

Министерство высшего и среднего специального
образования РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П.КОРОЛЕВА

В.П.Лукачев, А.С.Фрейдin

Э Н Е Р Г Е Т И К А
С И Л О В Ы Х У С Т А Н О В О К
Л Е Т А Т Е Л Ь Н Ы Х А П П А Р А Т О В

Учебное пособие

Утверждено
на редакционно-издательском
совете института 07.04.76 г.

УДК 621 + 629 (075)

В пособии даны определения силовых и энергетических установок летательных аппаратов, рассмотрены их основные показатели и критерии эффективности, приведены сведения об источниках и преобразователях энергии для этих установок.

Содержание пособия представляет собой часть учебного курса, которые студенты должны проработать самостоятельно, и в этом смысле оно дополняет соответствующий курс лекций.

Книга предназначена для студентов факультета "Двигатели летательных аппаратов" Куйбышевского авиационного института. Она может быть полезна студентам других факультетов и вузов.

Р е ц е н з е н т ы: профессор Д.И.Козлов, к.т.н. Н.Г.Трофимов

Виктор Павлович Лукачев, Александр Семенович Фрейдин

ЭНЕРГЕТИКА СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Учебное пособие

Редакторы: В.А.Курочкин, Э.А.Грязнова

Техн.редактор Н.М.Каленюк

Корректор С.С.Рубан

ЕО 00384. Подписано в печать 27/ХП-77 г. Формат 60x84/16.

Бумага оберточная белая. Физ.печ.л. 4,5. Усл.п.л.4,2.

Уч.-изд.л.4,3. Тираж 1000 экз. Цена 15 коп. Заказ № 308

Темплан 1977 г., поз. 2384.

Куйбышевский авиационный институт им. С.П.Королева,

г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

ротационный цех областной типографии им. В.П.Мяги,

г. Куйбышев, ул. Венцека, 60.

С О К Р А Щ Е Н И Я

- ВМУ - винто-моторная установка
- ВРД - воздушно-реактивный двигатель
- ДЛА - двигатель летательного аппарата
- ИСЗ - искусственный спутник Земли
- ИЭ - источник энергии
- КЛА - космический летательный аппарат
- КПД - коэффициент полезного действия
- ЛА - летательный аппарат
- ПВРД - прямоточный воздушно-реактивный двигатель
- ПД - поршневой двигатель
- ПЭ - преобразователь энергии
- РД - ракетный двигатель
- РТ - рабочее тело
- СУ - силовая установка
- ТВД - турбовинтовой двигатель
- ТРД - турбореактивный двигатель
- ТРДД - турбореактивный двигатель двухконтурный
- ЭРД - электрический ракетный двигатель
- ЭУ - энергетическая установка
- ЯРД - ядерный ракетный двигатель

ОСНОВНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ И КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Общие сведения о силовых и энергетических установках летательных аппаратов

Летательными аппаратами (ЛА) называют устройства для управляемого полета в атмосфере планет или космическом пространстве.

Летательный аппарат должен иметь силовую установку, обеспечивающую получение движущей силы, под действием которой происходит полет. Движущая сила используется для создания подъемной силы, преодоления сил аэродинамического сопротивления и гравитационных сил, а также для преодоления инерции ЛА при разгонах, торможениях и других маневрах. Без силовой установки возможны лишь полеты планеров и летательных аппаратов легче воздуха, а также баллистические полеты – перемещения ЛА под действием только гравитационных сил.

Устройство, которое обеспечивает получение движущей силы и производит работу по перемещению ЛА, называют движителем.

В соответствии с законами механики движущую силу можно получить только как силу реакции (отдачи) вещества, которое отбрасывается или выбрасывается движителем. Это вещество называется рабочим телом (РТ) движителя.

Получение движущей силы связано либо с увеличением скорости РТ движителя, либо с изменением направления этой скорости. Так как чаще всего имеет место увеличение скорости РТ движителя, то, как правило, ЛА должен иметь машину для преобразования исходной энергии в механическую работу, передаваемую движителю, или непосредственно в кинетическую энергию РТ движителя. Такую машину называют

двигателем, а вещество, посредством которого осуществляются преобразования энергии в двигателе, называют рабочим телом (РТ) двигателя.

Совокупность двигателя и движителя, а также всех агрегатов, обеспечивающих их работу, составляет силовую установку (СУ) летательного аппарата (очень часто силовую установку называют двигателем летательного аппарата - ДЛА).

Основной особенностью силовых установок ЛА является то, что движущая сила создается ими за счет непрерывного отбрасывания или выбрасывания в окружающую среду РТ движителей в газообразном состоянии. Эта особенность в решающей степени определяет как характер физических и энергетических процессов, которые должны протекать в двигателях и движителях, так и конструкцию движителей.

Силовые установки ЛА подразделяют на СУ непрямои реакции и СУ прямой реакции.

СУ непрямои реакции - это такие установки, в которых рабочим телом движителей является вещество, поступающее непосредственно из окружающей среды и не проходящее при этом через двигатели. Движущая сила в таких силовых установках создается, как правило, за счет отбрасывания сравнительно больших количеств РТ с относительно небольшими скоростями. Рабочие тела движителей и двигателей в СУ непрямои реакции оказываются разными, а сами движители и двигатели должны быть отдельными агрегатами. Такими СУ являются ВМ с ПД, ТВД и т.п.

СУ прямои реакции - это установки, в которых рабочим телом движителей являются проходящие через двигатели вещества. Они могут поступать из окружающей среды и запасаться на борту ЛА. Движущая сила в таких случаях создается в основном за счет выбрасывания сравнительно небольших количеств РТ с относительно большими скоростями. Для СУ прямои реакции характерным является то, что рабочие тела их движителей и двигателей, как правило, общие, а сами движители и двигатели обычно составляют единые агрегаты.

Силовыми установками прямои реакции являются все реактивные двигатели, которые разделяются на воздушно-реактивные двигатели (ВРД) и ракетные двигатели (РД).

ВРД - силовые установки прямои реакции, в которые рабочее тело поступает в основном из окружающей среды (атмосферы). Воздушно-реактивными двигателями являются ПВРД, ТРД, ТРДД и т.п.

РД — силовые установки прямой реакции, в которых рабочим телом являются вещества, запасенные на борту ЛА. Работа РД совершенно не зависит от окружающей среды, именно поэтому РД пригодны для космических полетов.

Следует иметь в виду, что почти всегда небольшая доля движущей силы СУ непрямо́й реакции создается по принципу прямой реакции. Например, к движущей силе непрямо́й реакции, создаваемой винтами, добавляется сила прямой реакции от рабочих тел двигателей, выбрасываемых через реактивные выхлопные патрубки (ВМУ с ПД) или сопла (ТВД). Что касается ВРД, то в них всегда небольшая доля движущей силы создается за счет выбрасывания топлива, которое запасается на борту ЛА (как в РД). Эти особенности необходимо учитывать при определении движущей силы.

В двигателях силовых установок обычно происходит несколько преобразований энергии из одного вида в другой. Поэтому любой двигатель можно рассматривать как совокупность нескольких преобразователей энергии (ПЭ) — устройств для прямого преобразования энергии.

Исходная энергия, преобразуемая в двигателе, может быть запасена на ЛА или может поступать из окружающей среды. Материальную среду, обладающую запасом исходной энергии, назовем источником энергии (ИЭ).

Наличие источника и преобразователей энергии характерно и для энергетических установок (ЭУ) летательных аппаратов, обеспечивающих электроэнергией аппаратуру и оборудование как самих ЛА, так и их СУ.

С энергетической точки зрения функцией СУ и ЭУ является выработка энергии определенного вида (кинетической в СУ и электрической в ЭУ). Поэтому одной из основных задач при изучении силовых и энергетических установок является выявление и анализ физико-технических возможностей и пределов использования исходной энергии того или иного вида и преобразований энергии из одного вида в другой, включая оценку эффективности соответствующих процессов и устройств.

Однако решению этой задачи должно предшествовать усвоение необходимых сведений о показателях и критериях эффективности СУ, ЭУ, ИЭ, ПЭ. Эти сведения и составляют дальнейшее содержание первого раздела.

Так как движущая сила любых СУ летательных аппаратов — это сила реакции (отдачи), которая возникает за счет отбрасывания или выбрасывания РТ двигателей, то она является равнодействующей сил взаимодействия РТ двигателей с "внутренними" поверхностями СУ. При этом "внутренними" следует считать те поверхности конструктивных элементов СУ, с которыми соприкасаются рабочие тела двигателей.

Тягой СУ летательных аппаратов (в отличие от движущей силы) называют приложенную к СУ равнодействующую сил взаимодействия РТ двигателей с "внутренними" поверхностями и окружающей среды с "наружными" поверхностями СУ (последние являются поверхностями конструктивных элементов СУ, с которыми соприкасается окружающая среда).

Ту часть тяги, которая соответствует взаимодействию РТ двигателей с "внутренними" поверхностями, назовем внутренней тягой СУ. Именно внутренняя тяга является движущей силой — силой реакции (отдачи), т.е. реактивной силой.

Другую часть тяги, соответствующую взаимодействию окружающей среды с "наружными" поверхностями, назовем наружной составляющей тяги СУ. Эта составляющая всегда направлена против внутренней тяги и является силой аэродинамического сопротивления ЛА или, в зависимости от принятых допущений, частью этой силы.

Отметим, что при работе СУ в пустоте (вне атмосферы) тяга и внутренняя тяга совпадают, т.е. тяга в пустоте и внутренняя тяга в пустоте — это одно и то же.

Формулу тяги СУ ЛА удобнее выводить, считая СУ неподвижной, а окружающую среду движущейся со скоростью ω_n , равной и противоположной направленной скорости полета (рис. 1).

При выводе формулы тяги примем следующие допущения (которые при таких выводах другими авторами всегда подразумеваются):

I — на "наружные" поверхности СУ и на внешние поверхности

* Этот и дальнейший материал данного раздела написан при участии доцента Курочкина В.А.

струй окружающей среды, поступающих в СУ, действуют только силы давления невозмущенной окружающей среды (атмосферы);

2 - направления векторов тяги и скорости полета совпадают (если направления этих векторов не совпадают, то под скоростью полета следует подразумевать составляющую скорости перемещения ЛА в направлении вектора тяги);

3 - плоскости выходных сечений СУ нормальны оси X , давления и скорости РТ в этих сечениях распределены равномерно, скорости нормальны сечениям;

4 - плоскость $H-H$ нормальна оси X и достаточно удалена от СУ, так что окружающая среда в этой плоскости еще невозмущена;

5 - движение окружающей среды и рабочих тел относительно СУ стационарное (по крайней мере, в рассматриваемых сечениях).

Окружающая среда (атмосфера)

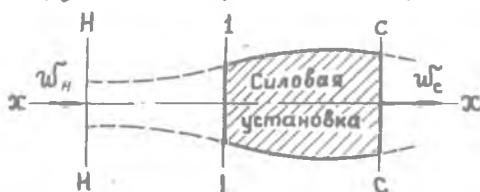


Рис. 1. К выводу формулы тяги

сил взаимодействия по этим поверхностям. Закон сохранения количества движения при указанных допущениях выражается в виде известного из курса гидродинамики уравнения количества движения для струйного потока жидкости или газа.

Для РТ, заключенных внутри СУ между входными и выходными сечениями (на рис. 1 заштриховано) и внутри струй окружающей среды, поступающих в СУ, это уравнение принимает вид

$$\sum_{i_c} (\dot{m}_{\text{в}i} + \dot{m}_i) w_{ci} - \sum_{i_i} \dot{m}_{\text{в}i} w_n =$$

$$= \sum_{i_i} P_n F_{ni} + P_n \sum_{i_i} (F_{i1} - F_{n1}) + P_{\text{вн}} - \sum_{i_c} P_{ci} F_{ci}, \quad (I)$$

где i_c - число выходных сечений СУ, через которые РТ выбрасываются в окружающую среду; \dot{m}_B - массовый расход в выходном сечении той части РТ, которая поступила в СУ из окружающей среды; \dot{m} - то же для той части РТ, которая поступила в СУ из запасов на ЛА; i_1 - число входных сечений, через которые внутрь СУ поступает вещество из окружающей среды; \dot{m}_{B1} - массовый расход вещества в струе окружающей среды, поступающей в СУ; p_c, w_c - давление и скорость РТ в выходном сечении; F_1, F_c - площадь входного и выходного сечений; F_H - площадь струи в сечении Н-Н, соответствующая расходу \dot{m}_{B1} ; p_H, w_H - давление и скорость невозмущенной окружающей среды; P_{BH} - внутренняя тяга СУ, которая в этом уравнении записывается как сила, действующая на РТ, что можно делать в соответствии с законом Ньютона о равенстве сил действия и противодействия.

В дальнейшем скорость w_c будем называть скоростью истечения РТ двигателя; расход \dot{m}_B - массовым расходом воздуха, расход \dot{m} - массовым расходом топлива или запасенного на ЛА рабочего тела.

Из уравнения (1) после преобразований получим формулу в н у т р е н н е й т я г и СУ ЛА:

$$P_{BH} = \sum_{i_c} [\dot{m}_{B1}(w_{ci} - V) + \dot{m}_i w_{ci} + p_{ci} F_{ci}] - p_H \sum_{i_1} F_{1i} \quad (2)$$

Здесь скорость w_H заменена численно равной скоростью полета V и использовано равенство $\sum_{i_1} \dot{m}_{B1i} = \sum_{i_c} \dot{m}_{B1}$, выражающее закон сохранения массы для стационарного движения между сечениями 1-1 и c-c (см. рис.1) той части РТ, которая поступает в СУ из окружающей среды.

