

629.78

НОМЕ  
В ЖИЗНИ, НАУКЕ,  
ТЕХНИКЕ  
М-801  
УДК

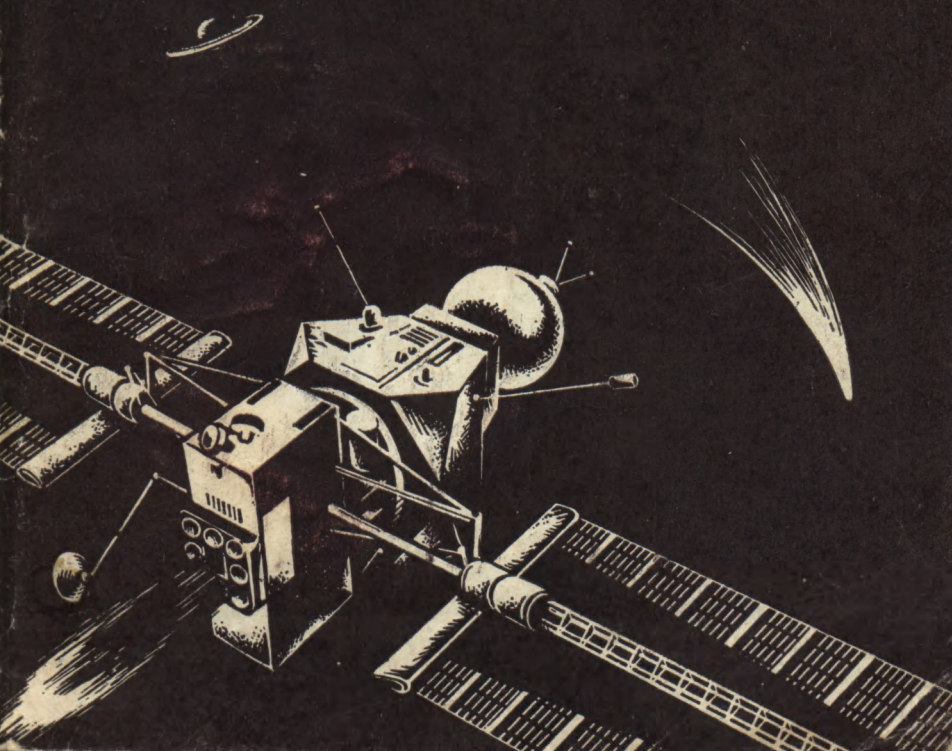
ЗНАНИЕ

7/1975

СЕРИЯ  
КОСМОНАВТИКА АСТРОНОМИЯ

А.И. Морозов,  
А.П. Шубин

КОСМИЧЕСКИЕ  
ЭЛЕКТРО-  
РЕАКТИВНЫЕ  
ДВИГАТЕЛИ



ANN MICHIGAN  
ALL RIGHTS RESERVED  
KODAK SAFETY FILM  
KODAK SAFETY FILM  
KODAK SAFETY FILM  
KODAK SAFETY FILM

9755 sp-

## Предисловие

---

Вторая половина нашего века ознаменовалась выдающимися успехами в деле покорения космоса и овладения его тайнами. Ныне космическое пространство широко используется для получения и передачи ценнейшей информации, необходимой для науки и промышленности. Сюда входят наблюдения за поверхностью и атмосферой Земли, космическая ретрансляция радиосигналов, изучение Солнца, Луны, планет и других небесных тел.

Пройдет относительно немного времени (порядка 10—15 лет) и космическое пространство превратится в гигантскую экспериментальную лабораторию, где будут проводиться исследования по астрофизике, физике плазмы и элементарных частиц, технологии и многим другим направлениям. И этот процесс уже начался.

Параллельно с этим в околоземном пространстве возникнут производственные комплексы, где в условиях невесомости и высокого вакуума будут создаваться качественно новые материалы и системы, которые затем будут доставляться на Землю.

Так, наряду с информацией на Землю пойдет поток материалов, который будет непрерывно расти. Наконец, сейчас активно обсуждаются вопросы создания внеземных энергетических станций, способных обеспечивать энергией Землю. Очевидно, весь этот прогресс неразрывно будет связан с прогрессом космических двигателей, требования к которым будут также непрерывно расти. Двигатели должны стать предельно экономичными и удобными в эксплуатации, они должны решать самые разные задачи: от разгона тяжелых кораблей до прецизионной ориентации телескопа или остронаправленной антенны.

К числу наиболее перспективных двигателей будущего относятся электрореактивные двигатели (ЭРД), о которых будет рассказано в этой брошюре.

## Для чего нужны ЭРД?

**Контрасты космического полета.** Всякий космический полет включает в себя ряд «активных» этапов, когда работают двигатели, и ряд «пассивных» этапов, во время которых двигатели выключены и движение космического аппарата (КА) происходит по инерции.

Основным по затратам мощности является этап выведения КА с поверхности планеты (например, Земли) на некоторую основную или промежуточную орбиту. Для этого этапа создаются специальные ракеты-носители. Некоторые параметры хорошо известных ракет-носителей приведены в табл. 1.

Видно какой большой тягой и какой огромной мощностью обладают эти системы. Большие значения тяги необходимы для того, чтобы сообщить КА скорость не ниже первой космической скорости. Идет противобор-

Таблица 1  
Параметры ракет-носителей «Восток» и «Сатурн-5»

| Тип ракеты-носителя | Стартовая масса, т | Стартовая тяга, т | Удельный импульс <sup>1</sup> в вакууме, с | Суммарная мощность двигателей, МВт |
|---------------------|--------------------|-------------------|--|------------------------------------|
| «Восток»            | 400                | 510               | 314  | 15 000                             |
| «Сатурн-5»          | 2760—2900          | 3450              | 290  | 95 000                             |

<sup>1</sup> Т. е. отношение скорости истечения реактивной струи к ускорению силы тяжести Земли ( $9,8 \text{ м/с}^2$ ). Удельный импульс — очень важный показатель реактивного двигателя: он равен времени, в течение которого истекающая из сопла двигателя грамм-масса вещества создает грамм-силу реактивной тяги. Чем больше это время, тем меньше «топлива» нужно израсходовать для создания необходимой силы тяги. Приведенные значения удельного импульса относятся к кислородно-керосинному топливу, которое используется в двигателях первой ступени.

ство: мощь ракеты-носителя противопоставлена постоянно действующей силе земного тяготения.

Но вот КА вместе с последней ступенью ракеты-носителя, набрав нужную скорость, выходит на заданную орбиту. И сразу все стихает. Начинается «пассивный» этап, когда система движется в условиях невесомости по инерции. Если мы захотим теперь изменить параметры орбиты, то для этого совсем не нужны мощные двигатели с большой тягой. КА никуда не падает! Теперь достаточно подействовать на многотонный КА силой, измеряемой граммами или даже долями грамма, чтобы он начал медленно, но неуклонно совершать требуемый маневр<sup>1</sup>. Для этого достаточно лишь превзойти величину помех, испытываемых КА за счет аэродинамического сопротивления при движении в разреженной атмосфере, давления солнечного света, притяжения Луны и Солнца и т. п. Для спутника-шара диаметром около 2 м на высоте 200 км эти помехи составляют величину порядка 5 г, а на высоте 1000 км — величину менее 0,1 г. Видно, как резко отличаются необходимые величины тяги до и после выведения на орбиту.

**Формула Циолковского.** На первый взгляд может показаться, что малая величина тяги, необходимая на космической орбите, вообще снимает проблему совершенствования двигателей. Однако это не так. Малая величина тяги реализуется в условиях очень длительной работы, измеряемой иногда годами<sup>2</sup>, в отличие от нескольких десятков минут работы двигателей ракеты-носителя. В результате суммарный импульс, вырабатываемый двигательной установкой КА, — произведение действующей силы на время работы двигательной установки — и масса израсходованного двигателями рабочего вещества могут быть весьма большими. Основной причиной появления ЭРД была необходимость получить большую скорость истечения реактивной струи из двигателя. Поясним, зачем это нужно.

Реактивная сила тяги  $F$ , получаемая при истечении в единицу времени массы  $m$  со скоростью  $u$ , равна  $tu$ .

<sup>1</sup> Разумеется, чем меньше эта сила, тем дольше длится маневр. Реально время маневра не бывает произвольным. Всегда существуют какие-либо ограничения на длительность маневра, но это уже другой вопрос.

<sup>2</sup> Такая длительность работы необходима, например, для поддержания требуемых параметров орбиты долгоживущего спутника.

Ускорение  $a$ , приобретаемое КА массой  $\mu$  в результате этого, составит  $a = \dot{m}u/\mu$ . Следовательно, одно и то же ускорение можно сообщить как при большом расходе  $\dot{m}$  и малой скорости истечения  $u$ , так и наоборот: при малом расходе, но большой скорости истечения. Малые скорости истечения невыгодны, поскольку в этом случае необходимо иметь на борту большой запас рабочего тела, так что доля полезной нагрузки в общем стартовом весе будет малой.

Этим рассуждениям можно придать более убедительную форму, если воспользоваться фундаментальной формулой Циолковского. Предполагая, что скорость истечения реактивной струи  $u$  постоянна и внешние силы отсутствуют, К. Э. Циолковский вывел следующую зависимость конечной массы ракеты  $\mu_k$  от начальной массы  $\mu_0$ , скорости истечения струи и достигнутой КА скорости  $v$ :

$$\frac{\mu_k}{\mu_0} = e^{-\frac{v}{u}}.$$

Формулу Циолковского, выведенную для предельно идеализированных условий, можно применять к любому полету (например, выведению КА на орбиту Земли или перелету Земля—Марс), если под  $v$  понимать некоторую условную величину, называемую характеристической скоростью. Оценки характеристических скоростей для некоторых вариантов космических полетов приведены в табл. 2.

Из формулы Циолковского следует, что резкое уменьшение конечной массы по сравнению с начальной происходит при  $v > u$  (см. табл. 2). Следовательно, важнейшим условием создания относительно легких (и соответственно дешевых) космических систем является увеличение скорости истечения  $u$ . Вся история создания современных реактивных двигателей — это прежде всего борьба за всемерное повышение эффективной скорости истечения реактивной струи.

**Возможности термохимических двигателей.** На начальном этапе развития космической техники единственно возможными и актуальными были термохимические ракетные двигатели, жидкостные или твердотопливные, поскольку только они при относительно малом

Таблица 2

Типичные характеристические скорости и отношения конечной массы ракеты к ее начальной массе для различных космических полетов

| Назначение полета   | Характеристическая скорость, км/с | $\frac{\mu_k}{\mu_0}$ ( $u = 3$ км/с) |
|---|-----------------------------------|---------------------------------------|
| Выведение КА на круговую орбиту вокруг Земли, высотой $h = 200$ км  | $\geq 9,5$                        | $\geq 0,04$                           |
| Перевод КА с орбиты $h = 200$ км на геостационарную орбиту $h = 36\,000$ км                               | 4                                 | 0,26                                  |
| Полет к Луне с захватом на орбиту высотой $h_{\text{Л}} = 200$ км с орбиты Земли $h_{\text{З}} = 200$ км  | 4                                 | 0,26                                  |
| Полет к Марсу с захватом на орбиту высотой $h_{\text{М}} = 200$ км с орбиты Земли $h_{\text{З}} = 200$ км | 5,7                               | 0,15                                  |
| Полет с орбиты Земли высотой $h_{\text{З}} = 200$ км к планетам юпитерианской группы:                     |                                   |                                       |
| а) к Юпитеру с захватом на орбиту высотой $h_{\text{Ю}} = 14\,000$ км                                     | 24                                | $3 \cdot 10^{-4}$                     |
| б) к Плутону без захвата на орбиту вокруг него  | 8,5                               | $6 \cdot 10^{-2}$                     |

весе могли развивать тягу, необходимую для вывода КА на орбиту. В соплах этих двигателей происходит разгон продуктов сгорания высококалорийных смесей. Существует простая формула для подсчета максимально достижимой скорости истечения струи для данного случая:

$$u_{\max} = \sqrt{2\chi kT / (\chi - 1)M}.$$

Здесь  $T$  — температура в камере сгорания,  $M$  — средняя масса молекул — продуктов реакции,  $\chi$  — так называемый показатель адиабаты<sup>1</sup>,  $k$  — постоянная Больцмана ( $1,38 \cdot 10^{-23}$  Дж/град). Значение скорости истечения струи, рассчитанное по этой формуле, соответствует к.п.д. двигателя, равному 100%.

<sup>1</sup> Для одноатомных газов  $\chi = 5/3$ , для двухатомных —  $7/5$ .

Как видно, скорость истечения струи прежде всего определяется начальной температурой  $T$  и средней массой молекул  $M$ . Физически это совершенно понятно, поскольку в сопле за счет столкновений молекул друг с другом их хаотическая (тепловая) энергия переходит в кинетическую энергию направленного движения. При этом одной и той же кинетической энергии соответствует тем бoльшая скорость, чем меньше масса молекул. Таким образом, выбирая топливо для термохимического двигателя, необходимо, с одной стороны, брать более калорийные смеси, а с другой — такие, продукты реакции которых обладают малым молекулярным весом.

В табл. 3 приведены некоторые наиболее эффективные комбинации «окислитель—горючее», соответствующие им максимальные скорости истечения продуктов реакции и достигаемые температуры.

Таблица 3

**Предельные скорости истечения и температуры в камере сгорания при использовании двухкомпонентного топлива**

| Окислитель — горючее | $u_{\max}$ , км/с | $T$ , °К |
|----------------------|-------------------|----------|
| Кислород — бензин    | 4,5               | 4600     |
| Кислород — водород   | 5,2               | 4200     |

Ни одно вещество при указанных в этой таблице температурах просто не существует в твердом состоянии (самый тугоплавкий элемент вольфрам плавится при 3670°К), так что возникает труднейшая проблема охлаждения двигателя. В результате этого и по некоторым другим причинам практически достигаемая скорость оказывается заметно ниже своего теоретического предела, указанного в таблице (сравните данные табл. 1 и 3). Сопоставляя величины достигаемой скорости истечения с приведенными выше значениями характеристических скоростей, мы видим, насколько, в общем, малы отношения  $u/v$ , а следовательно, насколько мала доля полезной нагрузки.

Итак, химической энергии, выделяющейся при сгорании ракетного топлива, не хватает, чтобы сообщить продуктам сгорания скорость истечения, соизмеримую с ти-



пичными характеристическими скоростями (10—50 км/с). Поэтому и создаются гигантские ракеты, у которых полезная нагрузка составляет всего единицы процентов от их стартовой массы. Вышеупомянутая ракета «Восток» выводит на геоцентрическую орбиту около 6 т груза (включая третью ступень ракеты), а «Сатурн-5» — не более 135 т. Ограниченность термохимических РД очевидна. Возникает вопрос: можно ли создать для ракет-носителей какие-либо другие, не термохимические двигатели, способные обеспечить высокую скорость истечения? Создание таких двигателей дало бы большой выигрыш в полезной нагрузке.

Но как только мы отказываемся от использования на ракете-носителе обычного химического двигателя, в котором рабочее вещество (топливо и окислитель) является одновременно и ускоряемой массой, и носителем энергии, мы сразу же сталкиваемся со сложнейшей задачей создания нового мощного источника энергии. Допустим, что мы захотели создать ракету-носитель на новых принципах. Даже если предположить, что вся энергия, вырабатываемая источником, идет на создание тяги, оказывается, что при скорости истечения 10 км/с для создания тяги в 1 кг необходима мощность 50 кВт, а при скорости истечения 50 км/с — 250 кВт. Таким образом, для старта космического корабля весом в несколько тонн с поверхности Земли необходимо будет иметь на его борту источник энергии гигантской мощности, от сотен тысяч до миллионов киловатт, причем вес такого источника должен быть меньше величины стартовой тяги. Создание столь мощной энергетики при тех же, а тем более меньших весах, чем имеют современные ракеты-носители, потребует колоссальных усилий и много времени.

Поэтому кажется маловероятным, что до 2000 г. удастся отказаться от химических двигателей для ракет-носителей.

Совсем другое дело — двигательные установки КА, выведенных на орбиту. Здесь, как правило, нужны двигатели малой тяги, мощность которых может измеряться немногими киловаттами и даже единицами ватт! Но при этом они должны обеспечивать большие скорости истечения. Пожалуй, наиболее универсальными и простыми двигателями, удовлетворяющими этим требованиям, являются ЭРД. Ведь если, например, ускорить

ион водорода посредством разности потенциалов всего в 1 В, то он получит скорость 15 км/с!<sup>1</sup>.

