огромных управляющих моментов, к тому же моменты эти должны создаваться непрерывно, в течение всего времени разгона. Для создания управляющих моментов можно было бы использовать специальные управляющие электрореактивные двигатели. Однако эти двигатели должны располагать тягой, сравнимой с тягой маршевого двигателя. А ведь это означает дополнительный расход рабочего тела, причем «бесполезный» — оно не расходуется на разгон космического корабля.

Лучше всего в этом случае поворачивать вращающийся корабль путем создания разности тяг нескольких блоков маршевых двигателей, разнесенных на некоторое расстояние центра масс. При такой схеме управления рабочее тело не расходуется, суммарная тяга остается постоянной и одновременно поворачивает космический корабль. Однако и в этом случае остается много нерешенных технических проблем.

На практике при реализации пилотируемых межпланетных перелетов может оказаться более выгодным такой метод достижения второй космической скорости: корабль разгоняется без экипажа, не вращаясь вокруг своей оси, а на последнем, или предпоследнем витке к нему пристыковывается транспортный космический корабль с экипажем, запущенный с помощью обычной термохимической ракеты. Экипаж переходит в межпланетный корабль, приводит его во вращение и совершает полет в поле тяготения Солнца. При таком методе разгона не нужно расходовать дополнительно рабочее тело на разворот оси вращения корабля, так как полеты в поле тяготения Солнца можно совершать и с постоянно ориентированным вектором тяги. Кроме того, экипаж не пересекает многократно опасную зону радиационных поясов Земли (высоты порядка 900—40000 км), а быстро проходит эту зону с помощью термохимической ракеты.

До сих пор мы вели разговор о траекториях межпланетных перелетов с малой тягой. Но полеты с электроракетными двигателями в околоземном пространстве представляют самостоятельный интерес. Например, с помощью малой тяги целесообразно поднимать с низких орбит на более высокие большую полезную нагрузку, или корректировать орбиту спутника, устраняя влияние различных возмущений (например,

сопротивления верхних слоев атмосферы). С помощью малой тяги совершенно ничтожным количеством рабочего тела может поддерживаться неизменная орбита спутника в течение многих месяцев и даже лет. Это очень важно для спутников связи, для метеоспутников, навигационных спутников и сулит в будущем огромную экономию средств. Ведь направление развития космических исследований должно идти по линии усиления народнохозяйственного назначения космических исследований, эффективного изучения природных ресурсов Земли, создания глобальных систем связи и метеонаблюдения. Все эти задачи могут эффективно решаться с помощью электроракетных двигателей, создающих тягу порядка одного-двух граммов и требующих сравнительно малой мощности источника энергии (несколько десятков ватт), которым могут являться обыкновенные солнечные батареи. Большой интерес представляет использование грузовых электроракетных космических кораблей — для доставки к Луне блоков лунных станций и другой полезной нагрузки. Конечно, перелет к Луне с малой тягой требует длительного времени, но для беспилотных кораблей это не имеет существенного значения. А космонавты будут по-прежнему совершать полеты к Луне с помощью быстрых термохимических ракет.

Конечно, электроракетные двигатели никогда полностью не заменят обычные термохимические. Во всех тех случаях, когда двигателю за короткое время придется преодолевать большие силы — аэродинамические, гравитационные, будет работать термохимический двигатель. Когда же решающим будет вес полезной нагрузки — тут выгоднее использовать электроракетный двигатель. В любом межпланетном полете электроракетные двигатели малой тяги будут всегда сотрудничать с термохимическими двигателями большой тяги, которые должны использоваться на участках взлета и посадки. Таким образом, двигательная система будущих космических кораблей обязательно будет комбинированной. Расчет траекторий таких кораблей не прост и требует обязательного применения быстродействующих вычислительных машин.

Следует упомянуть еще одну область космонавтики, развитие которой связывается именно с использованием электроракетных космических кораблей. Это полеты к дальним планетам Солнечной системы (Юпитеру, Сатурну, Урану и т. д.). Термохимические ракеты из-за большой длительности перелета и ничтожной полезной нагрузки не могут конкурировать здесь с электроракетными кораблями.

В этом кратком очерке мы говорили в основном о достоинствах электрических космических кораблей. На практике все обстоит гораздо сложнее. Трудности, с которыми сталкиваются ученые и инженеры при разработке новых двигателей, очень велики. И все же успехи несомненны. Весь накопленный опыт человечества говорит о том, что техническая проблема решается тогда, когда без этого немислимо дальнейшее развитие. Так и электрические ракетные двигатели будут созданы, отработаны и поставлены на борт космических кораблей именно тогда, когда без них космонавтика не сможет двигаться вперед. И можно быть уверенным, что это произойдет в течение ближайших десятилетий.