Н а р у ж н а я с о с т а в л я ю щ а я т я г и $P_{нар}$ при указанных допущениях определяется как равнодействующая сил давления невозмущенной окружающей среды на "наружные" поверхности СУ:

$$P_{нар} = p_H (\sum_{i_1} F_{1i} - \sum_{i_c} F_{ci}) \quad (3)$$

Т я г а СУ ЛА равна сумме внутренней тяги и наружной составляющей тяги: $P = P_{BH} + P_{нар}$. Подставляя в это выражение правые части равенств (2) и (3), после преобразований получим ф о р м у л у т я г и СУ ЛА:

$$P = \sum_{i_c} [\dot{m}_{B1}(w_{ci} - V) + \dot{m}_i w_{ci} + (p_{ci} - p_H) F_{ci}] \quad (4)$$

Выражение (4) позволяет получить формулу тяги любой конкретной СУ, а также любого двигателя.

Например, для воздушного винта, который является автономным двигателем, в формуле (4) следует полагать: $i_c = 1$; $\dot{m}_{vi} = (\dot{m}_v)_{\text{винта}}$; $\dot{m}_i = 0$; $w_{ci} = (w_c)_{\text{винта}}$; $P_{ci} = P_n$, после чего формула тяги винта примет вид

$$P_{\text{винта}} = (\dot{m}_v)_{\text{винта}} [(w_c)_{\text{винта}} - V],$$

где $(\dot{m}_v)_{\text{винта}}$ - расход воздуха через площадь, ометаемую лопастями винта; $(w_c)_{\text{винта}}$ - осевая скорость воздуха за винтом.

Для ВМУ с ЦД к тяге винта нужно добавить тягу реактивных выхлопных патрубков поршневого двигателя, тогда формула тяги примет вид

$$P_{\text{ВМУ ПД}} = P_{\text{винта}} + \dot{m}_v (w_c - V) + \dot{m} w_c + (p_c - p_n) F_c,$$

где \dot{m}_v , \dot{m} - расход воздуха и топлива в ЦД; p_c , w_c - давление и скорость продуктов сгорания в выходных сечениях выхлопных патрубков; F_c - суммарная площадь выходных сечений в проекции на плоскость, нормальную оси x .

Поскольку в ТВД часть расхода $(\dot{m}_v)_{\text{винта}}$, равная \dot{m}_v , поступает в двигатель и затем выбрасывается из сопла вместе с расходом топлива \dot{m} , то формулу тяги ТВД следует записать:

$$P_{\text{ТВД}} = P_{\text{винта}} + \dot{m}_v [w_c - (w_c)_{\text{винта}}] + \dot{m} w_c + (p_c - p_n) F_c,$$

где F_c - площадь выходного сечения сопла; p_c , w_c - давление и скорость продуктов сгорания в этом сечении.

Поскольку поступивший в ТРД воздух и сгораемое в нем топливо выбрасываются через сопло, то формула тяги ТРД принимает вид

$$P_{\text{ТРД}} = \dot{m}_v (w_c - V) + \dot{m} w_c + (p_c - p_n) F_c.$$

Обычно в ТРД $p_c \approx p_n$, $\dot{m} \ll \dot{m}_v$. Тогда формула тяги упрощается:

$$P_{\text{ТРД}} \approx \dot{m}_v (w_c - V).$$

Из этой формулы в явном виде следует, что скорость истечения должна быть больше скорости полета. Очевидно, что это относится

только к тем СУ, рабочее тело которых поступает в основном из атмосферы.

Наконец, формулу тяги РД следует записывать в виде

$$P_{PD} = \sum_{i_c} [\dot{m}_i \omega_{ci} + (p_{ci} - p_H) F_{ci}] ,$$

так как для РД всегда $\dot{m}_{gi} = 0$

Если РД имеет одно выходное сечение, то формулы тяги приобретают более простой вид:

$$P_{PD} = \dot{m} \omega_c + (p_c - p_H) F_c ,$$

$$P_{вн PD} = \dot{m} \omega_c + p_c F_c , \quad P_{нар PD} = - p_H F_c .$$

Для РД, работающих вне атмосферы (в пустоте), когда $p_H = 0$ используются формулы тяги в пустоте:

$$P_{п PD} = \sum_{i_c} (\dot{m}_i \omega_{ci} + p_{ci} F_{ci}) , \quad P_{вн п PD} = P_{п PD} , \quad P_{нар п} = 0 .$$

Следует помнить, что при работе РД в атмосфере, когда $p_H \neq 0$ обычно имеет место равенство $P_{вн PD} = P_{п PD}$, но на режимах работы РД со скачками уплотнения внутри сопел $P_{вн PD} > P_{п PD}$.

Мощность силовых и энергетических установок

Мощность является основным энергетическим показателем любой силовой или энергетической установки.

Различают эффективную и тяговую мощности СУ ДА.

Эффективной мощностью СУ ДА называется приращение кинетической энергии РТ двигателей, приходящееся на единицу времени:

$$N_e = \sum_{i_c} \left[\frac{\dot{m}_{gi}}{2} (\omega_{ci}^2 - V^2) + \frac{\dot{m}_i}{2} \omega_{ci}^2 \right] . \quad (5)$$

По аналогии с формулами тяги можно записать следующие формулы эффективной мощности некоторых конкретных двигателей и силовых установок:

$$N_{e \text{ винта}} = \frac{(\dot{m}_B)_{\text{винта}}}{2} [(\omega_c)_{\text{винта}}^2 - V^2] ;$$

$$N_{e \text{ вму пр}} = N_{e \text{ винта}} + \frac{\dot{m}_B}{2} (\omega_c^2 - V^2) + \frac{\dot{m}}{2} \omega_c^2 ;$$

$$N_{e \text{ ТВД}} = N_{e \text{ винта}} + \frac{\dot{m}_B}{2} [\omega_c^2 - (\omega_c)_{\text{винта}}^2] + \frac{\dot{m}}{2} \omega_c^2 ;$$

$$N_{e \text{ ТРД}} = \frac{\dot{m}_B}{2} (\omega_c^2 - V^2) + \frac{\dot{m}}{2} \omega_c^2 ;$$

$$N_{e \text{ РД}} = \frac{\dot{m}}{2} \omega_c^2 .$$

Следует иметь в виду, что эффективная мощность СУ непрямо́й реакции практически равна мощности, подводимой к автономным двигателям этих СУ. То же присуще и некоторым РД (например, электро-ракетным двигателям).

Тяговой мощностью СУ ЛА называется полезная мощность, передаваемая силовой установкой летательному аппарату. Эта мощность определяется как работа тяги СУ в полете, приходящаяся на единицу времени.

Формула тяговой мощности имеет вид

$$N_p = P V , \tag{6}$$

где V — составляющая скорости перемещения ЛА в направлении вектора тяги.

Для ЭУ имеет смысл лишь понятие эффективной мощности, под которой следует понимать мощность, отдаваемую потребителям электроэнергии на борту ЛА. Эта мощность называется также выходной или полезной мощностью ЭУ.

Удельные показатели

Тяга и мощность являются лишь количественными показателями, которые в той или иной мере определяют области и возможности применения СУ и ЭУ, тактико-технические данные ЛА и т.п.. Однако эти показатели не характеризуют эффективность или совершенство СУ и ЭУ.

В качестве критериев эффективности и совершенства СУ и ЭУ, а также входящих в их состав ИЭ и ПЭ применяются удельные показатели, из которых основными являются удельная тяга, удельные расходы рабочих тел (особенно топлива), а также удельные массы как ЛА в целом, так и СУ, ЭУ, ИЭ, ПЭ.

Удельная тяга СУ ЛА – это тяга, приходящаяся на единицу расхода воздуха:

$$P_{y\partial} = P / \sum_{i_1} \dot{m}_{v i_1} \quad (7)$$

Удельный импульс СУ ЛА – это тяга, приходящаяся на единицу расхода топлива:

$$J_{y\partial} = P / \sum_{i_c} \dot{m}_{i_c} \quad (8)$$

Для оценки РД применяется также величина удельного импульса в пустоте

$$J_{y\partial, n} = P_n / \sum_{i_c} \dot{m}_{i_c} \quad (8a)$$

Удельный импульс, являясь критерием эффективности и совершенства СУ, зависит также от условий полета – скорости полета и давления окружающей среды. Удельный импульс в пустоте, имеющий смысл только при оценке РД, не зависит от условий полета и характеризует, следовательно, только эффективность и совершенство самого РД и его рабочего процесса.

Удельный расход топлива в СУ ЛА – это расход топлива, приходящийся на единицу тяги:

$$C_{y\partial} = \sum_{i_c} \dot{m}_{i_c} / P \quad (9)$$

Очевидно, что $\gamma_{уд}$ и $C_{уд}$ являются взаимно-обратными величинами. На практике $\gamma_{уд}$ обычно применяется для оценки РД, а $C_{уд}$ — для оценки ВРД и СУ непрямо́й реакции.

Эффективный удельный расход топлива в СУ ЛА — это расход топлива, приходящийся на единицу эффективной мощности:

$$C_e = \sum_{i_c} m_i / N_e \quad (10)$$

Критерии $P_{уд}$, $\gamma_{уд}$ и $C_{уд}$ определяют эффективность и совершенство СУ ЛА как совокупности двигателя и движителя, в то время как C_e является характеристикой СУ ЛА как двигателя — машины для преобразований энергии.

Значения $P_{уд}$, $\gamma_{уд}$, $C_{уд}$, C_e для некоторых СУ ЛА приведены в табл. I.

Следует помнить, что удельная тяга и удельный импульс обычно рассчитываются по отношению к секундне́му расходу воздуха или топлива, а удельный расход топлива определяется за один час.

Отметим, что для оценки ЭУ, ИЭ, ПЭ пригоден лишь удельный показатель C_e , который в этих случаях следует рассматривать как эффективный удельный расход соответствующего рабочего тела.

Удельная масса СУ ЛА — это масса силовой установки, приходящаяся на единицу тяги:

$$m_{cy} = M_{cy} / P$$

Удельная масса ЛА — это масса летательного аппарата, приходящаяся на единицу тяги:

$$m_{ЛА} = M_{ЛА} / P.$$

Необходимо отметить, что массу баков с запасенным в них топливом относят к массе ЛА.

Удельная масса ИЭ или ПЭ — это масса, приходящаяся на единицу эффективной мощности.

Значения удельных масс некоторых СУ приведены в табл. I.

Часто в расчетах применяются эквивалентные критерии — удельный вес СУ или ЛА:

Таблица 1

Тип СУ	Р _{уд} дан.с/кг	У _{уд} дан.с/кг	С _{уд} кг/дан.ч	С _е кг/кВт.ч	-м		η _е
					кг/дан	кг/кВт	
ВМУ с ПД	-	-	-	0,27-0,42	-	0,5-0,7	0,20-0,28
ТВД	-	-	-	0,33-0,46	-	0,2-0,4	0,18-0,28
ТРЦД	35-50	-	0,3-0,7	-	0,2-0,4	-	0,20-0,30
ТРД	50-70	-	0,8-1,1	-	0,1-0,3	-	0,25-0,35
ШРД	40-50	-	2,5-3,0	-	0,02-0,03	-	0,60-0,70
ЖРД	-	240-420	15-9	-	0,01-0,03	-	0,30-0,70
РДТТ	-	200-260	18-14	-	менее 0,01	-	0,30-0,60
ЯРД	-	600-1100	6-3	-	-	-	0,50-0,70

Таблица 2

Тип ДА	Самолетн		Ракетн		К ДА
	тяжелые	легкие	тяжелые	легкие	
Тговооруженность	до 0,3	до 0,7	до 1,5	1,5-2,5	1-1,10 ⁸
			до 1,5		

$$\gamma_{\text{СУ}} = G_{\text{СУ}} / P ;$$

$$\gamma_{\text{ЛА}} = G_{\text{ЛА}} / P ,$$

где $G_{\text{СУ}}$, $G_{\text{ЛА}}$ — вес СУ или ЛА.

Величина, обратная удельному весу ЛА и представляющая собой отношение тяги СУ к весу ЛА, называется тягов о о р у ж е н н о с т ь ю ЛА. Это один из важных критериев, определяющих свойства летательного аппарата при взлете и маневрах. Значения тяговооруженности некоторых ЛА приведены в табл. 2.

При наличии аэродинамического сопротивления большое значение приобретают такие показатели, как уд е л ь н а я м и д е л ь н а я п л о щ а д ь или уд е л ь н а я м и д е л ь н а я т я г а :

$$F_{\text{уд. мид}} = F_{\text{мид}} / P ; \quad P_{\text{уд. мид}} = P / F_{\text{мид}} ,$$

где $F_{\text{мид}}$ — площадь миделя СУ ЛА.

Удельная мидельная тяга воздушно-реактивных двигателей составляет 10–80 кН/м².

Важными показателями СУ и ЭУ являются также величины, характеризующие их ресурс, надежность, стоимость. Эти и уже рассмотренные показатели определенным образом учитываются при проектировании ЛА, СУ, ЭУ.

Обычно по результатам многовариантных проектных расчетов определяется оптимальное сочетание всех показателей, обеспечивающее наилучшую эффективность ЛА. В некоторых случаях достигнуть этого удается, применяя единый универсальный критерий. Например, для самолетов гражданской авиации таким критерием может быть стоимость пассажиро-километра или тонно-километра, для ракет — масса полезного груза или стоимость вывода на орбиту единицы этой массы и т.п.

Однако при создании СУ и ЭУ всегда существуют проблемы обеспечения достаточно больших удельных тяг и малых удельных расходов, в связи с чем эти показатели всегда являются важными критериями эффективности силовых и энергетических установок летательных аппаратов.