Выбор электрического источника энергии для двигателей прогрессивен еще и потому, что в электроэнергии нуждается многочисленная аппаратура, устанавливаемая на космических объектах. Таким образом, создание мощной электростанции на борту КА, оснащенного ЭРД, сразу «убивает двух зайцев», позволяя обеспечить электроэнергией как аппаратуру, так и двигательную установку КА.

## Особенности космических электрореактивных двигательных установок

---

Блок-схема такой установки содержит 4 элемента (рис. 1): собственно ЭРД (1), источники электропитания (2), баки с запасом рабочего тела и системой подачи его в двигатели (3) и систему управления (4). Отличие этой схемы от термохимических двигательных установок сводится к появлению специального источника электропитания.

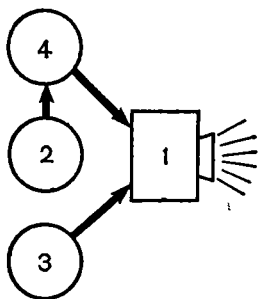


Рис. 1. Блок-схема космической электрореактивной двигательной установки: 1 — ЭРД; 2 — источник энергии; 3 — система подачи и хранения рабочего тела; 4 — система преобразования и управления

В данном разделе мы рассмотрим в общих чертах особенности лишь первых трех блоков космических электрореактивных двигательных установок.

<sup>1</sup> Для получения такой скорости истечения с помощью теплового разгона в сопле потребовалось бы нагреть водород до температуры не ниже 4500°К!

**Принципы ЭРД.** В основу всякого реактивного двигателя заложен некоторый процесс ускорения вещества (рабочего тела) с последующим его истечением. В ЭРД могут использоваться три механизма ускорения: тепловой, электростатический и электромагнитный.

**Тепловые ЭРД.** В этих двигателях электроэнергия служит лишь для подогрева рабочего тела, а его ускорение осуществляется так же, как и в обычных ракетных двигателях, т. е. за счет перепада газокINETического давления. Различают два типа тепловых ЭРД: электронагревные, в которых организован косвенный нагрев рабочего тела (рис. 2,а), и электродуговые, в которых источником тепла служит дуговой разряд, зажигаемый непосредственно в парах рабочего тела (рис. 2,б).

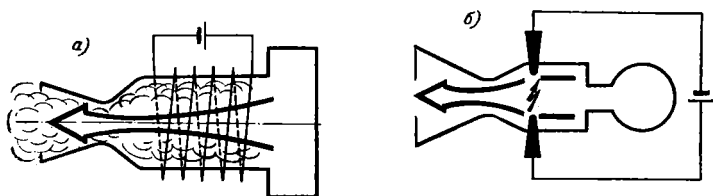


Рис. 2. Электротермические двигатели: а — схема электронагревного двигателя; б — схема электродугового двигателя

Способность электродуговых ЭРД дать заметный выигрыш в скорости истечения по сравнению с обычными термохимическими РД достаточно очевидна — температура дуги может быть значительно больше температуры стенок двигателя. Так, если предельно допустимая температура стенок равна примерно  $3300^{\circ}\text{K}$ , то температура в дуге может быть в несколько раз выше. Это дает увеличение скорости истечения.

Может показаться, что электронагревный РД, в котором осуществляется косвенный подогрев рабочего тела, не может дать выигрыша в скорости истечения. На самом деле это не так, поскольку ряд веществ (водород  $\text{H}_2$ <sup>1</sup>, аммиак  $\text{NH}_3$ , пары лития и другие) имеют молекулярный вес значительно ниже, чем, например, вода ( $\text{H}_2\text{O}$ ) или углекислый газ ( $\text{CO}_2$ ), которые образуются при сгорании топлив. Так появляется возможность соз-

<sup>1</sup> При температуре порядка  $2500^{\circ}\text{K}$  скорость истечения молекулярного водорода близка к  $10$  км/с.

дать двигатели с большой скоростью истечения. Но не только это обстоятельство привлекает конструкторов. Исключительная простота электронагревного ЭРД обеспечивает высокую надежность двигательной установки, ее хорошую регулируемость, способность выдерживать большое число включений двигателя. Все это — весьма важные достоинства. Наконец, по сравнению с другими типами ЭРД электронагревные ЭРД требуют минимальных энергетических затрат на единицу тяги, которые можно снизить еще больше, используя в качестве рабочих тел вещества, разлагающиеся при нагревании с выделением тепла (например, гидразин  $N_2H_4$ ). В результате на сегодняшний день именно электронагревные, а не электродуговые ЭРД оказались наиболее актуальными

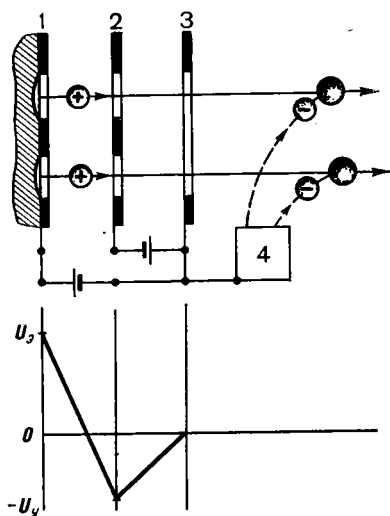


Рис. 3. Схема ионного двигателя и распределение потенциала: 1 — эмиттер; 2 — ускоряющий электрод; 3 — экран; 4 — нейтрализатор

в семействе электротепловых двигателей. Исключение составляют импульсные электротермические двигатели малой мощности.

*Электростатические ЭРД.* Работа этих двигателей сводится к ускорению заряженных частиц одного знака электрическим полем. Наиболее перспективными вариантами этих двигателей являются ионные двигатели<sup>1</sup>, в которых ускоряются положительно заряженные ионы.

Принципиальная схема ионного двигателя (рис. 3) включает 4 основных узла: источник ионов (эммиттер),

<sup>1</sup> Существуют также схемы электростатических двигателей, в которых вместо ионов ускоряются мелкие (порядка микрона и меньше) заряженные капли жидкости или пылинки. Такие двигатели получили название коллоидных. Пока они находятся в стадии предварительной разработки, и мы не будем подробно на них останавливаться.

ускоряющий электрод, внешний электрод (или экран) и катод-компенсатор (его называют также нейтрализатором). Нейтрализатор и внешний электрод заземлены на корпус КА, электрический потенциал которого близок к потенциалу космического пространства (этот последний мы примем условно за нуль); эмиттер находится под положительным потенциалом  $+U_a$ , а ускоряющий электрод под отрицательным потенциалом  $-U_y$ .

Работает ионный двигатель следующим образом. Рабочее тело в виде газа или пара поступает в эмиттер, в котором атомы рабочего тела ионизируются с образованием положительно заряженных ионов. Выходя с поверхности эмиттера в так называемый ускоряющий промежуток (зазор между эмиттером и ускоряющим электродом), ионы<sup>1</sup> попадают в ускоряющее их электрическое поле и ускоряются в нем, подобно лыжнику, скатывающемуся с горы. Приращение кинетической энергии каждого иона равно проходимой им разности потенциалов (высота «горы»), умноженной на заряд иона. Ускоряемые ионы пролетают сквозь отверстия в ускоряющем электроде и, несколько замедляясь (за ускоряющим электродом ионы уже «поднимаются» на «гору» меньшей высоты), движутся к экрану, пролетая сквозь отверстия которого они выходят за срез двигателя.

Электроны, оставшиеся в эмиттере после ионизации, «оббегают» электрическую цепь (см. рис. 3) и поступают в нейтрализатор, который «поливает» электронами выходящий поток ионов. Если этого не сделать, то КА в процессе работы ионного двигателя приобретет избыточный отрицательный заряд (ионы улетают, но электроны остаются на КА!) и начнет заворачивать назад вылетающие ионы, не давая им возможности уйти, унести свой импульс, а следовательно, и создать тягу. Поэтому необходимо все время выбрасывать лишние электроны. Это и делает нейтрализатор. Очевидно, электронный ток из нейтрализатора должен быть в точности равен току ионов, покидающих КА.

Зачем же на ускоряющий электрод подается отрицательный потенциал, не сказывающийся в конечном счете на ускорении ионов? Он является препятствующей «горой» для электронов из нейтрализатора (их энергия мала по сравнению с энергией ионов) и не дает им воз-

---

<sup>1</sup> Выходу электронов препятствует электрическое поле.

возможности проникнуть в ускоряющий промежуток. В противном случае нарушится процесс нейтрализации, а электроны (заряд-то у них отрицательный!), набирая большую энергию, начнут бомбардировать эмиттер.

В «идеальном» ионном двигателе все ионы, выходящие из эмиттера, должны пролетать сквозь отверстия или щели в ускоряющем электроде. Необходимо, следовательно, не только ускорить ионы, но и сфокусировать ионный поток, создавая в ускоряющем промежутке соответствующим образом подобранное пространственное распределение электрического поля.

Скорость истечения  $u$  ионов массой  $M$  из ионного двигателя определяется полной разностью потенциалов  $U$ , пройденной ионами. Очевидно  $Mu^2/2 = eU$ . Если речь идет об однозарядных ионах (элементарный заряд  $e$  равен  $1,6 \cdot 10^{-19}$  Кул), то  $u$  (м/с)  $= 10^5 \sqrt{U/50A}$ , где  $U$  — напряжение в вольтах,  $A$  — атомный вес иона. Таким образом, при прохождении разности потенциалов 50 В ионы водорода ( $A=1$ ) покидают ионный двигатель со скоростью 100 км/с!

Наличие в ускоряющем промежутке частиц одного знака приводит к своеобразному самоограничению плотности ионного тока, которую можно получить с поверхности эмиттера (эффект экранировки эмиттера объемным зарядом ионов). Хорошо известно аналогичное явление ограничения объемным зарядом электронного тока в радиолампах. В силу указанного ограничения плотность тяги (отношение силы тяги к площади поперечного сечения ионного пучка) в ионном двигателе пропорциональна квадрату приложенной разности потенциалов<sup>1</sup>. В частности, для создания весьма умеренной плотности тяги в  $0,1$  г/см<sup>2</sup> необходимо наложить электрическое поле напряженностью  $\sim 15$  кВ/см. Разумеется, такое поле требуется создать лишь в узком ускоряющем промежутке, так что ускоряющее напряжение оказывается не чрезмерно большим.

*Электромагнитные ЭРД.* Наиболее универсальными и, по-видимому, наиболее перспективными являются электромагнитные реактивные двигатели. Их работа

---

<sup>1</sup> Точнее, при хорошо сфокусированном пучке ионов  $f = 4,4 \cdot 10^{-10} E^2$ , где  $f$  — средняя плотность тяги (г/см<sup>2</sup>),  $E$  — средняя напряженность электрического поля (В/см). В единицах CGSE  $f = E^2/8\pi$ .

основана на взаимодействии магнитного поля с электрическим током, текущим поперек поля (рис. 4). В результате такого взаимодействия возникает амперова сила. Для линейного проводника с током эта сила, выраженная в граммах, равна<sup>1</sup>:

$$F = 10^{-4} lIB,$$

где  $I$  — сила тока в проводнике в амперах,  $l$  — его длина в сантиметрах,  $B$  — индукция магнитного поля в гауссах. Возьмем токонесящий проводник длиной 10 см,

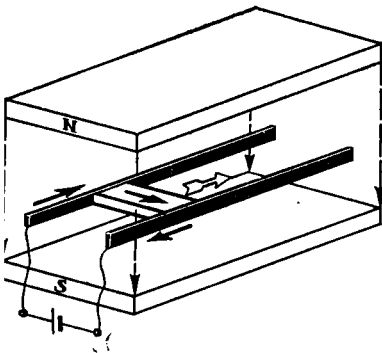


Рис. 4. Схема рельсового электромагнитного двигателя

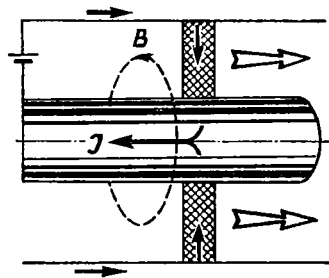


Рис. 5. Схема коаксиального электромагнитного двигателя

расположенный перпендикулярно магнитному полю. Если по проводнику течет ток силой 25 А, а напряженность магнитного поля равна 200 Гс, то действующая на проводник сила равна 5 г. При токе 5000 А и поле 100 Гс эта сила будет равна 0,5 кг, а при токе 10 000 А и поле 1000 Гс — 10 кг.

Скорости истечения, которые могут приобрести атомы (ионы) рабочего тела под воздействием указанных сил, зависят, очевидно, от той массы, на которую эти силы действуют. Для первого набора ( $I, B$ ) характерный массовый расход рабочего вещества  $\dot{m}$  составляет 1 мг/с, при этом скорость истечения порядка 50 км/с.

<sup>1</sup> Формула дана для наиболее интересного случая, когда ток и поле взаимно перпендикулярны. Амперова сила направлена перпендикулярно как электрическому току, так и магнитному полю.

Для второго набора характерный массовый расход равен 100 мг/с, соответственно скорость истечения — также порядка 50 км/с. Аналогичные оценки можно сделать и для третьего случая.

Приведенная выше схема электромагнитного ускорения есть, по сути, схема импульсного двигателя с внешним магнитным полем, который периодически сбрасывает токонесущие перемычки. Очевидно, что обеспечить средний секундный расход порядка 1 мг/с при скорости истечения 20—50 км/с с помощью жестких (например, металлических) перемычек — задача нереальная. На самом деле такая перемычка должна состоять из проводящего газа, т. е. из плазмы, содержащей большее или меньшее количество заряженных частиц (ионов и электронов). Во многих плазменных ЭРД степень ионизации плазмы близка к 100%. Итак, жесткие перемычки необходимо заменить плазменными. Поэтому электромагнитные ЭРД всегда плазменные.

Электромагнитные двигатели могут быть не только импульсными, но и стационарными. Для этого необходимо организовать стационарное электропитание и непрерывную подачу рабочего тела в межэлектродный промежуток. Большинство электромагнитных двигателей как раз стационарного типа. Можно отказаться и от внешнего магнитного поля, если пропускать через плазменную перемычку большой ток (порядка 10 кА и больше). В этом случае собственное магнитное поле протекающего тока будет измеряться сотнями и тысячами гауссов и вполне может заменить внешнее поле.

Плазменным ускорителям с собственным магнитным полем обычно придают коаксиальную форму (рис. 5). В коаксиальном ускорителе протекающий по центральному электроду ток создает азимутальное магнитное поле, которое, взаимодействуя с радиальным электрическим током в плазме, создает амперову силу, разгоняющую плазменную перемычку. Так работают стационарные высокоточные торцевые и импульсные плазменные двигатели.

Можно показать, что в электромагнитных двигателях с собственным магнитным полем плотность тяги пропорциональна квадрату напряженности магнитного поля<sup>1</sup>:  $f = 4 \cdot 10^{-5} B^2$ , так что для создания плотности

---

<sup>1</sup> В системе CGSE  $f = B^2/8\pi$ .



тяги  $0,1 \text{ г/см}^2$  необходимо создать магнитное поле напряженностью всего в 50 Гс. Эквивалентное электрическое поле в ионных двигателях равно целых  $15 \text{ кВ/см!}$  Поэтому не удивительно, что плотность тяги в электромагнитных двигателях может быть гораздо выше, чем в электростатических двигателях<sup>1</sup>.

В заключение отметим, что, кроме использованной выше классификации ЭРД по принципу ускорения (тепловому, электростатическому и электромагнитному), бывает удобно пользоваться классификацией по состоянию вещества в канале двигателя. Тогда мы будем иметь газодинамические (электронагревные), ионные, плазменные (электродуговые и электромагнитные) двигатели.

**Энергетические характеристики ЭРД.** При анализе работы ЭРД, наряду с величинами тяги и скорости истечения (или удельного импульса), важную роль играют энергетические параметры ЭРД.

Рассмотрим энергетический баланс ЭРД. Мощность  $P_F$ , идущую на создание тяги, можно подсчитать следующим образом. Припишем каждому атому массой  $M$ , вылетающему со средней скоростью  $u$ , «среднюю» кинетическую энергию  $Mu^2/2$ . Считая работу ЭРД стационарной и умножив эту величину на число вылетающих в секунду атомов, получим искомое соотношение:  $P_F = \dot{m}u^2/2 = Fu/2$ . Разделив  $P_F$  на полную подводимую к ЭРД электрическую мощность  $P$ , получим величину, называемую «тяговым к.п.д.»:  $\eta_F = Fu/2P$ .

Другим важным показателем является «энергетический к.п.д.», равный отношению мощности  $P_c$ , уносимой струей, к полной потребляемой мощности:  $\eta_a = P_c/P$ . Легко видеть, что тяговый к.п.д.  $\eta_F$  всегда меньше энергетического. Связано это с тем, что кинетическая энергия атомов выходящей струи складывается как из энер-

<sup>1</sup> Мы ограничились рассмотрением лишь «электродных» ЭРД, в которых энергия подводится с помощью двух (или большего числа) электродов. Кроме такого рода систем, были предложены также индукционные двигатели, в которых энергия подводится к рабочему телу с помощью электромагнитной индукции; СВЧ-двигатели, в которых носителями энергии являются сантиметровые радиоволны; неизотермические двигатели, в которых энергия подводится с помощью электронных пучков и т. д. Однако эти системы только начинают разрабатываться.

гии направленного движения, так и из тепловой энергии. В результате не все частицы рабочего тела имеют на выходе из ускорителя одинаковую по величине и направлению скорость.

Одной из важнейших характеристик ЭРД является цена тяги  $\gamma$ , определяемая как отношение подводимой мощности  $P$  к величине силы тяги  $F$ :  $\gamma = P/F$ . Цена тяги показывает, сколько мощности потребляет ЭРД для создания единицы силы тяги. Чем меньше эта величина, тем меньше то количество энергии, которое приходится «платить» за создание тяги. Величину  $\gamma$  можно записать в другом виде:  $\gamma = u/2\eta_F$ . Таким образом, при постоянном  $\eta_F$  цена тяги растет с ростом скорости истечения.

В импульсных двигателях в качестве характерных величин берутся осредненные по времени массовый расход  $\bar{m}$ , сила тяги  $\bar{F}$ , скорость истечения  $\bar{u}$ , равная отношению  $\bar{F}/\bar{m}$ , и т. д. Энергетический к.п.д. определяется как отношение энергии, вложенной за импульс в струю, к полной энергии, вложенной за импульс.

**Обеспечение ЭРД энергией и рабочим телом.** В настоящее время основным источником электроэнергии на борту КА являются солнечные фотоэлементы. Еще год-два тому назад мощность солнечных батарей КА не превышала 1—2 кВт. Но в 1973 г. на орбиту спутника Земли была выведена космическая лаборатория «Скайлэб», солнечные батареи которой обеспечивали уровень мощности около 15 кВт.

Основой солнечных батарей являются полупроводниковые кремниевые фотоэлементы. Отдельные фотоэлементы собираются в панель. Величина к.п.д. стандартных солнечных фотопанелей около 10%. Поскольку вблизи Земли на панель с фотоэлементами падает солнечный поток мощностью 1,3 кВт/м<sup>2</sup>, с квадратного метра панели можно получить 100—150 Вт электроэнергии. Правда, такую мощность можно получить при строгой ориентации батарей перпендикулярно направлению распространения солнечных лучей и лишь в начале эксплуатации; через 6—12 мес. из-за «старения» фотоэлементов к.п.д. снижается до 5—6%, после чего он может не изменяться в течение нескольких лет.

Таким образом, для получения 1 кВт электрической

мощности необходимо около 20 м<sup>2</sup> панелей, которые имеют вес порядка 100 кг<sup>1</sup>. В настоящее время ведутся весьма интенсивные работы по совершенствованию фотоэлементов как в направлении увеличения их к.п.д., так и в направлении снижения веса панелей. В лабораториях уже имеются образцы фотоэлементов с к.п.д. на уровне 16—18%! Достигнут успех и в деле уменьшения веса путем уменьшения толщины фотоэлементов и панелей. Разрабатываются фотопанели в виде тонких пленок, толщиной менее 0,1 мм. Вес такой панели, выдающей 1 кВт электрической мощности, уменьшен до 15 кг и продолжает снижаться. Естественно ожидать, что в ближайшее время энергообеспечение КА резко возрастет, и мощность бортовых источников в несколько киловатт станет достоянием рядовых спутников. Будучи в высшей степени перспективной, солнечная энергетика тем не менее не в состоянии обеспечить решение целого ряда задач, которые могут быть поставлены перед КА с электрореактивными двигательными установками. К ним относятся полеты КА на низких орбитах, где велико аэродинамическое сопротивление, будущие пилотируемые межпланетные полеты на кораблях с двигателями большой мощности, измеряемой многими тысячами киловатт, а также полеты к далеким планетам Солнечной системы (Юпитер и далее), где плотность солнечной энергии слишком мала. Поэтому, наряду с фотоэлементами, большое внимание уделяется созданию космической ядерной энергетике. Это гораздо более компактный и автономный источник энергии для КА. Разработаны и созданы радиоизотопные генераторы на базе атомных реакторов, в которых тепло, выделяющееся при ядерных реакциях, преобразуется с помощью термоэлементов в электроэнергию. Однако пока это сравнительно маломощные и тяжелые устройства с низким к.п.д.

Следующий вопрос, который возникает в связи с функционированием космических электрореактивных двигательных установок, это вопрос обеспечения ЭРД рабочим телом. В настоящее время и в ближайшем бу-

<sup>1</sup> К этому весу добавляется вес буферных аккумуляторных батарей, которые необходимы для низколетающих спутников, заходящих в тень Земли, а также вес систем ориентации батарей. Электропитание осуществляется от аккумуляторных батарей, которые заряжаются от солнечных батарей в то время, когда спутник освещается Солнцем, и являются, таким образом, «буфером», сглаживающим неравномерность выработки электроэнергии на борту спутника.

душем его придется брать с собой с Земли. В дальнейшем, вследствие начинающегося уже сейчас развития космической технологии, оно, по-видимому, будет получаться прямо в космосе за счет переработки старых КА, материала астероидов, лунных и планетных грунтов. Ведь химическая природа рабочего тела для ЭРД не очень существенна: оно выступает лишь в роли ускоряемой инертной массы. Подача рабочего тела в ЭРД имеет по сравнению с ЖРД свою специфику, связанную как с особенностями рабочих тел, так и с малыми расходами. Ниже мы отметим некоторые используемые сейчас методы.

## Современные типы ЭРД

---

К настоящему времени в литературе описано большое количество различных вариантов ЭРД. Но, как мы уже отмечали, существуют лишь три основных типа: электронагревные, ионные и плазменные ЭРД.

Здесь будут рассмотрены конкретные примеры каждого типа двигателей, но прежде чем перейти к их рассмотрению, остановимся вкратце на истории ЭРД.

**Немного истории.** Впервые идея об использовании электричества для создания реактивной тяги была высказана К. Э. Циолковским в его статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами», опубликованной в 1911 г. Циолковский писал:

«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, как мы говорили, в 4000 раз<sup>1</sup> меньше массы атома гелия, а скорость достигает 30—100 тыс. км/с, т. е. она в 6—20 тыс. раз больше скорости обыкновенных продуктов горения, вылетающих из нашей реактивной трубы».

Так была сформулирована идея ЭРД.

Серьезное внимание обратил на электрореактивные двигатели Герман Оберт, выдающийся немецкий специалист в области ракетной техники. В его книге «Путь в

---

<sup>1</sup> На самом деле приблизительно в 7500 раз.

мировое пространство», изданной в 1929 г., целая глава посвящена ЭРД. Оберт первым указал на то, что получаемая таким способом тяга будет очень малой, но при достаточно длительной работе двигателя можно ускорить ракету до больших скоростей.

В 1929 г. в Ленинграде были начаты первые в мире работы по конструированию ЭРД. Советский ученый В. П. Глушко — основоположник отечественного ракетного двигателестроения, ныне академик — предложил и исследовал первый импульсный электротермический двигатель, в котором рабочее вещество, подаваемое в рабочую камеру порциями, в твердом или жидком виде, нагревалось до очень высоких температур с помощью электровзрыва, для чего через рабочее вещество производился мощный электрический разряд с помощью конденсаторной батареи, а затем истекало через сопло (рис. 6).

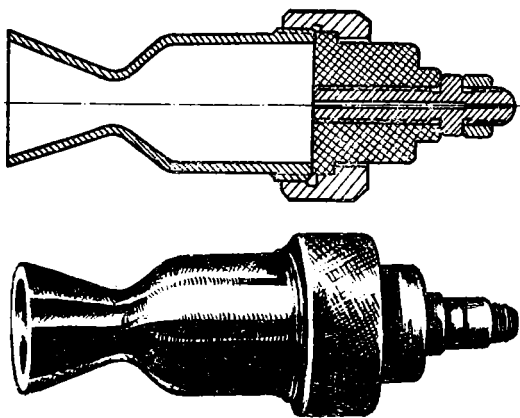


Рис. 6. Электротермический двигатель конструкции В. П. Глушко

Интенсивное развитие ЭРД началось, однако, лишь в середине 1950-х годов. Мощным толчком к этому послужили, с одной стороны, огромные успехи в освоении космоса, а с другой — развитие в связи с проблемой создания управляемого термоядерного синтеза новой отрасли физики — физики высокотемпературной плазмы. И вот сначала в Советском Союзе, а затем в США по-

являются электромагнитные «рельсовые»<sup>1</sup>, а затем и коаксиальные плазменные инжекторы (см. рис. 4), в которых плазменные сгустки приобретали скорость до 100 км/с.

Выдающиеся советские физики И. В. Курчатов и Л. А. Арцимович, возглавлявшие исследования в области физики плазмы в СССР, обратили самое серьезное внимание на развитие работ по ЭРД. Горячую поддержку этим работам оказал и С. П. Королев.

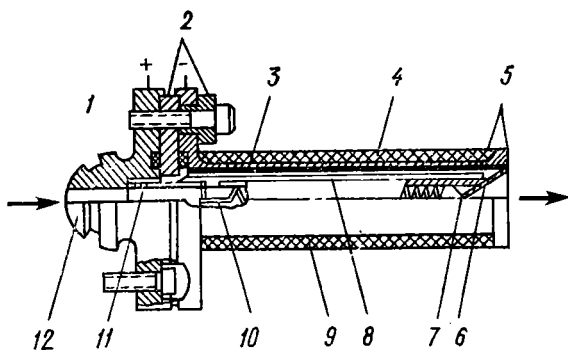


Рис. 7. Электронагревный двигатель со спиральным нагревателем: 1 — уплотнения; 2 — изоляторы; 3 — вакуум; 4 — внешний корпус; 5 — сварка электронным лучом; 6 — рениевое сопло; 7 — керамическая проставка; 8 — рениевая трубка; 9 — изоляция; 10 — рениевая спираль нагревателя; 11 — электрическое соединение и компенсация теплового расширения; 12 — направляющий фланец

Благожелательная атмосфера, созданная в Советском Союзе для работ по ЭРД, быстро принесла свои плоды. В 1964 г. советские импульсные ЭРД вышли в космос. В Советском Союзе были проведены космические испытания ионных (1966 г.) и стационарных плазменных (1972 г.) двигателей. Интенсивные космические испытания ЭРД различных типов начались также в США. Подробнее об этом мы расскажем в следующем разделе.

**Электронагревные двигатели.** Принципиальная схема этих двигателей была описана выше. В настоящее вре-

<sup>1</sup> В 1957 г. была опубликована статья Л. А. Арцимовича, С. Ю. Лукьянова, И. М. Подгорного и С. А. Чуватина, в которой впервые описывались эксперименты по электродинамическому ускорению сгустков плазмы.

мя электронагревные ЭРД, называемые в зарубежной литературе «резистоджет», разрабатываются на мощность от единиц ватт до нескольких киловатт для целей ориентации и коррекции КА.

На рис. 7 показан электронагревный двигатель со спиральным нагревателем из рения, который был изготовлен на тягу 9 г и работал на аммиаке. Нагреватель работал при температуре около  $1000^{\circ}\text{K}$ . У этого двигателя удельный импульс равен 200 с, цена тяги составляет всего 15,4 Вт/г, а тяговый к.п.д. достигает 52%. Диаметр критического сечения сопла двигателя, сделанного из рения, равен 0,76 мм.

В настоящее время создаются более мощные электронагревные ЭРД с высокой температурой нагревателя (около  $2500^{\circ}\text{K}$ ). Разработана и испытана в лаборатории модель двигателя на тягу 66 г при удельном импульсе 800 с, потребляющая мощность 3 кВт (цена тяги 45,5 Вт/г) и работающая на водороде.

Хотя удельный импульс электронагревного ЭРД и может быть выше, чем в ЖРД, но все же он значительно ниже, чем в других типах ЭРД. Рекордно низкая, по сравнению с другими ЭРД, цена тяги у этих двигателей может в ряде случаев иметь решающее значение при выборе этого типа ЭРД для сравнительно короткоживущих КА, если запас энергии на борту КА весьма ограничен.

**Ионные двигатели.** *Ионизация вещества.* Если в электронагревном ЭРД вещество в области ускорения (сопло) остается неионизованным, то в ионных двигателях ситуация резко отличная. Здесь в зоне ускорения находятся только электрически заряженные частицы — ионы одного знака (см. рис. 3). Существующие ионные двигатели различаются между собой прежде всего методом «приготовления» ионов, т. е. ионизационными камерами.

Напомним, что процесс ионизации нейтрального атома сводится либо к отрыву от него электрона, либо, наоборот, к присоединению электрона. В настоящее время в ЭРД используется только первая схема ионизации. Энергия, необходимая для отрыва электрона, характеризуется «потенциалом ионизации»  $\phi_i$ , который измеряется в вольтах. Сама же энергия, необходимая для ионизации одного атома, равна элементарному заряду, умноженному на потенциал ионизации. Потенциалы ионизации наиболее часто применяемых в ЭРД веществ

следующие: Li — 5,4 В; Cs — 3,9 В; Hg — 10,5 В; Xe — 12 В.

Для современных ЭРД представляют интерес два ионизационных механизма. Первый из них — это ионизация электронным ударом, когда достаточно энергичный электрон ударяет по атому и выбивает из него другой электрон. Однако электроны при ударе об атом не обязательно его ионизируют. Они могут упруго отразиться или только возбудить атом. Все это приводит к тому, что реальные затраты на образование иона значительно превосходят потенциал ионизации и в тщательно отработанных системах составляют обычно величину порядка 50—100 эВ на ион. Энергию, необходимую для получения одного иона, называют ценой иона<sup>1</sup>.

Второй способ ионизации — это ионизация атомов при контакте их с твердым телом. Она имеет место, когда работа выхода электрона  $W$  (т. е. энергия отрыва электрона от поверхности эмиттера) больше работы (энергии) ионизации данного атома. Для вольфрама  $W = 4,5$  эВ, а для цезия работа ионизации равна 3,9 эВ. Поэтому вольфрам как бы «всасывает» в себя электрон атома цезия, превращая его в ион. Образовавшийся ион остается некоторое время на поверхности вольфрама, пока «дрожашая» за счет теплового движения поверхность не сбросит его. Из этой картины поверхностной ионизации непосредственно следует, что эмиттер (в данном случае вольфрам) должен быть подогрет. В противном случае он покроется слоем прилипших ионов цезия, и работа выхода поверхности резко уменьшится, а ее ионизационная способность исчезнет. Оказывается, для пары вольфрам—цезий рабочая температура поверхности должна быть около 1500°К. В связи со сказанным ионные двигатели делятся на две группы: с объемной ионизацией (ПИД) и с контактной ионизацией (КИД).

*Ионные двигатели с объемной ионизацией.* Источником ионов в двигателях с объемной ионизацией является плазма, создаваемая разрядом между анодом и катодом в специальной газоразрядной (ионизационной) камере. Поэтому этот тип ЭРД называется плазменно-ионным двигателем.

---

<sup>1</sup> Таким образом, для получения ионного тока в 1 А при цене 100 эВ/ион требуется мощность 100 Вт.