Коэффициенты полезного действия

Коэффициент полезного действия (КПД) есть характеристика эффективности системы (устройства, машины) в отношении преобразования или передачи энергии.

Различают КПД отдельного элемента (ступени) машины и КПД машины в целом (отдельным элементом машины является каждый ПЭ, а машины в целом – совокупность нескольких ПЭ).

КПД отдельного ПЭ и соответствующего ему энергетического процесса следует определять как отношение полезной энергии этого преобразователя или процесса к его располагаемой энергии.

Располагаемая энергия – это количество энергии, которое могло бы быть преобразовано при обратимом протекании данного энергетического процесса до равновесия с окружающей средой.

Полезная энергия – это количество энергии, которое либо является располагаемой энергией для последующего ПЭ, либо представляет собой полезную работу или теплоту, если данный ПЭ является завершающим в рассматриваемой системе (машине). Полезную работу или теплоту называют также внешней, эффективной, использованной, превращенной и т.п.

Общий КПД машины должен быть равен произведению КПД отдельных ПЭ. Именно этому условию удовлетворяют приведенные определения полезной и располагаемой энергий.

Значение любого КПД удобно выражать через отношение полезной и располагаемой энергий, приходящихся либо на единицу массы РТ, либо на единицу времени. В первом случае КПД будет определяться отношением удельных энергий, во втором – отношением мощностей. Необходимо помнить, что в первом случае должен быть неизменным расход РТ, а во втором все процессы должны быть стационарными.

На рис. 2 представлена диаграмма энергетического (мощностного) баланса СУ ЛА. В соответствии с этим балансом и последовательностью протекания энергетических процессов с и с т е м а КПД для СУ ЛА может быть представлена в виде:

$$\eta_0 = \eta_e \eta_p; \quad \eta_e = \eta_i \eta_m,$$

где η_0 – общий КПД (полный, экономический); η_p – тяговый

Тяговый КПД и располагаемая мощность силовой установки

Тяговый КПД определяется отношением тяговой мощности к располагаемой механической мощности СУ ЛА:

$$\eta_p = N_p / N_m.$$

Располагаемая механическая мощность определяется как сумма тяговой мощности и потерянной механической мощности:

$$N_m = N_p + N_{m \text{ пот.}}$$

В соответствии с законами механики и термодинамики тяговый КПД должен быть максимальным при $w_{ci} = V$. Если $w_{ci} \neq V$, то РТ двигателей, покинув силовую установку, будут обладать секундной кинетической энергией, пропорциональной расходам этих РТ и квадрату разности скоростей w_{ci} и V . Эта энергия и является потерянной механической мощностью СУ ЛА:

$$N_{m \text{ пот.}} = \sum_{ic} \frac{\dot{m}_{вi} + \dot{m}_i}{2} (w_{ci} - V)^2.$$

Используя это выражение и равенства (4), (6), после подстановок и преобразований получим формулу располагаемой механической мощности СУ ЛА:

$$N_m = \sum_{ic} \left[\frac{\dot{m}_{вi}}{2} (w_{ci}^2 - V^2) + \frac{\dot{m}_i}{2} (w_{ci}^2 + V^2) + (p_{ci} - p_m) F_{ci} V \right].$$

Если пренебречь членами с разностью давлений (они обычно малы по сравнению с суммой двух других членов) и учесть выражения (5) и (6), то формулы N_m и η_p примут вид

$$N_m = N_e + \sum_{ic} (\dot{m}_i V^2 / 2), \quad \eta_p = \frac{P_V}{N_e + \sum_{ic} (\dot{m}_i V^2 / 2)}.$$

Если по-прежнему пренебрегать членами с разностью давлений, а для ВРД полагать $\dot{m} = 0$, то формулы тягового КПД для ВРД и РД примут вид

$$\eta_{P \text{ ВРД}} = \frac{2 \frac{V}{\omega_c}}{1 + \frac{V}{\omega_c}}; \quad \eta_{P \text{ РД}} = \frac{2 \frac{V}{\omega_c}}{1 + \left(\frac{V}{\omega_c}\right)^2}.$$

На рис. 3 представлены зависимости, построенные по этим формулам. Из рисунка и формул видно, что максимальное значение η_P равно единице. Это значение соответствует, как и следовало ожидать, равенству $\omega_c = V$. Поскольку для любого ВРД должно быть $\omega_c > V$, то всегда $\eta_{P \text{ ВРД}} < 1$. Для РД возможно $\omega_c \approx V$, следовательно, $\eta_{P \text{ РД}} \approx 1$. Аналогичные зависимости и выводы имеют место для любых СУ ЛА.

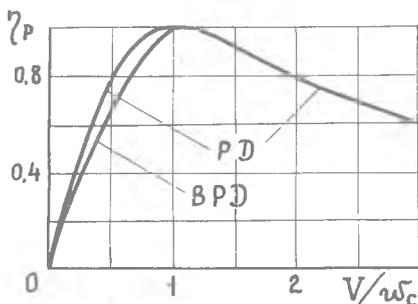


Рис. 3. Тяговый КПД воздушно-реактивных и ракетных двигателей

$$N_0 = N_{иэ} + \frac{\sum \dot{m}_i V^2/2}{\eta_e}.$$

Из формулы видно, что располагаемая общая мощность СУ ЛА представляет сумму мощности ИЭ и приведенной к уровню этой мощности секундной кинетической энергии РТ, запасенного на ЛА и движущегося вместе с ним со скоростью полета [9].

Так как общий КПД всегда принимает равным произведению эффективного и тягового КПД, а тяговая мощность является полезной секундной работой СУ ЛА, то располагаемая общая мощность должна определяться равенством $N_0 = N_P / \eta_0$.

После соответствующих подстановок и преобразований формула располагаемой общей мощности СУ ЛА принимает вид

ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ ДЛЯ СИЛОВЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Общая характеристика источников энергии

Как отмечалось, источником энергии следует считать материальную среду, которая обладает запасом и с - х о д н о й э н е р г и и , преобразуемой в СУ или ЭУ.

ИЭ называют в н е ш н и м , если исходная энергия поступает от внешних по отношению к ЛА материальных полей или тел.

ИЭ называют б о р т о в ы м , если он представляет собой вещество или совокупность веществ, из которых хотя бы одно запасается на ЛА.

Особенности любого ИЭ определяются, прежде всего, видом исходной энергии. Чтобы выявить возможные виды исходной энергии, воспользуемся общей классификацией видов энергии, предлагаемой Г.Н.Алексеевым:

1. Аннигиляционная – энергия системы вещество – антивещество, освобождающаяся в процессе аннигиляции частиц и античастиц.

2. Ядерная – энергия связи между ядерными частицами, освобождающаяся при делении тяжелых и синтезе легких ядер.

3. Химическая – энергия, связанная с определенным химическим строением веществ и освобождающаяся при протекании химических реакций.

4. Упругостная – энергия упруго измененных тел, освобождающаяся при снятии нагрузки.

5. Гравистатическая – энергия, связанная с положением тел в гравитационном поле и накапливаемая телами при преодолении сил гравитации.

6. Электростатическая – энергия взаимодействия электрических зарядов, накапливаемая определенной системой электрически заряженных тел.

7. Магнитостатическая – энергия взаимодействия "магнитных зарядов", накапливаемая телом, способным преодолевать силы магнитного поля.

8. Нейтриностатическая – энергия, связанная с положением тел в нейтринном поле (существование которого предполагается) и накапливаемая при преодолении сил этого поля.

9. Тепловая – та часть кинетической энергии неупорядоченного движения и потенциальной энергии сил взаимодействия частиц вещества, которая поддается освобождению при наличии разности температур в различных точках данной макросистемы или между макросистемой и окружающей средой (в количестве, пропорциональном этой разности температур).

10. Механическая – энергия движения макросистем (тел).

11. Электродинамическая – энергия электрического тока (упорядоченного движения электрических зарядов).

12. Электромагнитная или фотонная – энергия потока фотонов (квантов электромагнитного поля).

13. Гравитационная – энергия потока гравитонов (гипотетических квантов гравитационного поля).

14. Мезодинамическая – энергия потока мезонов (квантов ядерного поля).

15. Нейтринодинамическая – энергия потока нейтрино (квантов нейтринного поля, так называемых, бета-сил).

Первые восемь видов энергии часто называют потенциальными, так как энергия этих видов зависит от положения или напряженности систем. Тепловая энергия занимает промежуточное положение. Остальные семь видов энергии относятся к кинетическим, так как энергия этих видов является мерой физического движения соответствующих объектов. Запасать можно и кинетическую энергию (например, с помощью вращающихся маховиков), поэтому понятие "запасенная энергия" может относиться и к потенциальным, и к кинетическим видам энергии, но понятие "потенциальная энергия" всегда означает "запасенная энергия".

Очевидно, что исходная энергия бортовых ИЭ может быть только "запасенной энергией", а исходная энергия внешних ИЭ может быть только кинетической.

Решая вопрос о возможности использования энергии того или иного вида, следует иметь в виду, что энергию, указанную в п. 8, 13, 14,

15, пока не удастся использовать, гравистатическая энергия может использоваться только для перемещений ЛА под действием гравитационных сил, а электродинамическую энергию невозможно ни запасти, ни передать на ЛА извне в необходимых количествах.

Следовательно, исходной энергией всех внешних ИЭ может быть только электромагнитная энергия, а бортовых – энергия видов, указанных в п. 1,2,3,4,6,7,9,10.

В зависимости от вида исходной энергии бортовые ИЭ могут быть двоякого рода – либо аккумуляторами исходной энергии, либо веществом или совокупностью веществ, которые обладают запасом исходной энергии и расходуются при работе СУ или ЭУ.

Те из запасенных на ЛА веществ, которые входят в состав ИЭ и расходуются при работе СУ или ЭУ, называются топливом, а каждое из этих веществ – компонентом топлива. Необходимо отметить, что в ряде случаев (но не всегда) топлива представляют собой бортовые ИЭ. Например, топлива химических РД являются бортовыми ИЭ, а топливо ВРД составляет лишь часть бортового ИЭ, другой частью которого является воздух, поступающий из атмосферы.

Основной энергетической характеристикой бортовых ИЭ является их удельная энергоёмкость – количество исходной энергии, приходящееся на единицу массы аккумулятора исходной энергии или топлива.

Для внешних ИЭ понятие "удельная энергоёмкость" не имеет смысла. Энергетической характеристикой внешних ИЭ может быть, например, интенсивность потока исходной энергии – количество этой энергии, приходящееся на единицу площади воспринимающей поверхности и единицу времени.

Химические источники энергии

В настоящее время наиболее широко используются химические ИЭ. Объясняется это тем, что в природе имеются большие запасы веществ, химическая энергия которых легко освобождается при горении или разложении. Кроме того, существует возможность получения и хранения таких веществ, химическая энергия которых освобождается при разлож-

бинации, нейтрализации, переходе атомов из более возбужденных энергетических состояний в менее возбужденные. Наконец, химическая энергия сравнительно легко преобразуется в тепловую или электрическую, что и позволяет использовать ее в СУ и ЭУ.

В табл. 3 приведены значения удельной энергоемкости некоторых химических реакций. Из таблицы видно, что наибольшую удельную энергоемкость имеют вещества в атомарном или ионизированном состоянии. Поэтому сейчас исследуется возможность получения и хранения таких веществ путем разложения химических соединений (например, $LiH \rightarrow Li + H$), изучается радиолиз воды $H_2O \rightarrow H + OH + H_2 + H_2O_2 + H_2O_2$, дающий смесь атомов и молекул с повышенным запасом химической энергии, и т.д.

Таблица 3

Исходные вещества	Продукты реакции	Уд. энергоемкость, МДж/кг
$Na_2HPO_4 + H_2O$	$Na_2HPO_4 \cdot 12H_2O$	0,3
$H_2 + O_2$	H_2O	130
$H + H$	H_2	2180
HeH	$He + H_2$	5600
$H^+ + e^-$	H	7700
He (возбужденный)	He	8150

В ядерных реакторах при бомбардировке нейтронами можно получать свободные радикалы (например, $H_2 \rightarrow H + H$), но этот процесс необходимо вести в специальных ловушках, охлаждаемых жидким гелием до $-270^\circ C$, так как при обычных температурах время существования свободных радикалов крайне мало ($10^{-3} - 10^{-8}$ с). Стабильная концентрация свободных радикалов пока не превышает 1% при температурах ниже $-270^\circ C$.

В настоящее время ведутся исследования, связанные с получением твердого водорода с некоторым содержанием замороженных свободных радикалов. Разгадка устойчивости шаровых молний, состоящих, по некоторым предположениям, из свободных радикалов кислорода и азота, позволит, возможно, решить проблему стабилизации "возбужденных" атомов в обычных условиях.

Таким образом, использование искусственно возбужденных веществ

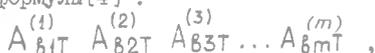
в качестве химических ИЭ пока крайне затруднительно и является делом будущего.

Поэтому рассмотрим химические ИЭ, энергия которых освобождается при горении или разложении. Такими ИЭ являются химические ракетные топлива и топлива атмосферных двигателей.

Химические ракетные топлива

Ракетное топливо — это вещество или совокупность веществ, являющихся источником энергии и рабочего тела РД. К этому общепринятому определению необходимо добавить, что ракетное топливо является бортовым ИЭ, так как оно полностью запасается на ЛА. Ракетное топливо может быть источником энергии для ЭУ.

Состав ракетного топлива удобно представлять в виде условной формулы [4]:



где m — число химических элементов, из которых состоит топливо; $A^{(m)}$ — символ m -го химического элемента; B_{mT} — количество атомов химического элемента $A^{(m)}$ в условной молекуле топлива.