Рассмотрим типичный плазменно-ионный двигатель конструкции Г. Кауфмана (рис. 8). Связки из этих двигателей предполагается использовать для маршевых задач<sup>1</sup> в американской космической программе SEP, о которой мы расскажем в последнем разделе. Ионизационная камера двигателя (эмиттер) имеет форму цилиндра,

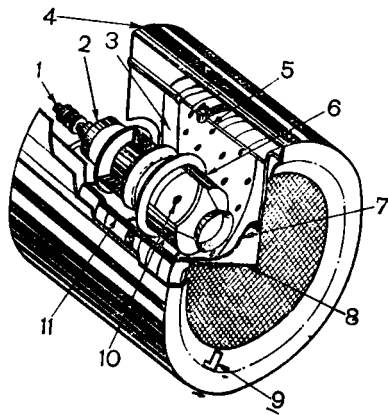


Рис. 8. Схема плазменно-ионного двигателя: 1 — испаритель; 2 — изолятор; 3 — подача пара ртути; 4 — электростатическая защита; 5 — анод; 6 — полюс магнита; 7 — сетка разрядной камеры; 8 — ускоряющий электрод; 9 — нейтрализатор; 10 — катод; 11 — постоянный магнит

на одном торце которого смонтирован полый катод; стенки цилиндра являются анодом, а противоположный торец, примыкающий к ускоряющему промежутку выполнен в виде сетки, сквозь отверстия которой ионы плазмы «вытягиваются» электрическим полем в ускоряющий промежуток. Внутри камеры с помощью магнитов создается продольное (а точнее, имеющее форму граммофонной трубы) магнитное поле. Сетка эмиттера и ускоряющий электрод сделаны вогнутыми во избежание локального изменения ширины зазора ускоряющего промежутка из-за температурных деформаций конструкции. Внешним электродом (экраном) служит корпус двигателя, на нем смонтирован нейтрализатор. Двигатель и нейтрализатор работают на ртути, хранящейся в специальных баках (отдельно для двигателя и для нейтрализатора). Ртуть, поступающая в двигатель по трубке, проходит сквозь вкладыш испарителя из пористого

<sup>1</sup> Задачи, возлагаемые на РД в космосе, можно разделить на четыре категории: коррекция орбиты КА, ориентация КА в пространстве, стабилизация орбиты КА и маршевые маневры — выведение КА на заданную орбиту и переход КА с одной орбиты на другую.

вольфрама, затем пары ртути через пористый изолятор попадают в высоковольтную часть двигателя. Распределитель подает часть пара (примерно 10% от общего количества) в полый катод, остальной пар вводится через отверстия в торце, на котором смонтирован катод, прямо в камеру. При подаче разрядного напряжения между катодом и анодом камеры зажигается разряд. Образующиеся электроны, соударяясь с нейтральными атомами рабочего тела, ионизируют их. Так образуется плазма. Магнитное поле создается для уменьшения потерь ионов и электронов вследствие их высаживания на стенки камеры. Полый катод — нейтрализатор, внутри которого также горит разряд, поставляет плазму. Электроны плазмы по плазменному «мостику» попадают в вылетающий пучок ускоренных ионов и нейтрализуют его.

Диаметр ионизационной камеры двигателя равен 30 см. В целом двигатель весит около 7 кг и потребляет мощность 2,75 кВт. Сила тока ионного пучка равна 2 А. Двигатель в номинальном режиме работы (потенциал эмиттера +1 кВ, потенциал ускоряющего электрода — 0,5 кВ) развивает тягу 13,5 г при удельном импульсе 3000 с и тяговом к.п.д. 73% (цена тяги 200 Вт/г, цена иона 250 эВ/ион). Двигатель может также работать при уровне мощности  $\frac{3}{4}$  и  $\frac{1}{2}$  от номинального значения при тяговых к.п.д. 71,5% и 67% и удельных импульсах 2970 и 2810 с соответственно. Расчетный ресурс (полное время работы) двигателя равен 10 000 ч. В перспективе предполагается повысить ресурс до 20 000 ч при некотором увеличении удельного импульса (до 4000—5000 с), и в качестве рабочего тела использовать ксенон, гораздо более удобный, чем ртуть, в хранении и использовании на борту КА. Предварительные испытания показали, что характеристики двигателя при работе на ксеноне почти не изменяются.

*Ионные двигатели с контактной ионизацией.* По самому способу получения ионов для работы такого двигателя необходимо определенное сочетание рабочего тела с материалом эмиттера (см. выше). Наиболее часто используется пара: цезий (рабочее тело) — вольфрам (материал эмиттера). Конструктивно эмиттер ионов делается в виде пластины из пористого вольфрама; сквозь поры пропускается пар цезия. Наилучшие результаты дает применение эмиттеров с упорядоченной структу-

рой, получаемых путем спекания вольфрамового порошка, состоящего из шариков определенного (порядка микрона) диаметра. Коэффициент переработки атомов цезия в ионы при использовании таких эмиттеров очень высок, он близок к 100%. Большим достоинством двигателя с контактной ионизацией является отсутствие громоздкой ионизационной камеры с достаточно «капризным» разрядом. Кроме того, поверхность, испускающая ионы, жесткая, а не подвижная, как в плазменно-ионном двигателе. Это резко улучшает регулировочные характеристики двигателя.

Однако у пористого эмиттера есть существенные недостатки. Во-первых, даже при сравнительно низкой для вольфрама рабочей температуре эмиттера, порядка 1500°K в процессе работы происходит дальнейшее спекание эмиттера и зарастание пор, поэтому ресурс ионного двигателя с контактной ионизацией оказывается более ограниченным, чем ресурс плазменно-ионного двигателя. Во-вторых, на нагрев довольно массивного и интенсивно излучающего эмиттера уходит много энергии, вследствие этого цена иона возрастает (до 1000—3000 эВ/ион), а к.п.д. двигателя падает. В отличие от достоинств, указанные недостатки носят, по-видимому, временный характер.

На сегодняшний день ионные двигатели с контактной ионизацией представляют интерес только в микродвигательном варианте, когда абсолютные затраты энергии на нагрев эмиттера невелики. Примером является американский микродвигатель фирмы «ЭОС», испытывавшийся в космосе на спутнике ATS-4. Цезий из резервуара по стержню из пористого никеля поступает к испарителю, а затем к одноячеечному эмиттеру. Кольцевой медный ускоряющий электрод разделен на четыре секции так, что, подавая дополнительное напряжение на две противоположные секции, можно отклонять ионный пучок приблизительно на 10° в двух взаимоперпендикулярных направлениях. На внешнем электроде крепятся два термоэлектронных нейтрализатора: основной и резервный. Источником электронов в нейтрализаторе является накаливаемая проволока из тантала с 5%-ной добавкой иттрия. Потенциал эмиттера +3000 В, ускоряющего электрода —2000 В, ток пучка ионов около 1 мА. Двигатель с системой подачи и системой преобразования напряжения весит менее 2,7 кг. Он рассчитан на 4 номи-

нальных режима работы. Приведем параметры одного из них: тяга — 9 мг, потребляемая мощность — 26 Вт, удельный импульс — 6700 с, тяговый к.п.д. — 14,6%. Потребляемая эмиттером мощность равна 10 Вт, нейтрализатор потребляет 3,5 Вт. Коэффициент переработки рабочего тела близок к 100%.

Подводя итог всему сказанному, отметим, что проделанная большая работа по конструированию, созданию и оптимизации плазменно-ионных двигателей увенчалась успехом: современные плазменно-ионные двигатели имеют высокие характеристики и работают весьма стабильно и надежно. Но создание контактных ионных двигателей с высокими характеристиками остается делом будущего.

**Плазменные двигатели.** Плазма — что смесь нейтральных атомов, ионов и электронов. При этом с большой степенью точности зарядовые концентрации<sup>1</sup> ионов и электронов в плазме равны друг другу. Поэтому говорят, что плазма квазинейтральна. Благодаря наличию подвижных заряженных частиц, плазма является хорошим проводником электрического тока.

Плазменные двигатели совмещают в себе черты электронагревных (газодинамических) и ионных двигателей. С первыми их роднит квазинейтральность ускоряемой среды, а со вторыми — использование электромагнитных сил для ускорения.

Ускорение плазмы может осуществляться как за счет тепловой энергии плазмы (т. е. за счет перепада давления), так и за счет амперовой силы. Соответственно, будем различать электротермические и «электромагнитные» плазменные двигатели. Между этими классами нет четкой границы, и многие конкретные двигатели (как, например, торцевые и импульсные плазменные двигатели) могут при изменении уровня мощности переходить с термического режима в электромагнитный.

Представлениями о двух указанных механизмах ускорения целесообразно пользоваться, как правило, в тех случаях, когда плотность плазмы велика или, точнее, когда длина свободного пробега частиц плазмы между столкновениями мала по сравнению с характерными размерами зоны ускорения. Если это условие не выпол-

---

<sup>1</sup> Т. е. произведения концентрации частиц данного сорта на их заряд, выраженный в единицах элементарного заряда.

няется, то обычно удобнее рассматривать движение электронной и ионной компонент плазмы в отдельности. Ввиду огромной разницы в массах иона и электрона под ускорением плазмы следует понимать ускорение ионов при сохранении квазинейтральности.

В ускорительном канале на ионы и электроны плазмы действуют электрическое и магнитное поля, а также столкновения частиц друг с другом. Выделив некоторый «типичный» однозарядный ион, можем записать для него уравнение движения (второй закон Ньютона) в следующей форме:  $M\mathbf{a}_i = e\mathbf{E} + (e/c)[\mathbf{v}_i \times \mathbf{B}] + \mathbf{F}_{ii} + \mathbf{F}_{ie}$ . Здесь  $M$  — масса иона,  $e$  — его заряд,  $\mathbf{v}_i$  — скорость,  $\mathbf{a}_i$  — ускорение иона,  $\mathbf{E}$  и  $\mathbf{B}$  — соответственно напряженность электрического и магнитного полей,  $\mathbf{F}_{ii}$  — сила, вызванная столкновениями ионов друг с другом, а  $\mathbf{F}_{ie}$  — столкновениями ионов с электронами. Аналогичное уравнение можно написать и для «типичного» электрона с массой  $m$ . Учитывая, что заряд электрона отрицателен и при столкновении электрона с ионом импульс системы электрон — ион сохраняется, имеем:  $m\mathbf{a}_e = -e\mathbf{E} - (e/c)[\mathbf{v}_e \times \mathbf{B}] + \mathbf{F}_{ee} - \mathbf{F}_{ie}$ .

Из написанных уравнений видно, что ускорение ионов (т. е. плазмы) может происходить вследствие трех причин: электрического поля, столкновений с ионами и столкновений с электронами. Магнитное поле воздействует на ион с силой, перпендикулярной скорости иона (сила Лоренца), и поэтому не изменяет его энергии.

Механизм ускорения ионов электрическим полем тождествен тому, который «работает» в ионных двигателях. Однако теперь в ускорительном канале (промежутке) находятся не только ионы, но и электроны, концентрации которых с громадной степенью точности можно считать одинаковыми, так как в среднем плазма электрически нейтральна. Легко видеть, что если на частицы действует только электрическое поле, то ускорение плазмы как системы пар электрон — ион отсутствует: сила, действующая на электрон, численно равна силе, действующей на ион, но направлены эти силы в противоположные стороны, так что суммарный импульс пары электрон—ион, а значит, и импульс плазмы сохраняется неизменным. Каким образом удается заставить электрическое поле «работать», будет видно немного позже.

Второй механизм ускорения — ион-ионные столкновения. Такие столкновения способны трансформировать

тепловую энергию ионов в энергию направленного движения. Этот механизм, применительно к атомам и молекулам, «работает» в обычных ракетных двигателях и электронагревных ЭРД. Для ЭРД с большими скоростями истечения он не может быть основным механизмом, так как для этого потребовалась бы очень большая температура плазмы. Однако во многих случаях он выполняет важную служебную роль.

Наконец, ионы могут увлекаться потоком электронов («электронный ветер») за счет столкновений. Особенно большую роль этот механизм начинает играть в тех случаях, когда скорость относительного движения приближается к тепловой скорости электронов, так как при этом в плазме развиваются интенсивные колебания, резко увеличивающие эффективное взаимодействие электронов с ионами. Механизм ускорения «электронным ветром» является определяющим в так называемых торцевых двигателях.

Для описания динамики плазмы в целом сложим уравнения движения ее компонент. В результате получим:  $Ma_i + ma_e = F_{ii} + F_{ee} + (e/c) [(\mathbf{v}_i - \mathbf{v}_e) \times \mathbf{B}]$ . Первые два слагаемых справа ответственны за тепловое ускорение плазмы, а третий член эквивалентен амперовой силе — это видно хотя бы из того, что в него

входит скорость относительного движения (т. е. токовая скорость) и магнитное поле.

Перейдем к рассмотрению конкретных типов плазменных двигателей.

**Плазменные двигатели с азимутальным дрейфом.** В этих электромагнитных двигателях ионы ускоряются электрическим полем. Для того чтобы пояснить принцип их работы, рассмотрим движение одной заряженной частицы во взаимно перпендикулярных электрическом и магнитном полях (рис. 9). Если частица первоначально покоилась, то она начинает ускоряться под действием электрического поля. При этом появляется сила Лоренца, пер-

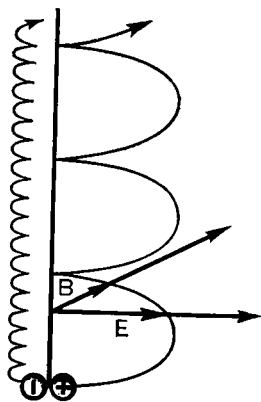


Рис. 9. Траектории заряженных частиц по взаимно перпендикулярным электрическому и магнитному полям

пендикулярная как скорости частицы, так и магнитному полю, которая заворачивает частицу и в какой-то момент заставляет идти ее против электрической силы. При этом частица тормозится, останавливается и дальше все повторяется сначала. В нерелятивистском случае движение частицы происходит по циклоиде и складывается из перемещения в направлении, перпендикулярном как полю  $E$ , так и полю  $B$ , со скоростью дрейфа<sup>1</sup>  $u_{др}$  (км/с)  $= 10^3 E$  (В/см)/ $B$  (Гс) и вращения в магнитном поле с «циклотронной» частотой. Радиус этого вращения («ларморовский» радиус) у электронов гораздо меньше, чем у ионов, настолько, насколько масса электрона меньше массы иона. Именно это обстоятельство помогает заставить электрическое поле «работать» на ускорение.

Возьмем коаксиальный (трубчатый) канал с радиальным магнитным полем и продольным электрическим полем и выберем длину его таким образом, чтобы она была велика по сравнению с электронным ларморовским радиусом, но мала по сравнению с ионным ларморовским радиусом. Если теперь создать в канале плазму, то ионы, ускоряясь в электрическом поле, почти не будут отклоняться магнитным полем и пролетят ускоряющий промежуток насквозь, в то время как электроны будут дрейфовать по азимуту (т. е. вокруг оси системы), не будучи в состоянии выбраться из ускоряющего промежутка. Энергия ускоренных ионов определяется проходимой ими разностью потенциалов. На выходе ионный пучок необходимо нейтрализовать электронами из катода-компенсатора (нейтрализатора). Плотность плазмы подбирается таким образом, чтобы столкновения частиц друг с другом в зоне ускорения были редкими. Вот мы и получили ускорительный канал плазменного двигателя с замкнутым дрейфом, в котором ионы набирают скорость под действием электрического поля в присутствии электронов, компенсирующих объемный заряд ионов.

Остается лишь непрерывно подавать в канал ионы. Происходит это следующим образом: поступающие со стороны анода атомы рабочего тела ионизируются вблизи анода во вращающемся электронном облаке, получившиеся ионы затем ускоряются, а «родившиеся»

---

<sup>1</sup> В системе CGSE  $u_{др} = cE/B$ , где  $c$  — скорость света.

вместе с ними электроны за счет столкновений и колебаний попадают на анод и, «обезжав» затем электрическую цепь, выходят из катода-компенсатора и покидают систему вместе с ионами.

Сравнивая только что описанный двигатель с азимутальным дрейфом с ионным двигателем, мы видим, что они в некотором смысле похожи друг на друга: в обеих системах происходит ускорение ионов в электрическом поле с последующей нейтрализацией ионного пучка. На самом деле свойства этих систем в целом резко различны.

Прежде всего, в ускоряющем промежутке двигателя с азимутальным дрейфом находится квазинейтральная плазма, а стало быть, отсутствует ограничение на ионный ток со стороны объемного заряда<sup>1</sup>. Поэтому такой двигатель может работать при самых различных ускоряющих напряжениях, включая малые (порядка 100 В), что практически недостижимо для ионных двигателей в силу малости вытягиваемого в этом случае ионного тока. Ионный ток в хороших моделях двигателей с азимутальным дрейфом очень близок к разрядному току<sup>2</sup> и определяется только величиной массового расхода рабочего тела. Таким образом, в двигателях с азимутальным дрейфом, в отличие от ионных двигателей, имеется возможность независимо менять массовый расход и ускоряющее напряжение, т. е. тягу и скорость истечения, в широких пределах (в 3—5 раз), сохраняя высокий к.п.д. Тем самым двигатель с азимутальным дрейфом предоставляет реальную возможность осуществления оптимальных маневров КА.

Кроме того, вместо прецизионных электродов ионных двигателей с многочисленными отверстиями роль ионной «оптики» в двигателях с азимутальным дрейфом играют магнитные силовые линии, поскольку они удерживают электроны от движения в направлении электрического поля. Из-за большой подвижности электронов силовые линии магнитного поля в плазме электрически эквипотенциальны, т. е. электрическое поле всегда ортогонально им. Это даст возможность управлять

---

<sup>1</sup> С электродинамической точки зрения ускорение плазмы обеспечивается амперовой силой взаимодействия радиального магнитного поля с азимутальным электрическим (дрейфовым) током.