Условная молекулярная масса топлива определяется при этом равенством

$$\mu_T = \sum_m B_{mT} \mu_m,$$

где μ_m — атомная масса химического элемента $A^{(m)}$.

Так как состав топлива обычно задается массовыми долями его компонентов, то количества атомов определяются по формуле

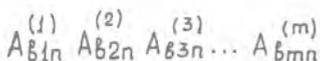
$$B_{mT} = \sum_n g_n B_{mn} \mu_n / \mu_T,$$

где n — число компонентов топлива; B_{mn} — число атомов химического элемента $A^{(m)}$ в условной формуле n -го компонента;

μ_n, g_n — условная молекулярная масса и массовая доля n -го компонента.

Значение μ_T при этом может быть произвольным и выбирается удобным для расчетов.

Состав каждого компонента топлива также должен быть представлен формулой вида



с молекулярной массой

$$\mu_n = \sum_m \nu_{mn} \mu_m .$$

Если компонент топлива является простым химическим веществом, то эта формула известна (например, $C_2H_8N_2$, N_2H_4 , H_2 , O_2 , N_2 и т.п.).

Если компонент топлива является смесью нескольких простых веществ, то его состав обычно задается массовыми долями этих веществ в компоненте. Тогда нужно составить условную формулу компонента так же, как для топлива, полагая компонент топливом, составляющие компонент вещества — компонентами топлива, и задаваясь произвольным значением μ_n , удобным для расчетов.

Основной характеристикой состава ракетного топлива является коэффициент избытка окислительных элементов — отношение суммарного количества окислительных элементов в топливе к их суммарному стехиометрическому количеству (при котором получились бы только продукты полного сгорания):

$$\alpha_{o. \text{эл}} = - \frac{\sum_m^{(-)} \nu_{mt} \nu_m}{\sum_m^{(+)} \nu_{mt} \nu_m} .$$

В этой формуле знак (-) означает, что сумма берется только для химических элементов с электроотрицательной валентностью ($\nu_m < 0$), а знак (+) означает то же, но с электроположительной валентностью ($\nu_m > 0$).

Эту формулу нетрудно понять, если иметь в виду, что окислительные элементы — это элементы с электроотрицательной валентностью, а продуктами полного сгорания являются простые вещества, для молекул которых алгебраическая сумма валентностей химических элементов равна нулю.

В табл. 4 приведены валентности основных химических элементов. Напомним, что химические элементы с электроположительной валентностью называются восстановительными.

Если ракетное топливо двухкомпонентное, то

компонент с преобладанием окислительных элементов называют окислителем, а компонент с преобладанием восстановительных элементов — горючим.

Таблица 4

Элемент	Относит. атомная масса	Валентность	Элемент	Относит. атомная масса	Валентность
H	1,008	+I	Na	22,990	+I
He	4,003	—	Mg	24,305	+2
Li	6,941	+I	Al	26,982	+3
Be	9,012	+2	Si	28,086	+4
B	10,811	+3	P	30,974	+5
C	12,011	+4	S	32,060	+4
N	14,007	—	Cl	35,453	-I
O	15,999	-2	Ar	39,948	—
F	18,998	-I	K	39,098	+I
Ne	20,179	—	Br	79,904	-I

При расчете двухкомпонентных топлив вместо коэффициента избытка окислительных элементов используются коэффициенты соотношения компонентов или коэффициент избытка окислителя.

Стехиометрический молярный коэффициент соотношения компонентов — число молей окислителя, необходимое для обеспечения полного сгорания одного моля горючего:

$$\alpha_0' = \frac{\sum v_{mг} \nu_m}{\sum v_{mок} \nu_m},$$

где $v_{mг}$, $v_{mок}$ — число атомов химического элемента $A^{(m)}$ в условных молекулах горючего и окислителя.

Формула горючего или окислителя может быть или обычной химической формулой, если горючее или окислитель является простым веществом, или условной формулой, если горючее или окислитель состоят из нескольких простых веществ.

Стехиометрический коэффициент соотношения компонентов — число килограммов

окислителя, необходимой для обеспечения полного сгорания одного килограмма горючего:

$$\alpha_0 = \alpha'_0 \frac{\mu_{\text{ок}}}{\mu_{\text{г}}},$$

где $\mu_{\text{г}}$, $\mu_{\text{ок}}$ - молекулярные массы горючего и окислителя.

Для топлив, окислители и горючие которых состоят из водорода, углерода, кислорода и азота с массовыми долями $q_{\text{Hок}}$, $q_{\text{Cок}}$, $q_{\text{Oок}}$, $q_{\text{Hг}}$ и $q_{\text{Cг}}$, $q_{\text{Oг}}$, $q_{\text{Nг}}$, эту формулу можно представить в виде

$$\alpha_0 = \frac{8q_{\text{Hг}} + 8q_{\text{Cг}}/3 - q_{\text{Oг}}}{q_{\text{Oок}} - 8q_{\text{Hок}} - 8q_{\text{Cок}}/3}.$$

Действительный коэффициент соотношения компонентов обычно выбирают отличающимся от стехиометрического.

Коэффициент избытка окислителя - отношение действительного коэффициента соотношения компонентов к стехиометрическому:

$$\alpha = \alpha'_0 / \alpha_0 = \alpha / \alpha_0.$$

Для двухкомпонентных топлив при известных значениях α и α'_0 справедливы следующие соотношения:

$$v_{\text{мг}} = v_{\text{мг}} + \alpha \alpha'_0 v_{\text{мок}};$$

$$\mu_{\text{г}} = \mu_{\text{г}} + \alpha \alpha'_0 \mu_{\text{ок}};$$

$$\alpha_{\text{о.эл}} = \frac{\sum_{\text{м}}^{(-)} v_{\text{мг}} \nu_{\text{м}} + \alpha \alpha'_0 \sum_{\text{м}}^{(-)} v_{\text{мок}} \nu_{\text{м}}}{\sum_{\text{м}}^{(+)} v_{\text{мг}} \nu_{\text{м}} + \alpha \alpha'_0 \sum_{\text{м}}^{(+)} v_{\text{мок}} \nu_{\text{м}}}$$

Очевидно, что при $\alpha = 1$ имеет место $\alpha_{\text{о.эл}} = 1$.

Запас химической энергии в топливе оценивается удельной теплотой сгорания - количеством тепла, выделяющегося при сгорании или разложении 1 кг топлива. Удельная теп-

лота сгорания определяется при одинаковой температуре начальных и конечных веществ, равной 20 или 25°C.

Различают высшую и низшую удельную теплоту сгорания. Высшая удельная теплота сгорания определяется при сжигании топлива в калориметрической бомбе; низшая — вычитанием из удельной теплоты высшей теплоты конденсации воды, содержащейся в продуктах сгорания 1 кг топлива.

Удельная теплота сгорания ракетных топлив существенно зависит от их состава (табл. 5). Она максимальна при $\alpha = 1$ и уменьшается как при избытке горючего ($\alpha < 1$) из-за появления продуктов неполного сгорания вследствие недостатка окислителя, так и при избытке окислителя ($\alpha > 1$) из-за появления в продуктах сгорания свободных молекул окислительных элементов.

Таблица 5

Окислитель	Горючее	H _u кДж/кг	P _{уд} даН·с/кг	Плотность топлива, кг/м ³
Жидкий кислород	Жидкий водород	12700	292	350
	Керосин	9500	304	1010
	НДМГ	9350	314	1010
	Гидразин	8120	329	1070
Азотная кислота	Керосин	6030	260	1320
	Тонка	6120	262	1320
	НДМГ	—	270	1300
Перекись водорода	Керосин	—	280	1310
	Гидразин	—	289	1270
Жидкий фтор	Жидкий водород	12700	412	650
	Гидразин	10100	363	1320
	Аммиак	9650	358	1180

Примечание: НДМГ — несимметричный диметилгидразин
Тонка — 50% ксилидина + 50% триэтиламина

Следует иметь в виду, что химическая энергия, освобождающаяся при горении, и теплота сгорания в принципе не одинаковы.

В процессе химических реакций электроны восстановительных и окислительных элементов переходят на общие орбиты с меньшими энергетическими уровнями. По разности энергетических уровней электронных орбит до и после реакции определяется количество химической энергии, которое освобождается в виде энергии теплового движения атомов и молекул. Это количество энергии зависит лишь от строения атомов и молекул исходных и конечных веществ и не зависит от температуры и давления.

Разницу между удельной химической энергией, освобождающейся при сгорании, и высшей удельной теплотой сгорания можно определить по формуле $e_x - H_0 = \Delta i_T^0 - \Delta i_{n, c2}^0$, где Δi_T^0 , $\Delta i_{n, c2}^0$ - изменения удельной энтальпии топлива и продуктов сгорания в диапазоне температур от абсолютного нуля до 20 или 25°C (включая теплоту фазовых превращений).

Как показывают расчеты, эта разница мала, и, именно, поэтому теплоту сгорания топлива можно считать запасом химической энергии в этом топливе.

Топлива атмосферных двигателей

Топливо атмосферного двигателя - вещество или совокупность веществ, химическая энергия которых освобождается при сгорании с воздухом. Такое топливо, как и ракетное, запасается на ЛА, но является лишь частью ИЭ, другую часть которого составляет воздух, поступающий из атмосферы.

При расчетах сгорания топлив атмосферных двигателей воздух считается смесью двух газов - кислорода и атмосферного азота. Массовая доля кислорода в воздухе равна 0,232. Атмосферный азот представляет собой чистый азот с небольшой примесью других негорючих газов, молекулярная масса атмосферного азота равна 28,16.

Задавшись условной молекулярной массой $\mu_B = 100$ и подсчитав количество атомов в условной молекуле, нетрудно получить условную формулу воздуха в виде $O_{1,45} N_{5,45}$.

Так как воздух является окислителем, а топливо - горючим, то по формулам, приведенным для α'_0 и α_0 , можно определить аналогичные величины L_0 и L_0 - количество воздуха (число молей

или килограммов), теоретически необходимое для полного сгорания одного моля или одного килограмма топлива.

Например, для углеводородного топлива с условной формулой $H_{\nu}C_{\nu}O_{\nu}$ и массовыми долями химических элементов в топливе H_r, C_r, O_r соответствующие расчетные формулы принимают вид:

$$L'_0 = \frac{\nu_{H_r}(+1) + \nu_{C_r}(+4) + \nu_{O_r}(-2)}{\nu_{O_2}(-2)} = \frac{\nu_{H_r} + 4\nu_{C_r} - 2\nu_{O_r}}{2\nu_{O_2}}$$

$$L_0 = L'_0 \frac{\mu_{O_2}}{\mu_r} = \frac{\nu_{H_r} + 4\nu_{C_r} - 2\nu_{O_r}}{2\nu_{O_2}} \frac{\mu_{O_2}}{\mu_r} = \frac{8H_r + 8C_r/3 - O_r}{0,232}$$

Отношение действительного количества воздуха, при котором сжигается топливо, к количеству воздуха, теоретически необходимому для полного сгорания того же топлива, называется коэффициентом избытка воздуха:

$$\alpha = L'/L'_0 = L/L_0.$$

Удельная теплота сгорания топлив атмосферных двигателей представляет собой количество тепла, выделяющегося при полном сгорании в воздухе или кислороде 1 кг топлива (т.е. горючего). В табл. 6 приведены значения нижней удельной теплоты сгорания широко используемых углеводородных топлив атмосферных двигателей.

Таблица 6

Топливо	H_u кДж/кг	Плотность, кг/м ³
T - I	43000 - 43300	809 - 823
TC - I	43400 - 43500	773 - 789
T - 2	43100 - 43500	753 - 770
T - 4	43100 - 44400	769 - 787
T - 5	не менее 43000	не менее 845

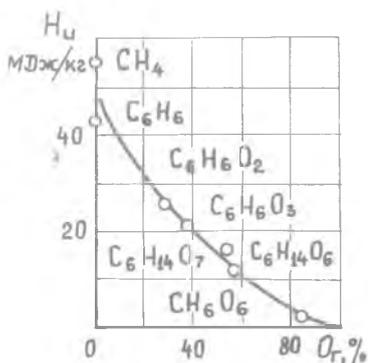


Рис. 4. Влияние содержания кислорода в топливе на удельную теплоту сгорания

Так как удельная теплота сгорания атмосферных топлив относится только к горючему, то ее величина существенно зависит от наличия окислительных элементов в топливе. Очевидно, что чем больше будет в топливе атомов кислорода, тем меньше окажется "свободных" восстановительных элементов и тем меньше будет удельная теплота сгорания (рис. 4).

Энергетическая эффективность химических топлив

Энергетическая эффективность химических топлив оценивается, прежде всего, по удельной теплоте сгорания, величина которой определяется свойствами химических элементов, образующих топливо.

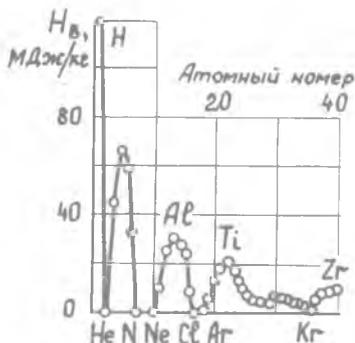


Рис. 5. Удельная теплота сгорания химических элементов

Как видно из рис. 5, наибольшую теплоту сгорания имеют обычно используемые в топливах атомы неметаллов H и C, а также атомы легких металлов (Li, Be, B, Al). Именно поэтому сейчас широко исследуются возможности использования этих металлов в химических топливах для СУ.

На энергетическую эффективность химических топлив влияют также окислительные элементы — O, F, Cl, S. Однако только кислород и фтор являются эффективными окис-

лительными элементами. Если кислород и кислородсодержащие окислители используются очень широко, то фтор и фторсодержащие окислители только начинают применяться, но в будущем они будут широко использоваться как наиболее сильные окислители.

Энергетическая эффективность сложных топлив и их компонентов зависит как от свойств химических элементов, так и от теплоты образования молекул. Очевидно, что чем больше теплота образования молекул, тем больше будет получено тепла при их разложении в ходе реакций горения, и тем больше будет удельная теплота сгорания. Именно поэтому высокоэффективными оказываются такие окислители, как озон и фтористый кислород, и такие горючие, как гидразин, диметилгидразин и т.п.

При оценке энергетической эффективности топлив необходимо учитывать состав и термодинамические свойства продуктов сгорания.

На рис. 6 приведены типичные расчетные зависимости температуры сгорания T_K^* от коэффициента избытка окислителя. Характер зависимостей объясняется влиянием диссоциации продуктов сгорания, которая заметно проявляется при температурах выше 2000 К.

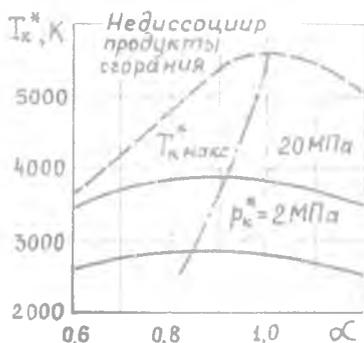


Рис. 6. Расчетные зависимости температуры сгорания топлива кислород - керосин от коэффициента избытка окислителя

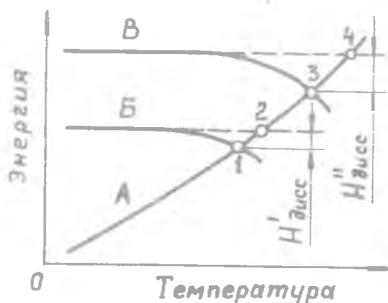


Рис. 7. Влияние диссоциации продуктов сгорания на температуру сгорания

На рис. 7 кривая А отражает изменение тепловой энергии продуктов сгорания какого-либо топлива, кривая Б - количество химической энергии этого топлива, освобождающейся при сгорании. Очевидно, что разность ординат этих кривых при температуре 293 К или 298 К соответствует теплоте сгорания топлива, а точка пересечения (точка I) - температуре сгорания. Падение кривой Б при температурах выше 2000 К связано с тем, что в продуктах сгорания начинают образовываться новые вещества в результате эндотермических реакций диссоциации молекул ($H_2O = H_2 + OH$, $CO_2 = CO + O_2$, $H_2 = H + H$, $O_2 = O + O$).

$N_2 \rightarrow N + N$ и т.п.). Продукты диссоциации — это продукты неполного сгорания, свободные радикалы и атомы, которые по сравнению с продуктами полного сгорания обладают большей химической энергией. Так как степень диссоциации с увеличением температуры растет, то доля химической энергии, "связанной" продуктами диссоциации, возрастает, а химическая энергия топлива, освобождающаяся при горении, соответственно уменьшается.

Разность между теплотой сгорания топлива и химической энергией, освобождающейся при температуре сгорания, называют потерей энергии на диссоциацию продуктов сгорания ($H_{дисс}$).

Если бы потеря на диссоциацию не было, то эффективность топлива была бы большей и температура сгорания была бы выше (см. рис. 7, точка 2).

Для топлива с более высокой теплотой сгорания характерна кривая В и точки 3, 4 (см. рис. 7). Температура сгорания в этом случае несколько выше, но потери на диссоциацию гораздо больше.

Таким образом, энергетическая эффективность топлив с большой удельной теплотой сгорания ограничена из-за возрастания потерь на диссоциацию и уменьшения температуры сгорания.

Влияние диссоциации продуктов сгорания учитывается с помощью коэффициента диссоциации $\eta_{дисс} = (H_u - H_{дисс}) / H_u = 1 - H_{дисс} / H_u$.

Если сгорание топлива происходит при постоянном давлении, то

$$H_u - H_{дисс} \approx C_p T_k^* = \frac{K}{K-1} \frac{R_{\mu}}{\mu_k} T_k^*,$$

где K — отношение теплоемкости при постоянном давлении C_p к теплоемкости при постоянном объеме C_v ; μ_k — молекулярная масса продуктов сгорания; R_{μ} — универсальная газовая постоянная.

Отсюда следует, что коэффициент диссоциации будет больше у тех топлив, продукты сгорания которых имеют меньшие значения μ_k и K (показателя адиабаты) и большие значения T_k^* . Так как влияние этих величин неодинаково, то нередко оказывается, что топлива с более низкой температурой сгорания и даже с меньшей теплотой сгорания оказываются энергетически более эффективными (см. табл. 5). Продукты сгорания таких топлив имеют сравнительно небольшую молекулярную массу и состоят, главным образом, из одно- и двухатомных молекул, у которых K равно 1,67 или 1,4, тогда как у трех- и многоатомных молекул K равно или менее 1,33. Именно

поэтому энергетически наиболее эффективными являются ракетные топлива с водородом в качестве горючего и достаточно эффективными — топлива с такими горючими, как аммиак NH_3 , гидразин N_2H_4 , диметилгидразин $\text{C}_2\text{H}_8\text{N}_2$. Атомы азота в молекулах горючего снижают теплоту сгорания, но наличие в продуктах сгорания двухатомных молекул азота, имеющих не очень большую молекулярную массу и устойчивых при диссоциации, улучшает термодинамические свойства продуктов сгорания, что приводит к увеличению коэффициента диссоциации.

Использование металлов в химических топливах часто осложняется тем, что продукты сгорания металлов могут иметь высокую температуру конденсации ($\text{Al}_2\text{O}_3 - 2600^\circ\text{C}$, $\text{BeO} - 4100^\circ\text{C}$, $\text{Al}_2\text{O}_3 - 2890^\circ\text{C}$) и конденсироваться при истечении, ухудшая тем самым показатели двигателя.

В заключение необходимо отметить, что для оценки и выбора топлива недостаточен анализ только энергетических свойств. Необходим также анализ физико-химических (плотность, вязкость, поверхностное натяжение, температуры плавления и кипения, стабильность при хранении, возможность использования в качестве охладителя и т.п.), кинетических (способность к воспламенению и самовоспламенению, скорость, полнота и устойчивость горения и т.п.), эксплуатационных (коррозионная активность; взрыво- и пожароопасность, токсичность, длительность хранения и т.п.), экономических (наличие природных запасов или сырья, возможности производства, стоимость и т.п.) свойств.

Ядерные источники энергии

Ядерный ИЭ — это вещество или совокупность веществ, в которых при протекании процессов превращения атомных ядер энергия освобождается в виде кинетической энергии частиц, образующихся при делении или синтезе исходных ядер. Эта энергия может быть непосредственно использована как кинетическая энергия РТ двигателей СЖ, но обычно она преобразуется в энергию другого вида (чаще всего в тепловую). Как правило, ядерный ИЭ приходится целиком запасать на борту ЛА.

Поскольку энергетический эффект ядерной реакции эквивалентен дефекту масс, возникающему по завершении этой реакции, то удельная

энергоемкость ядерного ИЭ (ядерного топлива) определяется по соотношению $E_{\text{я.т}} = \Delta m_{\text{я.т}} c^2 / m_{\text{я.т}}$, где $m_{\text{я.т}}$ — масса ядерного топлива; $\Delta m_{\text{я.т}}$ — дефект массы, возникающий после полного использования ядерного топлива (определяется расчетами); c — скорость света в вакууме.

Ядерные реакции могут быть реакциями радиоактивного распада (самопроизвольно протекающие реакции деления ядер радиоактивных изотопов) и цепными реакциями деления или синтеза ядер, осуществляемыми в специальных условиях и устройствах (реакторах).

В связи с этим различают три типа ядерных ИЭ — изотопные топлива, ядерные топлива деления и ядерные топлива синтеза (термоядерные топлива).

Изотопное топливо содержит в своем составе радиоактивный изотоп. В настоящее время известно свыше 1500 радиоактивных изотопов, среди которых около 50 — естественных.

В качестве топлива могут быть использованы далеко не все известные радиоактивные изотопы, так как использование их ограничивается необходимостью одновременного удовлетворения требований по энергии распада, периоду полураспада, биологической защите, стоимости и т.д. Например, из-за требований по биологической защите от радиоактивного излучения неприемлемыми оказываются изотопы, дающие при распаде заметное гамма-излучение, не могут быть использованы изотопы с малым периодом полураспада при необходимости длительной работы и т.д.

В табл. 7 приведены характеристики некоторых радиоактивных изотопов, используемых или перспективных для использования в качестве изотопных топлив.

Изотопные ИЭ успешно применяются на искусственных спутниках Земли и других космических аппаратах.

Ядерное топливо деления содержит в своем составе делящееся вещество, которое и является источником энергии в ядерном реакторе. Природными делящимися веществами являются уран, содержащий изотопы уран-238 (99,28%), уран-235 (0,711%), уран-234 (0,0058%) и торий-232. Искусственно вырабатываются делящиеся изотопы: уран-233, плутоний-239, плутоний-240, плутоний-241. Первичным делящимся веществом является изотоп уран-235 (в естественном или обогащенном виде), вторичными — плутоний-239 (образуется при захвате нейтрона ураном-238) и уран-233 (образуется при за-

хвате нейтрона торием). Вторичные делящиеся вещества получают в процессе ядерных реакций.

Ядерные топлива могут быть гомогенными — твердыми или жидкими, и гетерогенными — в виде взвеси делящегося вещества в газообразном рабочем теле.

Твердое металлическое ядерное топливо создает экономичный режим тепловыделения, отличается хорошей теплопроводностью и достаточным сопротивлением термическим ударам. Но оно обладает низкой температурой плавления (1133°C), малой прочностью, фазовыми превращениями при высокой температуре, что не позволяет применять его в реакторах большой мощности.

Таблица 7

Изотоп	Излучение	Период полураспада, лет	Плотность, кг/м ³	Энергия частиц, Мэв	Удельная тепловая мощность	
					кВт/кг	кВт/л
Pb - 210		0,38	9300	5,30	142	1320
Pu - 238		86,6	10000	5,50	0,93	9,3
Cm - 242	α	0,45	11750	6,08	99	1170
Cm - 244		18,4	11750	-	1,90	22,4
Th - 170		0,35	1750	-	12,1	8,6
Ca - 45		0,41	1540	0,25	11	7,1
Co - 60		5,24	8800	-	136	13,5
Sr - 89		0,14	4600	1,46	103	22,4
Sr - 90	β	28,0	4600	1,10	0,92	0,7
Cs - 137		26,6	1870	-	0,27	0,5
Ce - 144		0,78	6800	2,98	27,8	13,8
Pu - 147		2,6	6600	-	0,33	1
Re - 189		0,41	20500	0,20	2	41
Ta - 192		0,20	22500	0,53-0,67	31,6	710

С целью устранения этого недостатка разрабатываются керамические ядерные топлива в виде спеченной или сплавленной массы смеси, содержащей двуокись урана (температура плавления 2800°C), карбид урана (2700°C), дисульфид урана (1850°C), сульфид урана (1700°C), силицид урана (1700°C). Керамические ядерные топлива имеют высокую

температуру плавления и отличаются большой прочностью при высоких температурах.

Жидкое ядерное топливо может представлять собой водные растворы солей обогащенного сульфата уранила и азотнокислотного уранила, а также жидкометаллические системы — расплавленный уран в висмуте или суспензию урана в эвтектическом сплаве висмут — свинец — олово.

Удельная энергоемкость делящихся веществ составляет величину порядка 80 МДж/кг, что в сотни тысяч и миллионы раз больше удельной теплоты сгорания химических топлив.

Термоядерное топливо представляет собой вещество, состоящее из элементов с легкими ядрами (водород, гелий, литий), так как термоядерные реакции между более тяжелыми ядрами требуют таких высоких температур, которые пока не достигнуты.

Энергия, выделяющаяся при термоядерных реакциях, значительно превышает энергию, выделяющуюся при делении атомных ядер. Например, при полном превращении 1 кг водорода в гелий выделяется примерно в 10 раз больше энергии, чем при делении 1 кг урана-235.

Наиболее удобным и эффективным термоядерным топливом является смесь дейтерия (тяжелого водорода) и трития (сверхтяжелого водорода). Дейтерий содержится в обычной воде в достаточно большом количестве. Если использовать дейтерий, содержащийся в одном литре воды, то полученная энергия будет равна энергии сгорания примерно 300 л бензина. Практически запасы дейтерия неисчерпаемы. Трития в природе нет, но он легко может быть получен из лития в том же термоядерном реакторе, в котором будет протекать реакция синтеза смеси дейтерия с тритием.

Термоядерное топливо пока не применяется. Перспективы его применения связаны, прежде всего, с решением проблемы управления термоядерной реакцией.

Другие бортовые источники энергии

Упругостная энергия может быть накоплена в твердых, жидких и газообразных телах.

Твердые тела накапливают упругостную энергию при деформации. Выражение для удельной энергоемкости упруго измененного твердого тела выводится в теории упругости и имеет вид $e_{упр.т} = E\epsilon^2/2\rho$,

где E - модуль упругости; ϵ - относительная деформация;
 ρ - плотность твердого тела.

Пружина, материал которой в пределах закона Гука работает до напряжения σ , накапливает удельную упругостную энергию

$e_{\text{пруж}} = \sigma^2 / 2\rho E$. Для пружинных сталей эта энергия составляет 20 - 200 Дж/кг.

С помощью резины можно накопить удельную упругостную энергию до 350 Дж/кг. Новейшие сорта сталей и пластмасс позволяют увеличить эти значения в 1,5 - 2 раза, а некоторых стеклопластиков - в 70 - 100 раз.