<sup>2</sup> В разобранный выше идеальной схеме разрядный ток просто равен потоку ионов, выходящих из двигателя.



фокусирующими свойствами системы, создавая нужные конфигурации магнитного поля.

Существует две модификации двигателей с азимутальным дрейфом: с протяженной зоной ускорения и с узкой зоной ускорения. Они различаются соотношением между длиной ускоряющего промежутка и электронным ларморовским радиусом.

Двигатель с протяженной зоной ускорения<sup>1</sup> (рис. 10) работает на ксеноне, который поступает в канал через отверстия в аноде. Длина ускоряющего канала вели-

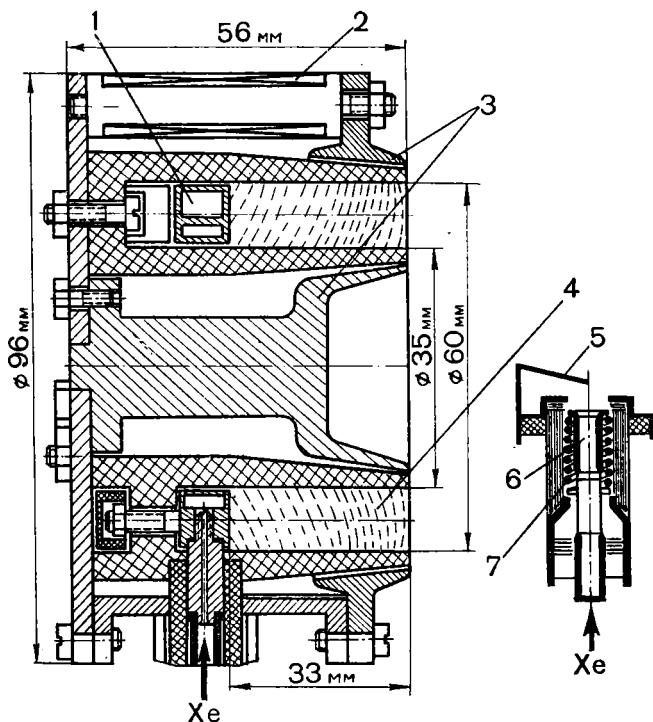


Рис. 10. Схема двигателя с азимутальным дрейфом с протяженной зоной ускорения: 1 — анод; 2 — катушки (8 штук); 3 — полюса; 4 — ускоряющий канал; 5 — поджигной электрод; 6 — трубка из гексаборида лантана; 7 — стартовая спираль нагревателя

<sup>1</sup> Его называют также стационарным плазменным двигателем.

ка по сравнению с электронным ларморовским радиусом (больше его примерно в несколько десятков раз), а электрическое поле в плазме относительно мало, порядка 50 В/см. Стенки канала — диэлектрические. Магнитное поле (в основном радиальное) напряженностью около 200 Гс создается системой соленоидов и магнитопроводом. Этот двигатель был испытан в космосе на искусственном спутнике Земли «Метеор». В номинальном режиме он потребляет мощность 400 Вт, давая ионный ток 2,5 А при ускоряющем напряжении 160 В и развивает тягу около 2 г при удельном импульсе 1000 с. Варьируя расход рабочего тела и подводимую мощность, можно получить на этом двигателе тягу от 1 до 8 г при удельном импульсе в интервале 1000—2500 с. Вес двигателя равен 1,5 кг.

Кроме перечисленных выше достоинств двигателя с протяженной зоной ускорения, следует отметить еще два. Во-первых, этот двигатель исключительно надежен и стабилен в работе, во-вторых, он обладает рекордно низкой, менее 200 Вт/г, ценой тяги, уступая в этом отношении только электронагревным ЭРД.

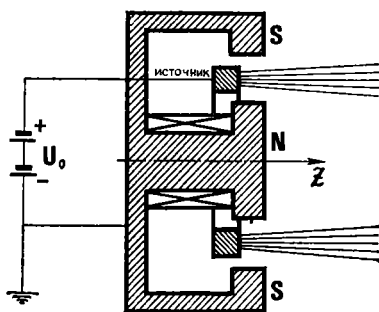


Рис. 11. Схема двигателя с азимутальным дрейфом с узкой зоной ускорения

В двигателе с узкой зоной ускорения<sup>1</sup> (рис. 11) вращающееся электронное облако имеет толщину порядка всего нескольких электроннх ларморовских радиусов. Стенки канала — металлические; приложенная разность потенциалов сосредоточена в слое вблизи положительного электрода. В современных моделях делают обычно две ступени: в первой происходит ионизация атомов рабочего тела, во второй — ускоряются полу-

<sup>1</sup> Его называют также двигателем с анодным слоем.

чившиеся ионы. Это — высоковольтные системы с большими электромагнитными полями. При напряжении в несколько киловольт и магнитном поле порядка одного килогаусса в этих двигателях получен пучок ионов висмута с силой тока 10 А при весьма высоком (от 70 до 80%) энергетическом к.п.д. Пучок ионов получается достаточно монохроматическим.

Двигатели с азимутальным дрейфом конструктивно просты и способны надежно и стабильно работать в широком диапазоне мощностей и тяг при различных удельных импульсах; они несомненно заслуживают самого пристального внимания, дальнейшего изучения и совершенствования.

**Импульсные плазменные двигатели.** Эти двигатели, если так можно выразиться, «старейшины» в многочисленной семье ЭРД. По существу, уже двигатель, созданный В. П. Глушко и испытанный в начале 30-х годов, был прообразом современных импульсных плазменных двигателей со всеми их основными атрибутами. Нарисованная выше (см. рис. 5) схема ускорения перемычки (или шайбы) под действием амперовой силы в собственном магнитном поле и есть схема импульсного плазменного двигателя.

Исследуя разряд в газовых импульсных плазменных двигателях, ученые столкнулись с любопытным обстоятельством: при уменьшении подачи газа параметры системы переставали зависеть от расхода газа. Создавалось впечатление, что разряд сам «добирает» нужное ему количество вещества с электродов. При разработке импульсных плазменных двигателей это обстоятельство натолкнуло на идею специально «подставить» разряду легко испаряющийся твердый диэлектрик (вводимый в межэлектродный зазор), от которого разряд сам «отгрызал» бы нужные ему порции. При этом отпала необходимость в сложных импульсных клапанах «напуска» газа. В настоящее время для космических задач используются только импульсные плазменные двигатели, работающие на твердом диэлектрике, — так называемые «эрозионные» импульсные плазменные двигатели. Как правило, диэлектриком служит тефлон.

В качестве примера рассмотрим импульсный микродвигатель, разработанный фирмой «Фэрчайлд-Хиллер» и испытанный на американском спутнике LES-6. Он работает на тефлоне. Его внешний вид и схема приведены

на рис. 12. Брусок из тефлона под давлением пружины подается в межэлектродный зазор, где прижимается к выступу (буртику), сделанному на аноде. Таким образом, рабочая поверхность тефлона всегда точно фиксирована. На катоде смонтирована система «поджига», которая инициирует разряд, испаряющий и ионизирующий

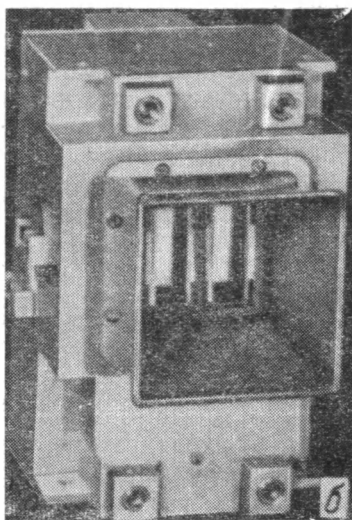
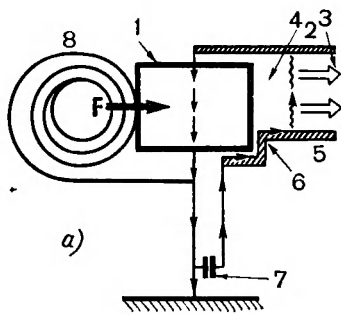


Рис. 12. Эрозионный импульсный плазменный двигатель:  
 а — схема: 1 — брусок тефлона; 2 — катод; 3 — струя плазмы; 4 — устройство для поджига; 5 — анод; 6 — буртик; 7 — конденсатор; 8 — пружина подачи;  
 б — внешний вид двигателя

некоторое малое количество диэлектрика; она питается от конденсатора емкостью 1 мкФ при напряжении 550 В (запасаемая энергия 0,125 Дж). Поджиг прокладывает дорогу основному разряду, следующему за поджигом. Основной разряд, который испаряет, ионизует и ускоряет основную массу диэлектрика, осуществляется при помощи конденсатора емкостью 2 мкФ, заряжаемого до напряжения 1360 В (энергия 1,85 Дж). Каждый разряд уносит  $10^{-8}$  кг тефлона (около  $8 \cdot 10^{16}$  молекул). Для большей надежности работы в двигателе с одним разрядным конденсатором смонтированы две подсистемы анодов, катодов, поджигных устройств и брусков тефлона, вес двигателя при этом не возрастает существенно. Удельный импульс двигателя равен 310 с, хотя наблюдаются ионы со скоростью 40 км/с. Это свидетельствует о слабой ионизации тефлона (степень ионизации всего 7,5%). К.п.д. двигателя также низок, он равен

1,8%. Длительность всего разрядного импульса немного менее 3 мкс. Двигатель с кожухом весит 1,3 кг (каждый брусок тефлона — 100 г.); он рассчитан на 12 млн. разрядов импульсом по 2 мг · с каждый.

Не следует рассматривать низкий к.п.д. импульсных микродвигателей как принципиальный порок импульсных плазменных двигателей. Это характерное свойство всех микродвигателей, и объясняется оно в основном невозможностью свести к нулю непроеизводительные потери энергии. Оставаясь всегда конечными, эти потери и приводят при малой потребляемой двигателем энергии к низким значениям к.п.д. С ростом энергии, вложенной в разряд, к.п.д. импульсных двигателей возрастает.

Безусловно, для целого ряда задач импульсный режим работы двигателя не так хорош, как стационарный режим. Но если попытаться определить место импульсных плазменных двигателей среди ЭРД, то следует отметить присущие им существенные достоинства, делающие эти двигатели вполне конкурентоспособными в соревновании с другими ЭРД. Во-первых, устройство импульсных плазменных двигателей исключительно простое, особенно проста система подачи рабочего тела. Во-вторых, диапазон энергий и тяги у них, пожалуй, самый широкий из всех существующих в ЭРД, так как, варьируя частоту импульсов, можно как угодно изменять среднюю во времени тягу. В-третьих, они могут работать на самых разнообразных рабочих телах, даже простой булыжник, перед которым «спасует» любой другой современный ЭРД, окажется для импульсного плазменного двигателя вполне «съедобным». Наконец, в-четвертых, они исключительно надежны в работе. Все это дает основание предполагать, что в будущем импульсные плазменные двигатели будут использоваться в космосе весьма интенсивно.

**Торцевые плазменные двигатели.** Эти двигатели явились результатом эволюции импульсных коаксиальных плазменных ускорителей с собственным магнитным полем. Эволюция началась с создания стационарного коаксиального плазменного ускорителя, который отличался от импульсного тем, что рабочее вещество непрерывно подавалось в межэлектродный зазор и электропитание было стационарным. Далее выяснилось, что протяженные коаксиальные электроды приводили к сложной

картине течения плазмы вблизи электродов, в результате чего плазма прижималась к центральному электроду и к.п.д. ускорителя резко снижался. Поэтому внутренний электрод стали укорачивать и смещать его в глубь разрядной камеры. Системы такой конфигурации получили название торцевых ускорителей. На их основе и были созданы торцевые плазменные двигатели (их называют также плазменно-дуговыми или магнитоплазменно-динамическими двигателями).

В торцевых плазменных двигателях между анодом и катодом создается дуговой разряд, который ионизует и нагревает рабочее вещество, подаваемое чаще всего через внутренний электрод-катод. Электродинамическая амперова сила, возникающая в результате взаимодействия электрического тока с собственным магнитным полем, ускоряет плазму вдоль оси системы и в то же время сжимает плазменную струю в радиальном направлении. В приосевой области ускорение плазмы — теплового происхождения, поскольку здесь амперова сила мала<sup>1</sup>. Торцевые плазменные двигатели с собственным магнитным полем — мощные, сильноточные системы: сила тока разряда в стационарных режимах достигает до 10 кА при потребляемой мощности в сотни киловатт. Уровень расхода рабочего вещества в них, наоборот, невелик (порядка сотен миллиграммов в секунду). Именно малыми расходами отличаются торцевые плазменные двигатели от плазмотронов, широко использующихся в технике (для последних характерны расходы составляют граммы в секунду). В результате электродинамическая сила в торцевых плазменных двигателях оказывается приложенной к малой массе, так что скорость истечения получается большой. В качестве рабочих тел в торцевых плазменных двигателях чаще всего используются легкоионизируемые щелочные металлы, например, литий или калий.

Примером торцевого сильноточного двигателя с собственным магнитным полем может служить двигатель, работающий на жидком висмуте, подаваемом на внутреннюю коническую поверхность катода в виде тонкой пленки, на которой горит разряд (рис. 13). Разрядный ток в двигателе изменялся от 3 до 8 кА, потребляемая

---

<sup>1</sup> Из элементарных механизмов ускорения в торцевых плазменных двигателях «работают» два механизма: ион-ионные столкновения и «электронный ветер».

мощность — от 175 до 800 кВт, расход рабочего вещества составлял 0,5—1 г/с. Была достигнута скорость истечения около 20 км/с при к.п.д. 30%. Тяга двигателя менялась в пределах от 0,5 до 2,5 кг и была пропорциональна квадрату силы тока разряда.

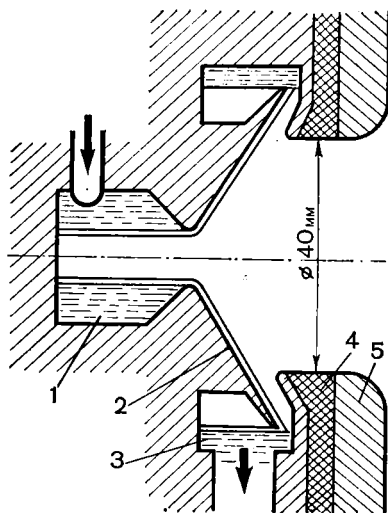


Рис. 13. Схема торцевого сильноточного двигателя: 1 — жидкий висмут; 2 — катод; 3 — слив; 4 — нейтральная вставка; 5 — анод

При малых разрядных токах и уровне потребляемой мощности в несколько киловатт (примерно до 20 кВт) работа торцевого сильноточного двигателя неэффективна; собственное магнитное поле не в состоянии обеспечить хорошее сжатие плазменной струи и эффективное электродинамическое ускорение. В этих условиях хорошие результаты дает наложение внешнего магнитного поля с помощью соленоидов, крепящихся снаружи двигателя. Такие двигатели получили название торцевых холловских; в них ускоряющая сила возникает при взаимодействии азимутального холловского электрического тока (подобного току в двигателе с азимутальным дрейфом) с радиальной компонентой внешнего магнитного поля. Тяга торцевого холловского двигателя линейно растет с ростом разрядного тока и внешнего магнитного поля. Многочасовые испытания таких двигателей на литии подтвердили возможность получения удельных импульсов (4000—5000 с) при к.п.д. двигателя 50—60% и потребляемой мощности 25—40 кВт. При меньших мощ-

ностях (единицы киловатт) был получен удельный импульс 2000 с при к.п.д. двигателя 35%.

Стремление работать на больших разрядных токах при малых расходах рабочего вещества, продиктованное желанием обеспечить эффективное электромагнитное ускорение плазмы, натолкнулось на неожиданное препятствие. Если катоды торцевых двигателей могут стационарно работать при очень больших плотностях тока (до 1 кА на квадратный сантиметр поверхности катода), то с анодами ситуация гораздо менее утешительная. При больших разрядных токах вблизи анода возникает область сильного электрического поля (прианодные скачки потенциала), а на самом аноде — токовые привязки<sup>1</sup>, разрушающие его. Выяснилось также, что при заданном расходе рабочего вещества разрядный ток, достигнув некоторой величины, почти перестает нарастать с ростом потребляемой мощности, но зато резко возрастает прианодный скачок потенциала и эрозия анода, появляются интенсивные колебания параметров разряда. Это явление, получившее название «кризиса по току», присуще всем торцевым двигателям. Пока не очень ясно, как именно следует преодолеть «кризис по току» или использовать его для ускорения плазмы.