Преимуществом твердых упругостных ИЭ является возможность возобновления упругостной энергии на борту ЛА, недостатком - релаксация их свойств со временем из-за усталости и старения материала, зависимость свойств от температуры и, как следствие - ограниченный диапазон рабочих температур.

Обычные жидкости, как известно, практически несжимаемы, что исключает возможность использования их в качестве упругостных ИЭ. Некоторый интерес представляют лишь силиконовые жидкости - их способность к сжатию позволяет накопить на единицу объема в 3 раза больше энергии, чем у стальной пружины, но оптимальный диапазон давлений при этом составляет 150 - 300 МПа. Поэтому и такие жидкости не могут быть использованы в качестве упругостных ИЭ.

Сжатые газы обладают упругостной энергией, равной произведению давления на объем. Эту энергию называют также энергией давления. Удельная энергоемкость сжатых газов как упругостных ИЭ равна произведению давления на удельный объем и зависит только от молекулярной массы и температуры газа. Например, для идеального газа $pV = RT = R_{\mu} T / \mu$.

Так как для хранения сжатых газов на борту ЛА необходимы сравнительно большие и тяжелые баки, то эффективность упругостной энергии сжатых газов следует оценивать по объемной энергоемкости, равной произведению удельной энергоемкости на плотность. Очевидно, что объемная энергоемкость сжатых газов как упругостных ИЭ практически одинакова для всех газов и численно равна давлению сжатого газа. Именно поэтому в качестве упругостных ИЭ могут использоваться любые сжатые газы, но практически используются удобные в эксплуатации инертные газы, главным образом, азот и гелий.

Электростатическая энергия накапливается за счет неравновесного распределения электрических зарядов.

Эта энергия освобождается при переходе системы зарядов в состояние равновесия.

Самым распространенным аккумулятором электростатической энергии является электрический конденсатор. Энергия, накопленная конденсатором, определяется по формуле, аналогичной выражению для кинетической энергии: $E_{\text{конд}} = CU^2/2$, где C — эффективная емкость конденсатора, U — электрическое напряжение на обкладках конденсатора.

Удельная энергоемкость некоторых конденсаторов (например, двухполярного окисного ниобиевого, монополярного сферического из полиэтилентерефталатной пленки и др.) может достигать 25 МДж/кг, что соизмеримо с удельной энергоемкостью химических топлив.

В настоящее время еще нет разработок по аккумуляции электростатической энергии в земных условиях с последующим использованием ее на ЛА в качестве исходной энергии. Конденсаторы используются, как правило, лишь как звенья в цепи преобразователей энергии, и в этой роли они часто оказываются незаменимыми.

Магнитостатическая энергия может накапливаться и сохраняться достаточно длительное время только с помощью постоянных магнитов. Запас ее при этом невелик и практического значения не имеет.

Энергия магнитного поля электромагнитов должна использоваться немедленно и накоплению не поддается. Определить ее можно по формуле $E_{\text{эл.м}} = \mu H^2 V/2$, где μ — магнитная проницаемость; H — напряженность магнитного поля; V — объем магнитного поля.

Магнитное поле, создаваемое обмотками электромагнитов, может ускорять рабочее тело СУ (например, электрически нейтральную плазму в ЭРД). Однако магнитостатическая энергия предварительно (в земных условиях) не аккумулируется и является, как и электростатическая, лишь звеном в цепи преобразований энергии.

Известный интерес представляет возможность аккумуляции энергии электрического тока с помощью катушек. Основным препятствием при этом является диссипация аккумулированной энергии. В обычных катушках запасенная энергия электрического тока превращается в тепло за доли секунды. Как показывают расчеты, диссипация энергии электрического тока в катушках из сверхпроводящих материалов составит всего лишь сотысячную долю за час. К сожалению, сверхпроводящие свойства материалов

проявляются только при температурах, близких к абсолютному нулю, что требует охлаждения катушек до этих температур и поддержания их в охлажденном состоянии. Научные прогнозы о возможности создания материалов со сверхпроводящими свойствами при обычных температурах пока не подтверждаются.

Аккумуляция электрической энергии с помощью катушек позволяет получить удельную энергоемкость не более 1 кДж/кг, в связи с чем такие ИЭ могут быть использованы только во вспомогательных системах ЛА, например, в системах управления.

Тепловая энергия накапливается телом при нагревании. Количество запасенного тепла определяется разностью температур до и после нагрева и может быть значительным, если в этом интервале температур имеют место фазовые превращения.

Удельная энергоемкость теплового ИЭ определяется выражением $e_{\text{тепл}} = c(t_1 - t_2) + q_{\text{ф.п}}$, где c - средняя удельная теплоемкость вещества теплового ИЭ; t_1 , t_2 - температуры нагрева и охлаждения; $q_{\text{ф.п}}$ - удельная теплота фазовых превращений, имеющих место при охлаждении.

Наибольшую энергоемкость имеют расплавленные металлы - гидрид лития, фтористый литий, окись алюминия и т.п. Представляет определенный интерес также перегретая вода при давлениях и температурах выше 20 МПа и 1000°C. Энергоемкость некоторых тепловых ИЭ превосходит энергоемкость химических топлив, но условия их хранения и эксплуатационные характеристики не идут ни в какое сравнение с таковыми для химических топлив. Несмотря на это, тепловые ИЭ могут найти и находят применение на ЛА (например, для аккумуляции тепла в солнечных силовых и энергетических установках КЛА).

Механическая энергия может быть запасена на борту ЛА с помощью вращающихся тел (маховиков), кинетическая энергия которых определяется выражением $E_{\text{вращ}} = J\omega^2/2$, где J - момент инерции тела относительно оси вращения; ω - угловая скорость вращения.

Так как момент инерции пропорционален квадрату радиуса тела, а центробежная сила пропорциональна его радиусу, то с увеличением радиуса кинетическая энергия вращающегося тела растет быстрее, чем центробежная сила. Поэтому, несмотря на ограничения по прочности, для стальных маховиков удастся получить удельную энергоемкость до 0,3 МДж/кг. Теоретические и экспериментальные исследования показывают, что при оптимальных характеристиках маховиков и исполь-

зования новых материалов (таких, например, как высокопрочные ориентированные стеклопластики и упрочненное стекло) можно получить удельную энергоемкость маховиков до 3 МДж/кг, что в десятки раз выше удельной энергоемкости некоторых электрохимических аккумуляторов.

Маховики в ряде случаев могут оказаться предпочтительнее других ИЭ, особенно при небольших потребных запасах исходной энергии, поскольку КПД преобразования механической энергии в энергию любого другого вида может достигать значений, близких к единице, а удельная энергоемкость маховиков практически не зависит от их размеров.

Исходной энергией могла бы быть и кинетическая (механическая) энергия самого ЛА, однако запас ее обычно невелик, а возможности использования ограничены. Например, неприемлемым оказывается предложение преобразовывать кинетическую энергию кольцевого ИСЗ в энергию электрического тока при пересечении спутником силовых линий магнитного поля Земли. Как показывают расчеты, ЭДС и мощность возникающего при этом тока, осредненные по траектории витка, составили бы лишь $2 \cdot 10^{-8}$ В и $1 \cdot 10^{-3}$ Вт на 1 м^2 площади проекции спутника, нормальной к орбите, а удельная масса соответствующего ПЭ оказалась бы порядка 10^8 кг/кВт. Более реально предложение использовать кинетическую энергию КЛА для окончательного торможения (перед посадкой) за счет выбрасывания воздуха, накапливаемого и сжимаемого при аэродинамическом торможении в атмосфере. Удельная энергия, потребная для окончательного торможения КЛА от скорости 100 м/с не превышает 5 - 8 кДж/кг, что на несколько порядков меньше удельной кинетической энергии КЛА в начале аэродинамического торможения, которая соответствует первой космической скорости и равна $3,1 \cdot 10^4$ кДж/кг.

А н н и г и л я ц и о н н а я э н е р г и я освобождается при аннигиляции обычного вещества и антивещества, совокупность которых представляет собой аннигиляционное топливо. Наиболее полному освобождению аннигиляционной энергии соответствует случай, когда продукты реакции аннигиляции состоят из частиц, не имеющих массы покоя. Удельная энергоемкость аннигиляционного топлива при этом оказывается численно равной квадрату скорости света в вакууме и составляет $9 \cdot 10^{10}$ МДж/кг, что больше удельной энергоемкости ядерных топлив синтеза в 100 с лишним раз, ядерных топлив деления - почти в 1000 раз и в десятки миллиардов раз больше удельной энергоемкости химических топлив.

Аннигиляционная энергия всегда освобождается в виде кинетичес-

кой энергии частиц, которые образуются в момент аннигиляции и движутся со световой или околосветовыми скоростями в различных направлениях. Эту кинетическую энергию можно использовать непосредственно, например, в аннигиляционном РД с выбросом частиц, но тогда КПД будет меньше 50%, так как при этом полезна кинетическая энергия лишь тех частиц, которые движутся в направлении, противоположном тяге.

Кинетическую энергию частиц, образующихся при аннигиляции, можно преобразовать в электростатическую или электродинамическую. Например, можно улавливать частицы экраном, способным испускать вторичные электроны, и использовать возникающую при этом разность потенциалов.

Если реакцию аннигиляции проводить в достаточно плотной среде, способной удерживать образующиеся частицы, то в результате освобождения аннигиляционной энергии будет получена тепловая энергия. Расчеты показывают, что в этом случае можно удержать до 90% аннигиляционной энергии (около 10% энергии аннигиляции теряется с нейтрино, удержать которые практически невозможно).

Уже сравнительно давно открыты и изучены античастицы, необходимые для образования атомов антивещества, — позитрон, антипротон, антинейтрон. В 1969 году на Серпуховском ускорителе были получены ядра антигелия-3. Но антиатомы до сих пор получить не удается, главным образом, из-за того, что античастицы не могут существовать в среде обычного вещества — они аннигилируют.

При современном уровне науки и техники на получение антивещества пришлось бы затратить энергии в несколько десятков раз больше, чем будет освобождено потом за счет аннигиляции. Поэтому использование аннигиляционной энергии связано, прежде всего, с решением задачи экономного получения необходимых количеств антивещества. Кроме того, крайне сложными являются проблемы хранения антивещества на Земле и на ЛА, а также создания работоспособных аннигиляционных реакторов. Каждая из этих проблем настолько сложна, что использование аннигиляционной энергии пока является лишь гипотетической возможностью.

Внешние источники энергии

В околоземном пространстве и в пределах солнечной системы единственный естественный внешний ИЭ — это Солнце. Характеристикой Солнца как внешнего ИЭ является солнечная постоянная — энергия солнечного излучения вне атмосферы, приходящаяся на единицу площади поверхности, перпендикулярной солнечным лучам, за единицу времени. Значение солнечной постоянной зависит от расстояния до Солнца. На расстоянии, равном радиусу орбиты Земли, солнечная постоянная равна $1,35 \text{ кДж/м}^2 \cdot \text{с}$. Концентрация солнечной энергии вблизи поверхности Земли составляет около $1 \text{ кДж/м}^2 \cdot \text{с}$.

В верхних слоях атмосферы в качестве естественного внешнего ИЭ можно использовать свободные радикалы (ионы) кислорода и азота, образующиеся под воздействием солнечного излучения. Химическая энергия свободных радикалов, приходящаяся на единицу объема, достигает 5 Дж/м^3 на высоте 80 км над уровнем моря и уменьшается до $1 \cdot 10^{-3} \text{ Дж/м}^3$ на высоте 250 км. При достаточной площади входа улавливающего коллектора этой энергии может хватить для поддержания скорости полета орбитального ЛА.

Искусственными внешними ИЭ могут быть только излучатели электромагнитной энергии. Основные проблемы, от решения которых зависит осуществление передачи энергии с Земли на ЛА, связаны с разработкой и созданием мощных генераторов лучевой энергии, с уменьшением потерь энергии при передаче на ЛА и уменьшением массы приемных и преобразующих устройств на борту ЛА.

Излучатели радиоволн с параболическими антеннами дают сферические расходящиеся волны, плотность потока излучаемой энергии которых уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния от антенны. КПД такого способа передачи энергии не более 1%, а с учетом потерь при промежуточных преобразованиях энергии общий КПД использования радиоволн не превысит 0,02%. Кроме того, удельная масса бортового приемного оборудования будет порядка 10 кг/Вт. Следовательно, по экономическим и массовым характеристикам такой способ передачи энергии на ЛА нецелесообразен.

Эффективность передачи электромагнитной энергии можно повысить, используя лазеры — оптические квантовые генераторы (ОКГ). Широкое развитие и внедрение ОКГ за последние годы свидетельствует о перспективности использования их в качестве внешних ИЭ для СУ и

ЭУ ЛА. Уже сейчас концентрация энергии луча лазера при мощности в 1 МВт достигает $1,4 \cdot 10^9$ кДж/м²·с, а при определенных условиях – и более. Однако создание лазерных установок для передачи энергии с Земли на ЛА пока находится в стадии теоретических исследований.

Гравистатическая энергия также может рассматриваться как исходная, но возможности использования ее ограничены – она освобождается или накапливается летательным аппаратом только при перемещении его в поле гравитационных сил.

В околоземном пространстве запас гравистатической энергии, приходящийся на единицу массы любого тела (в том числе и ЛА), зависит от расстояния до Земли и может составлять до 60 МДж/кг. Количество гравистатической энергии, освобожденной или накапливаемой телом, определяется по формуле

$$E_{\text{грав}} = \int_{H_{\text{нач}}}^{H_{\text{кон}}} g (M_T - V_T \rho_B) dH,$$

где $H_{\text{нач}}$, $H_{\text{кон}}$ – расстояния тела до Земли (высота) в начальном и конечном положении; g – ускорение свободного падения; M_T , V_T – масса и объем тела; ρ_B – плотность воздуха (атмосферы).

Очевидно, что при $H_{\text{нач}} > H_{\text{кон}}$ гравистатическая энергия освобождается и используется для перемещения ЛА; при $H_{\text{нач}} < H_{\text{кон}}$ гравистатическая энергия накапливается летательным аппаратом.

В приведенной формуле учтена работа архимедовой подъемной силы, которая возникает только при наличии гравитационных сил, создающих градиент давления в атмосфере (и жидкостях). Архимедову подъемную силу следует учитывать, если ЛА имеет большой объем, приходящийся на единицу массы. Например, для ракеты "Сатурн-5", имеющей объем около 6 тыс. м³, архимедова подъемная сила составляет примерно 70 кН, или 0,2% тяги двигателей.

Можно искусственно увеличивать отрицательный вертикальный градиент давления и вместе с ним – архимедову подъемную силу. Это делают, например, для запуска ракет из герметичных шахт. При этом откачивается воздух над ракетой, а иногда увеличивается давление под ракетой (по сравнению с атмосферным), что позволяет на выходе из шахты получить скорость ЛА до 500 м/с, достаточную даже для запуска снарядов с ПВД.

Вполне вероятно, что для запуска небольших ракет будут применяться торообразные аэростаты (это позволит значительно уменьшить

начальную массу ракеты). Эффективность таких аэростатов можно повысить, если использовать легкие жесткие цельнометаллические конструкции, внутри которых вместо легких газов будет воздух с низким давлением. Можно добиться и значительного уменьшения массы металлизированной эластичной оболочки аэростата путем сообщения ей электростатического заряда, обуславливающего "раздувание" оболочки электростатическими силами.

Идеи создания антигравитационных установок практически нереальны. Как показывают расчеты, для создания антигравитационной силы, равной земной силе тяжести, потребовалось бы в спирали с диаметром в несколько километров непрерывно разгонять с ускорением 10^{11} м/с² вещество плотностью 10^{13} кг/м³. Но такой плотностью может обладать только вещество карликовых звезд, а через несколько миллисекунд скорость разгоняемого вещества достигла бы скорости света и дальнейшее ускорение стало бы невозможным.

ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ЭНЕРГИИ В СИЛОВЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Общая характеристика возможных преобразований энергии

В курсе физики подчеркивается принципиальная возможность любых преобразований энергии при обязательном соблюдении закона сохранения энергии, но не приводится классификация практически осуществимых преобразований.

Строго говоря, взаимных преобразований энергии не существует, так как энергия есть количественная (скалярная) мера движения материи. Только движение может преобразовываться из одного вида в другой. Однако понятию "энергия" обычно придаст смысл меры движения конкретного вида и условно говорят не о преобразовании движения, а о преобразовании энергии одного вида в энергию другого вида.

Для выявления возможных преобразований энергии необходимо знание общих законов сохранения и отдельных законов физики и химии, отражающих процессы непосредственных преобразований энергии. Эти законы изучаются в курсах физики, термодинамики и теплопередачи.

Чтобы выяснить возможное направление протекания физических явлений, иногда достаточно проанализировать законы сохранения. Например, покоящееся тело не может начать двигаться за счет внутренней энергии, так как будет нарушен закон сохранения количества движения. Однако при реактивном движении внутренняя энергия системы превращается в кинетическую энергию части этой системы, хотя количество движения системы в целом сохраняется.

В общем случае законы сохранения не позволяют решать вопросы о том, в каком направлении и с какой интенсивностью должен протекать тот или иной процесс преобразования, а лишь определяют количественные соотношения до и после протекания процесса.

Направление и интенсивность протекания процессов преобразова-

ния энергии определяются управляющими законами, отображающими ход реальных физических явлений:

1. Законы, устанавливающие направление и интенсивность диссипации энергии и передачи ее в окружающую среду – закон Стефана–Больцмана о тепловом излучении тел (закон о преобразовании тепловой энергии в электромагнитную), закон Джоуля–Ленца о преобразовании энергии электрического тока в джоулево тепло, законы излучения энергии ускоренно движущимися электронами и колебательными контурами и т.д.

2. Законы, устанавливающие направление и интенсивность процессов перераспределения энергии, массы, внутренних сил, зарядов и т.п. (которые сопровождают преобразование энергии и обеспечивают переход системы к более вероятному состоянию) – закон теплопроводности Фурье, закон диффузии Фика, закон Ньютона о внутреннем трении и т.д.

Для законов первой группы характерным является принцип минимума диссипации энергии – необратимых односторонних преобразований энергии в тепло. Для законов второй группы характерен минимум интенсивности необратимых преобразований энергии (это выражено, например, в принципе Ле–Шателье для термодинамических систем).

Общими закономерностями преобразований энергии различных видов являются необратимость всех реальных процессов и связанные с этим различия в степени преобразования энергии из одного вида в другой. Чем более явно выражена необратимость, тем в большей степени ограничивается преобразование энергии из одного вида в другой. При отсутствии необратимости имело бы место полное взаимное преобразование энергии любых видов, за исключением тепловой, преобразование которой ограничивается вторым началом термодинамики – КПД цикла Карно всегда меньше единицы.

На основе общей характеристики процессов преобразования энергии и современных сведений об известных процессах и закономерностях их протекания можно составить [3] таблицу возможных преобразований энергии (табл. 8).

Как видно из таблицы, число возможных преобразований энергии достаточно велико. Однако далеко не все из них могут быть осуществлены или применены в СУ и ЭУ ЛА. Достаточно широко используются лишь преобразования ядерной, химической и электромагнитной энергии в механическую, тепловую и электродинамическую, а также взаимные преобразования механической, тепловой и электродинамической энер-

гий. Особый интерес представляют прямые преобразования исходной энергии различных видов непосредственно в кинетическую энергию РТ двигателей или в электрическую (электродинамическую) энергию. Другие возможные преобразования энергии не используются или пока не могут быть осуществлены.

Таблица 8

Энергия	I	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
1. Аннигиляционная	0	-	-	-	+	-	-	+	+	+	-	+	+	+	+
2. Ядерная	-	0	-	-	+	-	-	+	+	+	+	+	+	+	+
3. Химическая	-	-	0	-	+	-	-	-	+	+	+	+	+	+	-
4. Упругостная	-	-	-	0	+	-	-	-	+	+	+	-	+	-	-
5. Гравистатическая	-	-	-	-	0	-	-	-	-	+	-	-	+	-	-
6. Электростатическая	-	-	-	-	+	0	-	-	-	+	+	+	+	+	-
7. Магнитостатическая	-	-	-	-	+	-	0	-	-	+	-	+	+	+	-
8. Нейтриностатическая	-	-	-	-	+	-	-	0	-	-	-	-	+	-	-
9. Тепловая	-	-	+	+	+	+	+	-	0	+	+	+	+	+	-
10. Механическая	-	+	+	+	+	+	+	-	+	0	+	+	+	+	-
11. Электродинамическая	-	-	+	-	+	+	+	-	+	+	0	+	+	+	-
12. Электромагнитная	+	-	-	-	+	-	-	-	+	+	+	0	+	+	-
13. Гравидинамическая	-	-	-	-	+	-	-	-	-	-	-	-	0	-	-
14. Мезонодинамическая	+	-	-	-	+	-	-	-	-	+	+	-	+	+	0
15. Нейтринодинамическая	-	-	-	-	+	-	-	-	-	-	-	-	-	+	0

Примечание: знак плюс означает возможность непосредственного преобразования энергии; минус - отсутствие преобразования.

Преобразования энергии осуществляются в особых устройствах - преобразователях энергии. Каждый ПЭ является либо первичным, либо промежуточным, либо конечным. Первичные ПЭ - это преобразователи исходной энергии, конечные - это ПЭ, в которых энергия преобразуется или в кинетическую энергию РТ двигателей, или в электроэнергию. Все другие ПЭ являются промежуточными.

Следует иметь в виду, что в СУ и ЭУ промежуточные ПЭ могут отсутствовать, а при прямых преобразованиях исходной энергии первичный ПЭ является также конечным.

Преобразователи ядерной энергии

Наибольшее распространение получили ядерно-тепловые ПЭ. Объясняется это тем, что ядерная энергия, освобождаемая в виде кинетической энергии частиц – продуктов ядерной реакции, легко переходит в тепловую (необходимо лишь осуществлять ядерные реакции в достаточно плотной среде).

Простейшим ядерно-тепловым ПЭ является радиоизотопный теплогенератор, представляющий собой ампулу с изотопным топливом, заключенную в контейнер. От контейнера непрерывно отводится тепло, используемое либо для дальнейших преобразований, либо для обогрева систем ЛА.

Ядерно-тепловыми ПЭ являются и ядерные реакторы деления. Схемы некоторых из них представлены на рис.8 и на рис.9.

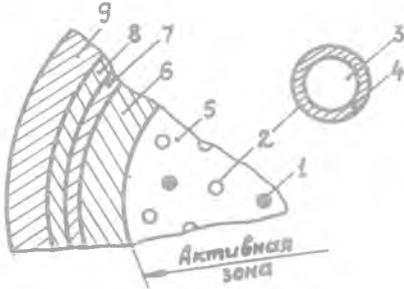


Рис. 8. Схема гетерогенного реактора деления (сечение):
1 – регулирующий стержень;
2 – тепловыделяющий элемент;
3 – ядерное топливо; 4 – оболочка;
5 – теплоноситель; 6 – отражатель нейтронов; 7 – тепловая защита; 8 – герметизирующая оболочка; 9 – биологическая защита

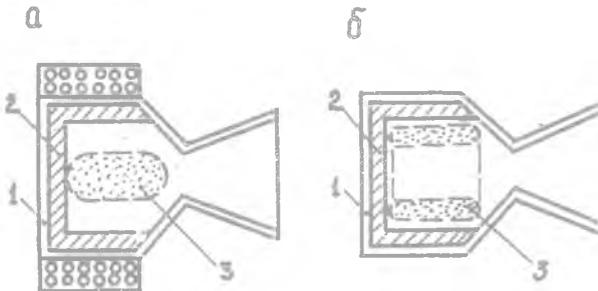


Рис. 9. Схемы однородных реакторов деления (в составе РД):
а – с удержанием ядерного топлива магнитным полем;
б – с газодинамическим удержанием ядерного топлива (за счет вращения); 1 – камера РД; 2 – пористый отражатель нейтронов; 3 – ядерное топливо

Первоначальные проблемы, которые приходится решать при создании ядерных реакторов, сводятся к выбору типа реактора, ядерного топлива, теплоносителя, конструкции и материалов активной зоны.

В гетерогенных реакторах используются жидкометаллические и газообразные теплоносители. Для жидкометаллических теплоносителей необходим промежуточный контур, увеличивающий массу реактора. Возможность использования газообразного теплоносителя связана с проблемой его выбора. Простое сопоставление данных, приведенных в табл. 9, не позволяет сделать однозначного вывода в пользу определенного вещества как теплоносителя.

Таблица 9

Теплоноситель	Теплота нагрева, кДж/кг	Удельная тяга	
		даН · с/кг	даН · с/л
Водород	865000	1074	76
Кислород	5960	272	310
Азот	5150	262	212
Вода	18610	401	401
Аммиак	22840	503	343
Гидразин	13230	450	454

Конструкция и материалы активной зоны должны обеспечивать максимально возможную температуру оболочек тепловыделяющих элементов и достаточно большой коэффициент теплопередачи от оболочек к теплоносителю. В этом случае поверхность теплоотдачи при заданной тепловой мощности будет минимальной, что уменьшит массу реактора.

На массу ядерного реактора влияют также размеры необходимой биологической защиты, устройств для удаления отходов тепла, вспомогательных ПЭ (например, насосов) и т.п. Окончательный выбор типа реактора, ядерного топлива и теплоносителя необходимо производить с учетом масс этих частей реактора, а также с учетом критических размеров и массы активной зоны (критическая масса урана-235 составляет от 5 кг в реакторах на быстрых нейтронах до 200 кг в реакторах на медленных нейтронах).

Удельная масса ядерных реакторов при малых мощностях определяется их критичностью, а при мощностях свыше 10^4 кВт — возможностями

теплопередачи. Так как при малых мощностях из-за ограничения по критичности удельная масса растет с уменьшением тепловой мощности (рис. 10), то при мощностях менее 10 кВт применение ядерных реакторов деления на ЛА становится нецелесообразным из-за большой удельной массы.

Серьезной проблемой является регулирование мощности реактора, особенно на режимах запуска и останова. Регулирование осуществляется введением в активную зону регулирующих стержней, поглощающих нейтроны, или изменением свойств отражателя нейтронов.

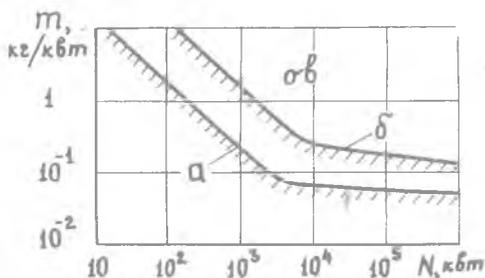


Рис. 10. Зависимость удельной массы реактора деления от тепловой мощности [10]: а - граница для реакторов с жидкометаллическим теплоносителем; б - то же с газообразным теплоносителем; в - реактор с отводом тепла излучением

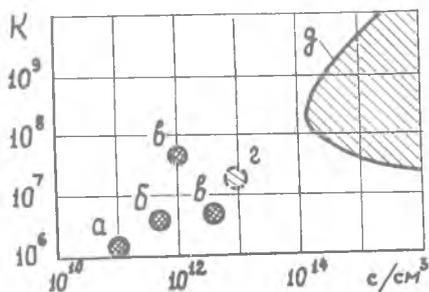
Использование ядерной энергии в ракетной технике более перспективно вследствие снижения требований к биологической защите, наземному обслуживанию и т.д. Кроме того, ядерные ракеты имеют меньшее число ступеней, что значительно упрощает их конструкцию.