Существующая сейчас бортовая космическая энергетика не в состоянии обеспечить нормальное питание таких мощных двигателей, как торцевые. Поэтому эти двигатели, проектирующиеся прежде всего для маршевых задач, до сих пор не прошли испытаний в космосе.

**Пути развития ЭРД.** Постараемся теперь представить себе пути дальнейшего развития ЭРД. Углубление наших знаний о рабочих процессах в описанных типах ЭРД и, так сказать, всестороннее «рационализаторство», т. е. совершенствование элементов этих ЭРД, а также расширение их рабочих диапазонов будут первоочередными задачами ближайшего будущего.

При этом особое внимание будет обращено не столько на повышение тяговых характеристик, так как они в общем уже достаточно высокие, сколько на улучшение эксплуатационных характеристик и в первую очередь на увеличение ресурса (срока службы) и надежности. Сей-

---

<sup>1</sup> Т. е. сосредоточение значительной части разрядного тока в одной или нескольких точках (или зонах малой площади) поверхности анода.



час эти вопросы разработаны слабо. Однако совершенно очевидно, что наряду с работой указанного характера будет идти поиск качественно новых двигателей как по пути слияния уже имеющихся схем, так и по пути создания двигателей, основанных на качественно иных принципах.

Чем диктуется необходимость такого прогресса? Она обусловлена разными причинами, но в конечном счете — проблемой предельного приспособления к «естественным» условиям на космическом аппарате, подобно тому как живые организмы в процессе эволюционного развития все совершеннее вписываются в свою экологическую «нишу». В этом отношении особыми перспективами обладают плазменные двигатели, поскольку плазма наделена огромным числом внутренних степеней свободы. Сейчас эта особенность плазмы доставляет исследователям очень много неприятностей, поскольку пока просто не хватает «глаз» и «рук» уследить за всеми этими степенями свободы. Поэтому-то так много говорят о неустойчивости плазмы, о ее «капризности». Но, разумеется, наступит время, когда каждая степень свободы будет взята под контроль.

Остановимся несколько подробнее на проблеме согласования ЭРД с источниками электропитания и проблеме снижения непроизводительных затрат на ионизацию рабочего тела. Введем два параметра. Один из них называют параметром обмена и его можно определить как отношение средней кинетической энергии иона  $W_i$  к разрядному напряжению  $U_p$ :  $\xi = W_i / eU_p$  при условии, что к.п.д. двигателя равен 100%. Второй параметр — это коэффициент ионизации  $\alpha$ . Он равен отношению числа ионизированных атомов к полному числу атомов, поступающих в канал, при условии, что все как ионизированные, так и неионизированные атомы одинаково эффективно участвуют в процессе. Лишь на первый взгляд может показаться, что все ЭРД работают лишь при условии  $\xi = 1$ ,  $\alpha = 1$ . Это не так. На рис. 14 в координатах  $\xi$ ,  $\alpha$  изображены области работы разных двигателей с к.п.д. 100%. Мы видим, что точка  $\xi = 1$ ,  $\alpha = 1$  действительно «перегружена». Здесь находятся ионные двигатели и двигатели с азимутальным дрейфом. Естественно, что электронагревные ЭРД лежат на линии  $\alpha = 0$ . Для них в принципе ионизация не требуется. Однако торцевые двигатели лежат на прямой  $\alpha = 1$  пре-

имущественно при  $\xi > 1$ . Это на первый взгляд странное обстоятельство объясняется тем, что, как уже отмечалось, ионы в торцевом двигателе ускоряются не электрическим полем, а «электронным ветром» и здесь жесткая связь между  $W_i$  и  $eU_p$  исчезает. Обращает на себя внимание область коллоидных двигателей. Эти дви-

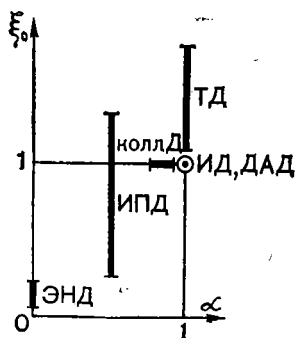


Рис. 14. Диаграмма ( $\xi$ ,  $\alpha$ ): ЭНД — электронагревные ЭРД; ИПД — импульсные плазменные ЭРД; ИД — ионные двигатели; ДАД — двигатель с азимутальным дрейфом; ТД — торцевые двигатели; колл. Д — коллоидные двигатели

гатели замечательны тем, что в них затраты на ионизацию очень малы. Наконец, импульсные двигатели могут работать в широком диапазоне степеней ионизации, поскольку здесь ускоряется плотная плазма, в которой ионы и нейтральные атомы за счет столкновений быстро «выравнивают» свои скорости. Не вызывает сомнений, что поиск новых ЭРД будет направлен на то, чтобы иметь двигатели, функционирующие при тех  $\xi$  и  $\alpha$ , которые наиболее «естественны» для тех или иных условий данного КА.

## ЭРД работают в космосе

О том, что предшествует космическим испытаниям. Лабораторные исследования ЭРД привели к созданию в 1963—1965 гг. достаточно надежных и эффективных моделей двигателей. Нужно было экспериментально проверить их работу в космических условиях. Однако переход от физических приборов, каковыми, по сути дела, являлись лабораторные модели, к экспериментальным космическим двигательным установкам был весьма не прост. Необходимо было создать в космическом исполнении замкнутую автоматизированную систему, управляемую с Земли небольшим числом команд.

В связи с этим перед учеными и инженерами возник новый ряд сложных задач. Необходимо было сконструировать надежные и эффективные преобразователи электроэнергии бортовых параметров в энергию тех параметров, которые были нужны для работы ЭРД. Следовало разработать системы хранения рабочего тела, системы подачи и регулировки его расхода. Непривычно малые расходы (миллиграммы в секунды вместо привычных граммов и килограммов), большие ресурсы работы двигателей — все это требовало совершенно нового подхода.

Нужно было также уменьшить вес как самих двигателей, так и двигательных установок в целом, придать им наиболее рациональный для функционирования вид, вписаться в жестко лимитированные габариты по размерам, отведенным космическим электрореактивным установкам на КА. Все это должно было быть «связано» системами контроля, управления и телеметрии.

И еще одно немаловажное обстоятельство. Эксперимент есть эксперимент. А если так, то КА, на котором ставится электрореактивная двигательная установка, обрастает многочисленными измерительными системами, которые контролируют электрические параметры двигателя, измеряют тягу, запыление поверхности КА вылетающим из ЭРД рабочим телом, электрический потенциал корабля и т. д. К проведению космических экспериментов подключаются наземные службы. Они должны изучать прохождение команд при работе ЭРД, измерять параметры возникающих за ними плазменных «хвостов», моделировать на стендах различные неполадки, которые могут произойти в космосе...

И над всем этим довлеют два основных вопроса: не откажут ли в космосе установки, изготовленные с таким трудом, будут ли их параметры соответствовать результатам лабораторных испытаний?

Современные ЭРД, включая и те, которые только рождаются, должны иметь срок службы, измеряемый тысячами, а то и десятками тысяч часов в условиях, когда ремонт и регулировка невозможны. О том, насколько велик срок бесперебойной службы ЭРД, можно судить хотя бы по тому, что ресурс работы обычной электрической лампочки равен всего 1000 ч.

Ответ на вопрос о том, будут ли соответствовать «космические» параметры двигательной установки лабо-

раторным, значительно менее ясен. **Ведь** условия работы в космосе значительно отличаются от условий, создаваемых на лабораторных стендах. Эти отличия касаются самых различных сторон, но прежде всего они связаны с тем, что размеры вакуумных камер, в которых испытывают ЭРД, принципиально ограничены. Это во многих случаях может радикальным образом сказаться на работе ЭРД. Кроме того, самый лучший вакуум, получаемый в этих камерах, не идет ни в какое сравнение с космическим вакуумом, а влияние остаточного газа на работу и параметры ЭРД также невозможно оценить с абсолютной точностью.

В качестве примера проблем, которые могут быть надежно решены только в космическом эксперименте, следует отметить: проблему нейтрализации ионных потоков, выходящих из ионных двигателей и двигателей с азимутальным дрейфом; проблему запыления элементов двигателя и КА продуктами эрозии стенок ЭРД и рабочим телом, выходящим из ЭРД, уровень и направленность радишумов.

Первыми ЭРД, успешно прошедшими испытания в космосе, были ионные и импульсные эрозионные плазменные двигатели (1964 г.). Затем были испытаны электронагревные двигатели. В 1971 г. состоялись длительные космические испытания ионных двигателей. Последними испытывались стационарные плазменные двигатели с азимутальным дрейфом и протяженной зоной ускорения. Рассмотрим основные результаты этих космических экспериментов.

**В космосе «Зонд-2».** Первые успешные испытания ЭРД на спутнике были проведены в Советском Союзе. В начале декабря 1964 г. в направлении Марса была запущена автоматическая межпланетная станция «Зонд-2», на борту которой было установлено 6 эрозионно-термических импульсных плазменных двигателей. В программу испытаний входила задача удержания постоянной ориентации на Солнце панелей солнечных батарей, которые должны были, раскрывшись, зарядить аккумуляторные станции. Питание двигателей осуществлялось также от солнечных батарей.

Через 15 суток после запуска, на расстоянии свыше 5 млн. км от Земли, по радиокоманде система ориентации станции «Зонд-2» была переключена на импульсные плазменные двигатели. Космическая электрореактивная

двигательная установка работала заданные 70 мин, непрерывно поддерживая нужную ориентацию солнечных батарей. Так начали свою работу в космосе импульсные электрореактивные двигатели.

26 сентября 1968 г. был запущен американский спутник связи LES-6, на котором была установлена космическая электрореактивная двигательная установка, включающая 4 двигателя фирмы «Фэрчайлд-Хиллер», описанных выше, и систему преобразования энергии весом 0,9 кг. Спутник был стабилизирован вращением, а двигательная установка удерживала его на заданной орбите. Установка работала в режиме одного импульса через 1,5 с; двигатели работали по очереди, так что каждый из них срабатывал раз в 6 с. Включение двигателей произошло 15 октября 1968 г. Двигатели нормально проработали в космосе более двух лет.

#### **Кратковременные испытания ионных двигателей.**

Целью первых испытаний ионных двигателей было качественное выяснение вопроса об их работе и нейтрализации ионного пучка в космических условиях.

В январе 1964 г. на борту ракеты «Блю Скаут Джуниор», совершавшей полет по баллистической траектории, был включен цезиевый ионный двигатель с контактной ионизацией, который, правда, проработал несколько меньше времени, чем было предусмотрено.

В июле 1964 г. на ракете «Скаут» (50 мин полета по баллистической траектории) по программе SERT-1 были опробованы два ионных двигателя: фирмы «Хьюз Аэрафт» и научно-исследовательского центра им. Льюиса. Двигатель на ртути центра им. Льюиса давал удельный импульс 6000 с, тягу 2,3 г и весил 5,3 кг. Он нормально функционировал в течение получаса, причем его неоднократно останавливали и снова запускали. Двигатель фирмы «Хьюз Аэрафт» не функционировал.

В апреле 1965 г. были выведен на орбиту спутник «Снапшот» с цезиевым контактным ионным двигателем. Двигатель проработал нормально около часа. Таким образом, качественно была подтверждена возможность работы ионного двигателя и эффективной нейтрализации ионного пучка в космосе.

Первые детальные исследования работы плазменно-ионных двигателей с термоэмиссионными и плазменными нейтрализаторами были осуществлены в Советском

Союзе по программе «Янтарь», они начались в октябре 1966 г. Автоматические ионосферные лаборатории «Янтарь» выводились на высоту до 400 км с помощью геофизических ракет. Лаборатории запускались в космос 4 раза по баллистическим траекториям. В процессе испытаний измерялись электрическое поле, плотность ионного тока из ионосферы и электрический потенциал на поверхности лаборатории, а также разрядный ток двигателя и ток ионного пучка.

Первым был испытан плазменно-ионный двигатель на аргоне. Двигатель включился на высоте 160 км; было проведено 11 циклов включения. Зафиксированный удельный импульс оказался равным 4000 с. Во время следующих полетов лабораторий «Янтарь» испытывались плазменно-ионные двигатели на азоте и воздухе; оба они функционировали надежно и стабильно. При работе на азоте был достигнут удельный импульс немногим более 12 000 с, а на воздухе — 14 000 с.

Испытания по программе «Янтарь» показали наличие эффективной нейтрализации ионного пучка электронами из плазменного нейтрализатора (потенциал корпуса лаборатории не превышал 0,3% от ускоряющего напряжения). Термоэмиссионный нейтрализатор работал несколько хуже.

10 августа 1968 г. был выведен на орбиту американский спутник ATS-4, на котором были установлены два цезиевых контактных микродвигателя фирмы «ЭОС», описанных выше. Испытания подтвердили работоспособность контактных ионных двигателей и эффективность нейтрализации ионного пучка. На очереди были длительные испытания ионных двигателей.

**Испытания ионных двигателей по программе SERT-2.** Программа SERT-2 являлась продолжением программы SERT-1. В ходе испытаний предполагалось разрешить следующие вопросы: подтвердить надежность и оценить ресурс работы ионных двигателей, показать совместимость космических электрореактивных установок с системами КА, разработать и уточнить рабочие операции, определить рабочие характеристики двигательных установок в космосе и подтвердить результаты наземных испытаний.

Космический аппарат SERT-2 с двумя ионными двигателями на борту был запущен 3 февраля 1970 г. Орбита КА высотой 1000 км была выбрана солнечно-

синхронной<sup>1</sup>. На ракетной ступени «Аджена» были установлены две панели солнечных батарей, обеспечивавшие электрическую мощность около 1500 Вт, а также блок служебных систем (системы преобразования энергии, переключатели, телеметрическая и командная системы, управление ориентацией) и собственно КА с ионной двигательной установкой и экспериментальным оборудованием (зонды для измерения потенциала КА, устройство для определения влияния реактивной струи на солнечные фотоэлементы, прибор для оценки влияния работы ЭРД на радиосвязь, акселерометр для измерения тяги и т. д.).

На КА были установлены две космические электро-реактивные двигательные установки, каждая из которых включала кауфмановский ионный двигатель и систему преобразования энергии. Двигатель с ионизационной камерой диаметром 15 см работал на ртути и, потребляя мощность 860 Вт, давал пучок ускоренных ионов с силой тока 0,25 А и удельным импульсом 4240 с. К.п.д. двигателя был равен 68%. Он развивал тягу 2,8 г. Запас ртути (14,5 кг), рассчитанный на 5800 ч работы, находился в сферическом баке, отделенном резиновой диафрагмой от другого бака с газообразным азотом под давлением 2,4 атм. Запас ртути для нейтрализатора (0,5 кг) хранился аналогично. Вытесняемая азотом ртуть поступала в двигатель.

10 февраля 1970 г. был включен ионный двигатель № 2, проработавший непрерывно 48 ч. За это время были проверены характеристики двигателя в космосе. Затем он был выключен, а 14 февраля был включен ионный двигатель № 1, который проработал с двумя небольшими перерывами 3800 ч вплоть до выхода из строя 23 июля. Второй двигатель, включенный вслед за отказом первого, работал непрерывно 2011 ч и вышел из строя 17 октября.

Каждый раз включение ионного двигателя начиналось с установления разряда нейтрализатора, на это уходило около 4 мин. Затем в течение 1,8 ч двигатель

---

<sup>1</sup> Т. е. с таким расчетом, чтобы ее плоскость прецессировала с угловой скоростью один градус в сутки — угловой скоростью вращения Земли вокруг Солнца. Это было сделано для того, чтобы непрерывно освещать солнечным светом панели с фотоэлементами (солнечные батареи), являвшиеся основным источником питания ЭРД.

прогревался для обезгаживания рабочей камеры, после чего в течение 50 с в ионизационной камере зажигался разряд, который еще минуту стабилизировался. После этого подавалось ускоряющее напряжение и одновременно появлялся пучок ионов из ионного двигателя.

В течение последующих 5 ч проводился тщательный контроль работы двигателя и вспомогательной аппаратуры при уровнях тяг 30 и 80% от номинальной, после чего он выводился на 100%-ный режим работы. Параметры ионного двигателя очень хорошо совпадали с их лабораторными значениями.

На нейтрализатор каждого ионного двигателя можно было подавать потенциал смещения относительно потенциала КА. В ходе испытаний это было проделано. Оказалось, что потенциал КА очень хорошо регулируется потенциалом смещения: он был равен нулю при потенциале смещения  $-20$  В и падал до  $-20$  В при нулевом потенциале смещения. Радиопомехи при работе двигателя не возникали.

Испытания ионных двигателей по программе SERT-2 подтвердили высокий ресурс и стабильность работы двигателей в космосе. Отказ в работе обоих двигателей произошел, как выяснилось впоследствии, из-за чрезмерной эрозии ускоряющего электрода вблизи нейтрализатора. Данные космического эксперимента явились очень ценным материалом в процессе разработки новых более совершенных и долгоживущих моделей ионных двигателей, в частности, — описанного выше плазменно-ионного двигателя для программы SEP.

**Испытания плазменных двигателей на искусственном спутнике Земли «Метеор».** Космические испытания стационарных плазменных двигателей с азимутальным дрейфом и протяженной зоной ускорения впервые были проведены на советском искусственном спутнике Земли «Метеор», выведенном на орбиту в конце декабря 1971 г. На спутнике была электрореактивная двигательная установка (рис. 15), включающая два двигательных блока (двигатель с основным и резервным катодами-компенсаторами), систему подачи и хранения рабочего тела (ксенон), систему преобразования энергии и управления. Питание обеспечивало работу одного двигательного блока и осуществлялось от солнечных батарей через буферные аккумуляторные батареи. Двигатели должны были функционировать при номинальной мощности



(400 Вт) не менее 100 ч. Кроме двигательной установки, на спутнике была установлена метеорологическая и экспериментальная аппаратура, аппаратура управления и радиотехническое оборудование. Управление двигательной установкой осуществлялось радиокомандами с Земли.

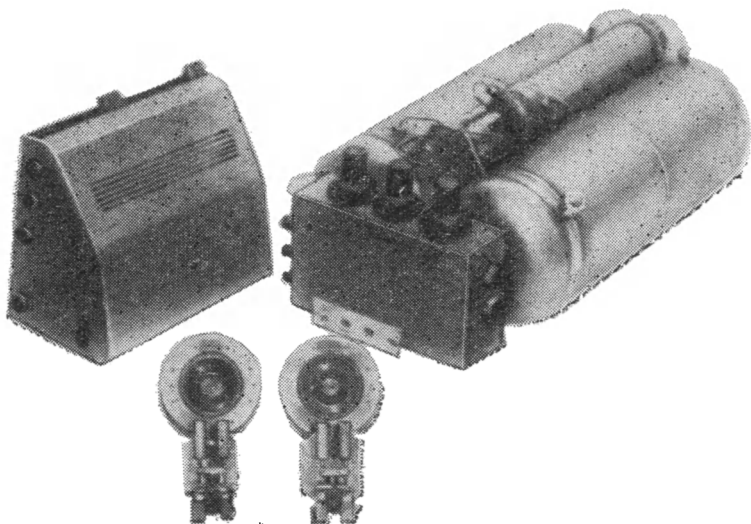


Рис. 15. Космическая электрореактивная двигательная установка искусственного спутника Земли «Метеор». Показаны двигательные блоки, система преобразования и управления, система подачи и хранения рабочего тела

В задачи испытания электрореактивной двигательной установки входило:

- а) проверка работы ЭРД в космосе,
- б) проверка совместного функционирования двигательной установки с системами спутника и прохождения радиокоманд с Земли,
- в) измерения тяги и других параметров,
- г) длительные испытания с целью изменения орбиты спутника до перехода на условно-синхронную околоземную орбиту.

Двигательные блоки были установлены с внешней стороны контейнера спутника на кронштейнах: один —

по курсу, а другой — против курса. Реактивные струи были ориентированы относительно направления движения спутника под углом  $4^\circ$  (ДБ-2 против курса) и  $5^\circ$  (ДБ-1 по курсу) с целью контроля тяги по воздействию на систему ориентации спутника за счет крутящего момента. ДБ-1, работавший по курсу спутника, тормозил и снижал его, а ДБ-2, работавший в противоположном направлении, воздействовал обратным образом. Для повышения надежности в системе преобразования и управления было два канала (основной и резервный) для обеспечения работы каждого двигательного блока.

Последовательно включая ДБ-1 и ДБ-2, проверили их электрические параметры и прохождение радиоконанд. Оказалось, что двигатели не влияли на радиосвязь.

2 февраля 1972 г. был осуществлен разворот панелей солнечных батарей на угол  $20^\circ$  относительно курса, тыльной стороной к потоку плазмы. Поскольку угол раскрытия струи из двигателей составлял  $26^\circ$ , тем самым было полностью исключено воздействие плазмы двигателей на фотоэлементы. После разворота производилось измерение тяги, для чего каждый двигательный блок включался и работал два витка.

14 февраля 1972 г. двигательная установка была включена на длительное функционирование и проработала 170 ч. За период с 14 по 22 февраля спутник с помощью плазменных двигателей (работал ДБ-1) был переведен на орбиту, близкую к условно-синхронной околоземной орбите, и ежедневно, через 14 витков, проходил экватор на одной и той же долготе. Высота орбиты за время работы двигателей изменилась примерно на 17 км. Согласно данным траекторных измерений, тяга обоих двигателей мало отличалась от лабораторных значений и составила около 2 г.

Таким образом, намеченная программа испытаний была успешно выполнена. Стационарные плазменные двигатели подтвердили свою надежность и работоспособность в космических условиях. Впервые в истории испытаний ЭРД во время первого же эксперимента с их помощью была нужным образом скорректирована орбита работающего искусственного спутника Земли.

**Трудовые будни ЭРД.** При наличии соответствующей космической энергии следует ожидать резкого увеличения количества запусков спутников, снабженных кос-

мическими электрореактивными двигательными установками, поскольку ЭРД как нельзя лучше подходят для задач ориентации, стабилизации и коррекции орбиты околоземных спутников. Эти маневры совершенно необходимы для успешного и длительного функционирования спутников, орбита и ориентация которых под влиянием разного рода возмущений медленно, но неуклонно изменяется. Нужно создать совсем ничтожное усилие, или крутящий момент, чтобы сориентировать спутник нужным образом и сохранить требуемые параметры орбиты. Перечислим лишь некоторые разработки.

В июне 1974 г. запущен американский спутник связи ATS-6, на борту которого установлены два цезиевых ионных микродвигателя для стабилизации орбиты спутника в направлении север—юг. Импульсные микродвигатели, очень похожие на те, которые испытывались на спутнике LES-6 и на геостационарном метеоспутнике SMS-1, запущенном в мае 1974 г., будут установлены на спутниках связи LES-8 и LES-9 (запуск намечен на 1975 г.). Мощность, потребляемая двигательной установкой, не превысит 25 Вт. В задачи двигательной установки входит стабилизация спутников в направлении восток—запад и коррекция орбиты. Наконец, намечается установить 4 ионных ртутных двигателя диаметром 8 см на коммерческий спутник связи консорциума «Интелсат» для стабилизации спутника в направлении север—юг и коррекции орбиты. Спутник «Интелсат» весит 900 кг и рассчитан на 10 лет работы. Во всех разработках в качестве источника энергии используются солнечные батареи.

## Будущее ЭРД

---

**Космические двигатели с большим удельным импульсом.** По-видимому, сейчас возможно создание ЭРД, удовлетворяющего любой разумной совокупности требований. Однако современные проработки мощной энергетики приводят к тяжелым и громоздким конструкциям. Поэтому ведутся разработки ряда неэлектрических схем, использующих ядерную энергию. Почти все они основаны на нагреве водорода до высокой температуры с последующим его истечением, т. е. — на исполь-

зовании того же сопла, что и в термохимических РД<sup>1</sup>. Наиболее перспективной является схема твердофазного ядерного реактора, через каналы которого проходит водород, нагреваясь до температуры 2000—2500°K. Расчетная скорость истечения достигает 8,5 км/с. В схеме разофазного реактора водород должен либо «омывать» раскаленный до температуры 50 000°K шар урановой плазмы (здесь расчетную скорость истечения удастся поднять до 25—65 км/с), либо вводиться в зону управляемой термоядерной реакции (которая пока не осуществлена), что дает еще более высокую скорость истечения<sup>2</sup>.

Тепловые ядерные двигательные установки позволяют избавиться от необходимости иметь на борту мощную электростанцию. Однако они оказываются все равно громоздкими и очень сложными. Необходимо свести к минимуму опасность радиоактивного заражения космического пространства и обеспечить большую продолжительность работы реакторов при высоких температурах. Водород должен храниться в жидком виде на борту КА месяцы, если не годы. Следует учесть также, что жидкий водород почти в 15 раз легче воды, а значит, баки для его хранения должны быть весьма громоздкими. Существующие лабораторные модели ядерных ракетных двигателей весьма далеки от того, что требуется. Поэтому трудно определить, как будет развиваться конкуренция обеих указанных схем (электрической<sup>3</sup> и ядерной) двигателей большой мощности, тем более, что пилотируемые космические полеты, для которых они нужны, начнутся не ранее конца 80-х годов. Однако сейчас складывается впечатление, что время, в общем, работает на ЭРД. Поэтому совершенно не исключено, что первый пилотируемый межпланетный полет будет осуществлен все-таки с помощью ЭРД. Во всяком случае, до конца 1980-х годов единственными реально работающими двигательными установками с высоким удельным импульсом будут космические электрореактивные двигательные установки.

<sup>1</sup> Аналогичные предложения на основе использования солнечной энергии, по-видимому, менее перспективны и почти не разрабатываются.

<sup>2</sup> Схемы без разогрева водорода представляются сейчас весьма экзотическими. Например, предлагается ускорять космический корабль, взрывая вблизи него небольшие атомные бомбы.

<sup>3</sup> Как с солнечной, так и с ядерной энергетикой.

Если же от достаточно удаленной перспективы вернуться к более близкому времени, то ситуация выглядит следующим образом. Энергетика на борту КА, все еще ограниченная по мощности, будет, как правило, предназначена прежде всего для обеспечения работы аппаратуры на борту КА. С одной стороны, это существенно облегчает внедрение ЭРД в космическую технику, поскольку во многих случаях космическая электрореактивная двигательная установка может работать в паузах «молчания» бортовой аппаратуры и, таким образом, не потребуются создавать специальный источник энергии для ЭРД. С другой стороны, такая «неавтономность» двигательной установки приводит к тому, что на борт КА можно будет поставить лишь маломощные ЭРД. Это тормозит развитие мощных ЭРД. Тем не менее процесс внедрения ЭРД в космическую технику уже начался и успешно продолжается. «Неавтономные» ЭРД нужны прежде всего там, где:

а) требуется обеспечить длительное время существования КА, орбита которого изменяется под влиянием разного рода возмущений (например, аэродинамического сопротивления для низколетающих КА). Для поддержания параметров орбиты выгодно использовать двигатели с большой скоростью истечения, т. е. ЭРД, иначе запас рабочего тела становится чрезмерно большим;

б) требуется прецизионно поддерживать ориентацию или траекторию полета КА (например, космической обсерватории). В этом случае эффективность ЭРД объясняется их высокими динамическими характеристиками и возможностью создавать очень малые, точно контролируемые тяговые импульсы (электромагнитное качение пучка в ионных двигателях или импульсный режим работы плазменных двигателей).

Сейчас начата активная подготовка к качественно новому этапу в развитии ЭРД — созданию «автономных» космических электрореактивных двигательных установок. Речь идет, в частности, об американской программе SEP (solar electric propulsion — «солнечные ЭРД»), согласно которой разрабатывается унифицированная серия КА с ЭРД. Для их питания создается специальная солнечная электроэнергетика мощностью 25 кВт. Программа рассчитана на ближайшие 15 лет и призвана решить большой круг задач. С некоторыми из них мы познакомим читателя.

**Критерии оптимальности «автономных» космических электрореактивных установок.** Каждый КА имеет программу — цель полета. Задача создателей КА — обеспечить оптимальную конструкцию этого аппарата и его оптимальное функционирование для решения поставленной задачи (или серии задач).

Одним из важнейших оптимизируемых элементов является двигательная установка. Поскольку условия работы двигателей на разных КА очень разнообразны, то, естественно, не существует оптимального двигателя на все случаи жизни. Тем не менее для определенного круга задач можно сформулировать некоторые критерии оптимальности.

Рассмотрим две задачи на оптимизацию автономной электрореактивной установки. Начнем с наиболее простой.

*Оптимальный удельный импульс.* Рассмотрим перелет, в процессе которого двигательная установка должна развивать заданную постоянную тягу  $F$  в течение заданного времени  $\tau$ . Будем считать также, что известны тяговый к.п.д.  $\eta_F$  и «удельная масса»  $K$  энергетики КА, измеряемая обычно в килограммах на киловатты (масса энергоустановки  $\mu_a$  пропорциональна ее мощности:  $\mu_a = \mu_1 + KP$ ). Спрашивается, какова должна быть скорость истечения, чтобы стартовая масса двигательной установки была минимальная?

Тот факт, что при некоторой скорости истечения масса космической электрореактивной двигательной установки должна иметь минимум, следует из весьма простых рассуждений. В самом деле, при малой (стремящейся к нулю) скорости истечения получение необходимой тяги  $F$  сопряжено с большим массовым расходом рабочего тела, так что придется взять с собой очень большой его запас. В другом предельном случае, когда скорость истечения очень велика, создание необходимой тяги будет связано с очень большим расходом энергии, т. е. возрастает масса  $\mu_a$  источника энергии. Ясно, что оптимальная скорость истечения находится где-то между указанными крайностями. Простой расчет показывает, что масса двигательной установки минимальна при следующей скорости истечения:  $u_{opt} = \sqrt{2\eta_F \tau / K}$ . Очевидно, что при  $K=10$  кг/кВт,  $\eta_F = 50\%$  и  $\tau=1000$  ч оптимальная скорость истечения равна 20 км/с.

*Оптимальный космический полет с постоянной мощностью.* Приведенная выше формула для оптимальной скорости истечения, при которой достигается минимум массы электрореактивной двигательной установки, справедлива при достаточно жестком и искусственном предположении о постоянстве тяги, и поэтому она годится, как правило, лишь для оценок. Более реалистично считать, что двигатель непрерывно потребляет постоянную мощность  $P$ , хотя в разные моменты времени тяга (а следовательно, и скорость истечения) может изменяться в сколь угодно широких пределах. Таким образом, речь идет об оптимальном перелете с идеально регулируемым двигателем.

Воспользовавшись формулами для тяги и тяговой мощности, можно получить следующую формулу, связывающую конечную массу  $\mu_k$  с начальной массой  $\mu_0$ :  $\mu^{-1}_k = \mu^{-1}_0 + Y/2P\eta_F$ , где  $Y = \bar{a}^2\tau$  — произведение среднего по времени квадрата ускорения КА под действием только двигательной установки на время полета. Сразу видно, что для заданной тяговой мощности  $P\eta_F$  минимум расхода массы получается при минимальной величине  $Y$ . Этому минимуму соответствуют вполне определенные траектории полета и режимы управления тягой двигателя в процессе полета. В самом деле, полет из точки А (например, Земля) в точку В (например, Марс) за время  $\tau$  может происходить по самым причудливым траекториям, но лишь вдоль одной (или нескольких) траекторий величина  $Y$  будет минимальной. Существуют вполне определенные (хотя и весьма сложные) правила нахождения оптимальных траекторий и режима оптимального управления тягой.

Имея формулу масс и зная минимальное значение величины  $Y$  (назовем его  $Y_{\min}$ ), можно найти мощность энергоустановки, при которой стартовый вес КА при заданной полезной нагрузке будет минимальным.

В качестве примера рассмотрим космический полет от Земли до орбиты Марса. В координатах: дата отлета  $t_1$  — дата прилета  $t_2$  линии постоянных значений  $Y$  и линии максимальных ускорений  $a_{\max}$  показаны на рис. 16<sup>1</sup>. Видно, как, выбирая оптимальную дату стар-

<sup>1</sup> Подчеркнем еще раз, что речь идет об ускорении КА под влиянием только двигательной установки вдоль истинной траектории полета, определяющейся совместным воздействием реактивной тяги и прочих внешних сил (в основном тяготения).

та и увеличивая  $a_{\max}$ , можно резко сократить время перелета. Если в качестве даты старта взять, например, 28 сентября 1960 г. и  $Y = 11,54 \text{ м}^2/\text{с}^3$ , то при к.п.д. 70% и  $K = 13 \text{ кг/кВт}$  оказывается, что доля полезной нагруз-

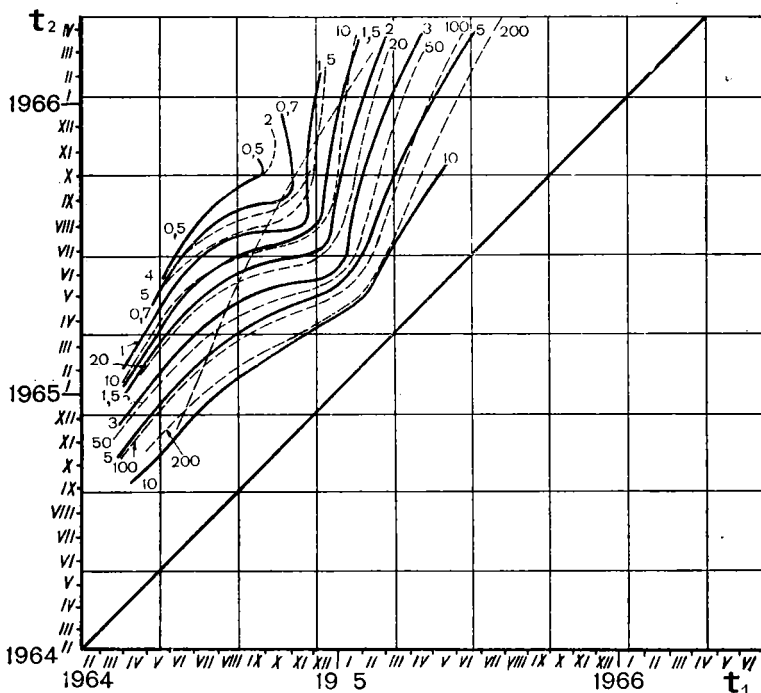


Рис. 16. Изолинии характеристик полета к Марсу. Сплошные линии — изолинии максимальных ускорений  $[\text{мм}/\text{с}^2]$ ; пунктирные — изолинии значений  $Y [\text{м}^2/\text{с}^3]$

ки составит 45% от стартового веса. Оценка оптимальной скорости истечения дает при этом значение 44 км/с, т. е. удельный импульс более 4000 с. Доля полезного груза резко уменьшается с ростом  $K$ , и при  $K = 100 \text{ кг/кВт}$  она оказывается уже меньше 1%.

Условие постоянства  $P$  характерно для идеально регулируемых двигателей с малой тягой и внешним источником энергии. Существуют также ситуации, когда скорость истечения постоянна, а мощность в принципе не ограничена. Этот случай реализуется в полетах с ис-



пользованием химических ракетных двигателей (например, ЖРД). Поскольку соответствующая формула масс — это формула Циолковского, то оптимизации (минимизации) подлежит уже величина характеристической скорости  $v = \bar{a}t$ .

**Космический электрокар.** В области от низких орбит до геостационарной орбиты создан и все разрастается комплекс орбитальных станций, лабораторий и спутников самого различного назначения. Для успешного функционирования этого «многоэтажного» комплекса необходимо обеспечить долговечность и бесперебойность работы космических объектов. Кроме того, необходимо сделать сам процесс космического запуска дешевым и универсальным (ведь количество запусков с каждым годом возрастает), с возможно большей долей полезного груза. Эти проблемы могут быть успешно решены при совместном использовании ракетных двигателей большой тяги и ЭРД.

Применяемые в настоящее время ракеты-носители — это системы однократного использования. В процессе запуска отработавшие ступени ракеты отделяются от КА и сгорают в нижних слоях атмосферы. Каждый такой запуск обходится весьма дорого. Поэтому для доставки груза на низкую околоземную орбиту высотой 200—400 км сейчас усиленно разрабатывается транспортный космический корабль — летательный аппарат многократного использования (ТКК). ТКК представляет собой сверхвысотный крылатый реактивный самолет-ракету и выводится на орбиту с помощью химических РД. Посадку на Землю ТКК совершает так же, как обычный самолет. Ожидается, что каждый ТКК можно будет использовать не менее 100 раз, выводя на низкую орбиту около 20 т груза за каждый запуск. Использование ТКК для заброски грузов на высоты, большие, чем 200—400 км, значительно менее целесообразно: при этом возрастает масса горючего для его двигателей и падает доля полезной нагрузки. В то же время использование двигателей малой тяги (ЭРД) для транспортировки грузов непосредственно от низкой орбиты до геостационарной также не всегда рационально. Дело в том, что вокруг Земли, примерно от высоты 500 км до высоты 14 000 км, расположены так называемые радиационные пояса, состоящие из энергичных заряженных частиц, захваченных магнитным полем Земли. Если требуется

перевести КА на геостационарную орбиту, то во избежание радиационных повреждений аппаратуры целесообразно пройти область радиационных поясов как можно быстрее, используя двигатели большой тяги. Для этого с помощью ТКК на низкую орбиту выводится специальная ракетная ступень-буксир многократного использования, работающая на смеси кислород-водород и доставляющая грузы с низкой орбиты на промежуточную (14 000 км) и обратно. Для транспортировки космических объектов от промежуточной орбиты до геостационарной уже можно использовать ЭРД. Мы остановимся на двух проектах создания «космического электрокара» (КЭК).

Согласно проекту английской фирмы «Роллс-Ройс» источником энергии КЭК служит ядерный реактор, а в качестве ЭРД используются либо электронагревные двигатели, работающие на водороде, либо плазменные двигатели с азимутальным дрейфом, работающие на благородных газах (например, аргоне). За счет большого удельного импульса ЭРД (в данном случае от 800 до 1500 с) существенно возрастает доля полезного груза, транспортируемого с помощью КЭК. Так, при стартовом весе ракеты на низкой орбите, равном 20 т, КЭК с аргонными двигателями выводит на геостационарную орбиту более 13 т груза (обычная ракета — 6 т), а стоимость выведения оказывается в 4 раза меньше, чем при использовании химической ракеты.

КЭК<sup>1</sup> на солнечных батареях является составной частью американского проекта SEP. Этот проект предусматривает создание универсальных ракетных ступеней с электрической тягой для околоземных и межпланетных полетов. Тяга создается описанными выше ртутными ионными двигателями с диаметром 30 см и удельным импульсом 3000 с. КЭК для околоземных полетов имеет длину 3 м; в его задней части установлены 9 двигателей, а спереди смонтирована специальная система стыковки с буксируемыми космическими объектами. Две панели солнечных батарей (13 кг/кВт) вырабатывают 25 кВт электроэнергии, из которых 21 кВт подводится к двигателям. Коэффициент полезного действия электрореактивной двигательной установки равен 66%. Одновременно работает не более семи двигателей. Вес КЭК равен 2700 кг, из которых 1500 кг приходится на запас ртути,

<sup>1</sup> Он изображен на обложке.

размещенной в четырех баках. Этого количества ртути хватит на 530 дней работы двигателей КЭК (ресурс двигателя 10 000 ч). С помощью комбинации ТКК — буксир — КЭК можно за 180 дней вывести на геостационарную орбиту 6 т груза, или возвратить с геостационарной орбиты 5,5 т груза, или обеспечить одновременно вывод и возвращение 3,5 т груза. Для сравнения укажем, что комбинация ТКК — буксир способна оперировать с гораздо меньшим грузом (в зависимости от конкретного типа буксира вес груза оказывается в 2—6 раз меньше!). Использование КЭК выгодно и экономически: если, например, запуск геостационарного спутника связи консорциума «Интелсат» обычной ракетой стоит 15 млн. долл., то использование электротяги позволяет снизить эти расходы более чем в 2,5 раза!

Проект SEP предусматривает также создание специального служебного ремонтного спутника. Его двигательная установка включает 4 ионных двигателя, из которых работают одновременно 2. Солнечные батареи вырабатывают 7 кВт электроэнергии, из которых 5,5 кВт подводится к двигателям. Спутник весит 350 кг (100 кг приходится на запас ртути). Он снабжен телекамерой и телеманипуляторами.

Подойдя к спутнику на геостационарной орбите, служебный спутник обследует его, и, найдя неисправность, производит ремонт на «месте». Если же таковой невозможен, то служебный спутник может отбуксировать неисправный космический объект вниз, до промежуточной орбиты, после чего возвращается назад. Такой спутник рассчитан на несколько лет работы.

Ожидается, что околоземные полеты по проекту SEP в сочетании с ТКК начнутся в начале 1980-х годов. Межпланетные полеты по проекту SEP с использованием на первых порах обычных ракет-носителей (типа «Титан-Центавр») рассчитывают начать в конце 1970-х годов.

**Межпланетные полеты и полеты к кометам и астероидам.** Мы уже говорили о том, что использование ЭРД с высоким удельным импульсом для космических полетов позволяет резко увеличить долю полезного груза на космическом корабле. Этим, однако, не ограничиваются преимущества, даваемые двигателями с электрической тягой. Действуя в условиях невесомости длитель-

ное время, они способны разогнать корабль до больших скоростей или совершить сложный маневр с большим изменением характеристической скорости.

Какие же проекты межпланетных полетов на электрической тяге активно прорабатываются в настоящее время?

Проект SEP предусматривает создание специальной универсальной электроракетной ступени для разгона космического корабля с промежуточной орбиты. Эта ступень очень похожа на описанный выше космический электрокар. Двигательная установка включает 8 ионных двигателей (максимальное число работающих двигателей 6), к которым подводится 21 из 25 кВт мощности, вырабатываемой панелями солнечных батарей. Вес ступени около тонны (не считая запаса ртути, который неодинаков для различных полетов). Параметры ступени подобраны таким образом, чтобы обеспечить эффективное ускорение различных беспилотных кораблей или научного оборудования.

Наиболее важными полетами по проекту SEP являются:

- а) медленный пролет кометы Энке (1979 г.),
- б) полет Юпитер—Уран (1979 г.),
- в) полет к Юпитеру с захватом на орбиту вокруг него (1980 г.),
- г) встреча с кометой Энке (1981 г.),
- д) полет к Венере для ее картографирования с помощью радара (1985 г.),
- е) полет Уран—Нептун (1986 г.),
- ж) полет к Меркурию с захватом на орбиту (1987 г.),
- з) полет к Сатурну с захватом на орбиту (1989 г.),
- и) встреча с астероидом Метис (1989 г.).

Рассмотрим подробнее некоторые из этих программ.

Старт полета к комете Энке с медленным пролетом мимо нее намечен на начало января 1979 г., время полета составит 670 дней. Космический груз включает 113 кг научного оборудования и блок служебных систем весом 420 кг, необходимый для функционирования научной аппаратуры, контроля, радиосвязи и пр.

Запуск спутника к Юпитеру намечается в конце ноября 1980 г. Двигатели электроракеты будут работать непрерывно в течение 400 дней; следующие 500 дней

корабль движется по инерции. Конечный вес КА вместе с блоком служебных систем составит примерно 1,3 т. Для захвата на орбиту предполагается использование тормозной ракетной ступени.

Полет к Меркурию (старт — в мае 1987 г., прилет — в августе 1988 г.) будет длиться 450 дней, в течение которых ЭРД работают непрерывно. Для захвата на орбиту вокруг планеты также используется тормозная ступень. Вес КА и блока служебных систем равен 1 т.

Кроме упомянутых выше полетов рассчитано также множество других экспедиций к Солнцу, кометам и астероидам. Сейчас трудно сказать, какие именно полеты по проекту SEP будут осуществлены. Мы подробно остановились на этом проекте потому, что его техническая реализация уже сегодня не вызывает сомнений. Существует много других космических проектов с использованием ЭРД, на которых мы не останавливаемся ввиду их недостаточной проработанности.

## Заключение

---

Интенсивная разработка ЭРД началась около 15 лет тому назад. За это время пройден огромный путь от весьма расплывчатых идей до испытанных и успешно работающих в космосе электрореактивных двигательных установок с уникальными характеристиками.

Современные ЭРД позволяют получить скорость истечения более 100 км/с. Их ресурс работы достигает 10 000 ч, а число включений измеряется десятками тысяч (для стационарных ЭРД) или сотнями миллионов (для импульсных ЭРД). Эти двигатели просты как с конструктивной, так и с эксплуатационной точки зрения, они имеют широкие пределы автономного регулирования основных параметров (тяги и скорости истечения) без существенного изменения к.п.д. В ионных и электромагнитных двигателях можно управлять направлением вектора тяги без каких-либо механических устройств. ЭРД могут работать как стационарно, так и короткими импульсами (порядка миллисекунд и микросекунд). Уровень мощности в современных одиночных стационарных модулях ЭРД меняется в пределах от десятков ватт (электронагревные, ионные микро-

двигатели) до сотен киловатт (торцевые двигатели<sup>1</sup>), и пока не видно предела для продвижения как в сторону малых, так и в сторону больших мощностей.

В принципе перечисленные выше достоинства могут сделать ЭРД идеальными ракетными двигателями. Прогресс несколько тормозится из-за того, что существующие бортовые источники электроэнергии весьма сложны, тяжелы и маломощны. Однако их совершенствование идет быстрыми темпами.

В конечном счете существует несколько простых, но фундаментальных факторов, которые обеспечат ЭРД большое будущее. Эти факторы — следующие:

1. Термохимические и твердофазные ядерные ракетные двигатели не в состоянии обеспечить оптимальный для очень многих задач высокий удельный импульс.

2. По своей простоте, универсальности, регулируемости, ресурсу и надежности ЭРД в ближайшем будущем должны превзойти классические реактивные системы малой мощности<sup>2</sup>.

3. Развитие космической (особенно солнечной) энергетики идет очень быстрыми темпами независимо от развития ЭРД. Тем самым ЭРД получают в виде «подарка» в свое распоряжение главное условие своего существования — бортовую электроэнергетику.

4. Развитие методов генерации мощных ионных и плазменных потоков также в большой степени идет независимо от ЭРД. Эти потоки нужны в физических лабораториях для исследования по управляемому термоядерному синтезу, для вакуумной технологии и т. д. Это означает, что физическая база ЭРД будет сама собой неуклонно совершенствоваться. Все это вместе взятое говорит о безграничном и неумолимом внедрении ЭРД в космическую технику будущего.

---

<sup>1</sup> А квазистационарные торцевые двигатели, работающие миллисекундными импульсами, потребляют мощность порядка мегаватт! Но даже эта цифра ничтожно мала по сравнению с мощностью современных ракет-носителей, что лишний раз подтверждает неизбежность сохранения в течение длительного времени термохимических ракетных двигателей как единственно пригодных для выведения КА с поверхности Земли (или других планет) и его посадки.

<sup>2</sup> Таковыми являются миниатюрные ЖРД (микро-ЖРД) и реактивные системы на холодном газе.

## Литература

---

Циолковский К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. Собр. соч., т. II, изд. АН СССР, 1954.

Пионеры ракетной техники. Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов. Избранные труды. М., «Наука», 1972.

Гильзин К. А. Электрические межпланетные корабли. М., «Наука», 1970.

Белецкий В. В. Очерки о движении космических тел. М., «Наука», 1972.

## СОДЕРЖАНИЕ

|   |           |
|---|-----------|
| <b>Предисловие</b>  | <b>3</b>  |
| <b>Для чего нужны ЭРД?</b>  | <b>4</b>  |
| Контрасты космического полета   | 4         |
| Формула Циолковского  | 5         |
| Возможности термохимических двигателей                                      | 6         |
| <b>Особенности космических электрореактивных двигательных установок</b>     | <b>10</b> |
| Принципы ЭРД  | 11        |
| Энергетические характеристики ЭРД   | 17        |
| Обеспечение ЭРД энергией и рабочим телом                                    | 18        |
| <b>Современные типы ЭРД</b>   | <b>20</b> |
| Немного истории   | 20        |
| Электронагревные двигатели  | 22        |
| Ионные двигатели  | 23        |
| Плазменные двигатели  | 28        |
| Плазменные двигатели с азимутальным дрейфом                                 | 30        |
| Импульсные плазменные двигатели   | 35        |
| Торцевые плазменные двигатели   | 37        |
| Пути развития ЭРД   | 40        |
| <b>ЭРД работают в космосе</b>   | <b>42</b> |
| О том, что предшествует космическим испытаниям                              | 42        |
| В космосе «Зонд-2»  | 44        |
| Кратковременные испытания ионных двигателей                                 | 45        |
| Испытания ионных двигателей по программе SERT-2                             | 46        |
| Испытания плазменных двигателей на искусственном спутнике Земли «Метеор»    | 48        |
| Трудовые будни ЭРД  | 50        |
| <b>Будущее ЭРД</b>  | <b>51</b> |
| Космические двигатели с большим удельным импульсом                          | 51        |
| Критерии оптимальности «автономных» космических электрореактивных установок | 54        |
| Космической электрокар  | 57        |
| Межпланетные полеты и полеты к кометам и астероидам                         | 59        |
| <b>Заключение</b>   | <b>61</b> |
| <b>Литература</b>   | <b>63</b> |





11 коп.

Индекс 70101