Создание термоядерных реакторов, которые будут, прежде всего, ядерно-тепловыми ПЭ, связано с решением проблем осуществления самоподдерживающейся управляемой термоядерной реакции. К ним в первую очередь относятся проблемы "зажигания" термоядерной реакции - получения достаточно плотной плазмы с температурой порядка 10^8 К и проблема "горения" плазмы - стабилизации и сохранения плазмы в течение достаточно длительного времени. Полученная при "зажигании" плазма должна существовать, пока не прореагирует заметная доля ядер и освободившаяся ядерная энергия не перекроет энергию, потребляемую реактором. При этом параметр удержания - произведение плотности плазмы (числа ядер в единице объема) на время ее существования - должен быть больше критерия Лоусона. На рис. 11 указаны температура и параметр удержания плазмы, достигнутые на термоядерных установках.

В будущих термоядерных реакторах "горение" будет протекать

либо сравнительно медленно (непрерывно), либо в виде повторяющихся взрывов. Термоядерные системы первого типа называют стационарными, второго — импульсными. Среди стационарных систем на первое место вышли токамаки. Токамак представляет собой, по сути дела, трансформатор, у которого вторичная обмотка имеет один виток в виде замкнутой тороидальной камеры, заполненной дейтерием или смесью дейтерия с тритием. При пропускании тока по первичной обмотке происходит пробой в газе, газ ионизируется и нагревается. Магнитное поле этого же тока удерживает образовавшуюся плазму от соприкосновения со стенками камеры. Для стабилизации плазмы используется дополнительное магнитное поле, которое создается катушками, расположенными вдоль камеры. Слово "токамак" и составлено из названий основных элементов установки — ток, камера, катушки.

Рис. II. Температура и параметр удержания плазмы, достигнутые в установках токамак [11]: а — 1968 г.; б — 1971 г.; в — 1975 г.; г — токамак Т-10; д — критерий Лоусона



На токамаке Т-10, сооруженном в институте атомной энергии им. И. В. Курчатова, предполагается получить плазму с температурой около $2 \cdot 10^7$ К, что всего лишь в четыре-пять раз меньше, чем необходимо для термоядерного реактора. Плотность плазмы будет такой, какая необходима для будущих реакторов, но при параметре удержания в десять-тридцать раз меньше необходимого.

К настоящему времени в разных странах подготовлены эскизные проекты термоядерных установок типа токамак, в которых возможно получение настоящей термоядерной плазмы и протекание термоядерной реакции с выделением энергии, примерно равной затраченной на получение плазмы.

Для использования на ЛА термоядерные стационарные системы не пригодны вследствие больших удельных масс и габаритов. К примеру, чтобы обеспечить преобразование освободившейся термоядерной энергии

в тепловую, плазменное кольцо необходимо окружить специальной оболочкой большой толщины (порядка метра), в которой частицы-продукты реакции должны замедлиться и передать энергию теплоносителю. Более перспективными могут оказаться импульсные термоядерные системы с выделением энергии в малых объемах.

Простыми и надежными должны быть ядерно-электрические ПЭ, работающие по принципу накопления электроразряженных частиц — продуктов ядерных реакций — и использования образующейся при этом разности потенциалов.

На рис. 12 изображена схема радиоизотопного электрогенератора, в котором разность потенциалов создается за счет накопления на аноде электронов, испускаемых радиоактивным катодом. В таком ПЭ удастся получить ток силой порядка 10^{-8} А с напряжением до 800 кВ и мощностью до 5 Вт при коэффициенте использования ядерной энергии около 2%.

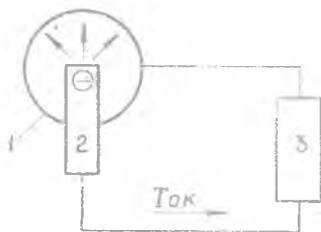


Рис. 12. Схема радиоизотопного электрогенератора: 1 — коллектор (анод); 2 — радиоизотопный эмиттер (катод); 3 — нагрузка

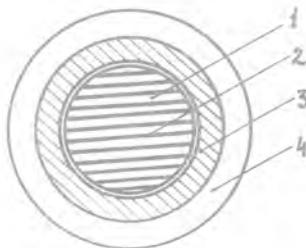


Рис. 13. Схема ядерного электрогенератора: 1 — активная зона; 2 — слои графита; 3 — замедлитель; 4 — графитовый отражатель

На рис. 13 изображена схема ядерного электрогенератора, который может работать при температурах порядка 100°C . Активная зона может состоять из системы полых, охлаждаемых изнутри магниевых пластин. Катодные пластины покрываются слоем урана-235. Критичность достигается при общей массе урана около 8 кг. Электрическая мощность может составить примерно 8 МВт при напряжении 1–2 МВ и КПД около 5%. Теоретически такие ядерно-электрические ПЭ могут иметь КПД до 80%, что обуславливает необходимость изучения таких ПЭ.

Ядерно-механические ПЭ могут быть такими

устройствами, в которых частицы – продукты ядерных реакций – образуют реактивную струю. Ядерно-механическим ПЭ является, например, радиоизотопный РД, схема которого представлена на рис. 14. Таким же ПЭ будет устройство, в котором ядерные или термоядерные взрывы используются непосредственно для получения движущей силы. Схема такого устройства приведена на рис. 15.

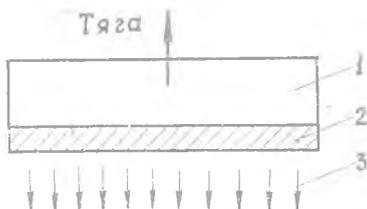


Рис. 14. Схема радиоизотопного РД: 1 – поглотитель частиц радиоактивного распада; 2 – слой радиоактивного изотопа; 3 – поток частиц радиоактивного распада

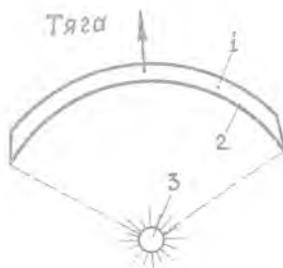


Рис. 15. Схема РД с использованием ядерных взрывов: 1 – несущая конструкция; 2 – экран-парус; 3 – взрыв

Преобразователи химической энергии

Камеры сгорания являются преобразователями химической энергии в тепловую. На рис. 16 показаны типичные схемы камер сгорания ВРД. В этих камерах сгорания первичный воздух поступает в жаровую трубу через лопаточный завихритель и систему специально подобранных отверстий. Сюда же центробежными форсунками под давлением 50–100 бар подается мелкораспыленное топливо (до 10^6 капелек диаметром 10–200 мкм на 1 см^3 топлива). Расход первичного воздуха подбирается таким образом, чтобы сгорание топлива происходило при α , равном 1 – 1,2. Остальной воздух подается в полость между жаровой трубой и наружным кожухом, откуда через систему отверстий он постепенно поступает в жаровую трубу. Смешение этого вторичного воздуха с продуктами сгорания снижает их температуру до уровня, прием-

лемого для лопаток турбины, но коэффициент избытка воздуха увеличивается при этом до 3,5–5. Разделение воздуха на первичный и вторичный как раз и обусловлено тем, что при больших α невозможно организовать устойчивое сгорание топлива.

Скорость воздуха в жаровых трубах обычно составляет 30–60 м/с, что значительно превышает нормальную скорость распространения пламени. Поэтому для стабилизации фронта пламени в начале жаровой трубы с помощью лопаточного завихрителя или каких-либо других стабилизаторов пламени организуется зона обратных токов (зона рециркуляции), в которой происходит непрерывное поджигание подготовленной

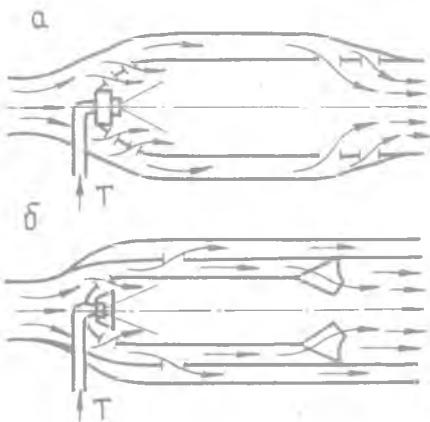


Рис. 16. Схемы камер сгорания ВРД: а — индивидуальная; б — кольцевая (Т — подача топлива)

к сгоранию смеси воздуха и топлива. Завихрители и стабилизаторы пламени увеличивают также турбулентность потока, что обеспечивает турбулентное горение смеси, увеличивающее скорость распространения пламени и позволяющее значительно сократить длину камеры сгорания. На рис. 17 показаны схемы стабилизаторов пламени камер сгорания ВРД.

Стабилизация фронта пламени и необходимая турбулентность потока в камерах сгорания ЖРД обеспечиваются конструкцией смесительных элементов (рис. 18). Горение твер-

дого топлива происходит параллельными слоями и поддерживается за счет термического разложения. КПД камер сгорания определяется как коэффициент преобразования химической энергии в тепловую (коэффициент выделения тепла, коэффициент полноты сгорания). Величина этого коэффициента для современных камер сгорания составляет 0,95–0,99.

Чтобы получить максимальную полноту сгорания и уменьшить габариты камер сгорания, применяются средства, улучшающие перемешивание, воспламенение и горение смеси: распыливание жидких компонентов, смешение и подогрев компонентов до поступления в камеру сгора-

ния, увеличение числа смесительных элементов, турбулизация потока, наложение акустических и электромагнитных полей и т.п.

Показателями, характеризующими габариты камер сгорания, скорости сгорания и движения продуктов сгорания, являются теплонапряженность $q_v = \text{Nu} G_T / V_{\text{к.с}}$ и теплопроизводительность камеры сгорания $q_F = \text{Nu} G_T / F_{\text{к.с}}$, где Nu , G_T - низшая удельная теплота сгорания и расход топлива; $V_{\text{к.с}}$, $F_{\text{к.с}}$ - объем и площадь поперечного сечения камеры сгорания. Весьма высокие значения этих показателей для камер сгорания ВРД и РД (табл. 10) достигаются использованием топлив с большой теплотой сгорания и интенсификацией процессов, протекающих в камере сгорания при больших температурах, давлениях и скоростях.

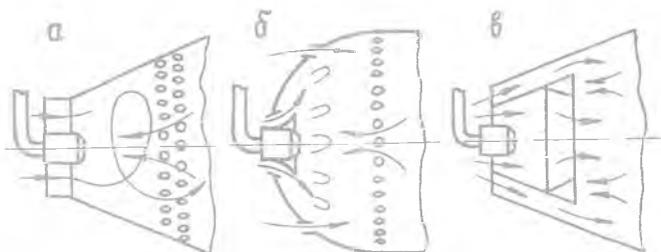


Рис. 17. Схемы стабилизаторов пламени: а - лопаточный (с закруткой потока); б - струйный (аэродинамический); в - со срывом потока (плохо обтекаемое тело)

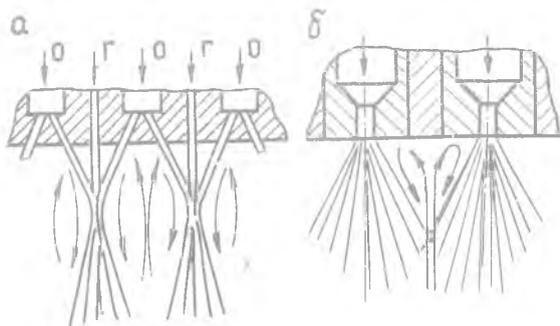


Рис. 18. Схемы смесительных элементов: а - со струйными форсунками; б - с центробежными форсунками

Топливные элементы являются преобразователями химической энергии в электрическую. Характер и природа явлений, протекающих в топливных элементах, те же, что и при сгорании. Но, если при сгорании химическая энергия освобождается в виде энергии теплового (хаотического) движения атомов и молекул, то в топливных элементах химическая энергия освобождается в виде упорядоченного движения электронов и ионов, что приводит к возникновению электрического тока во внешней цепи.

Таблица 10

Камера сгорания	Давление в камере сгорания, бар	Скорость продуктов сгорания, м/с	$Q_v \cdot 10^{-6}$ кДж/м ³ · ч	$q_F \cdot 10^{-6}$ кДж/м ² · ч	α
Топки промышл.	~ 1	~ 1	~ 1	8	1,5-6,0
ПД	5-20	-	-	-	0,8-1,1
ВРД	5-20	50	600	450	3,5-5,0
ВРД, форсажная	до 2	150	350	200	1,3-6,0
ЖРД	50-200	200	20000	20000	0,7-0,9
РДТТ	10-70	200	8000	8000	0,6-0,8

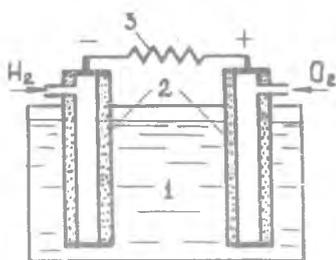


Рис. 19. Схема топливного элемента: 1 - электролит; 2 - пористые электроды; 3 - нагрузка

На рис. 19 изображена схема водородно-кислородного топливного элемента. Водород и кислород поступают в каталитически активные пористые никелевые электроды, погруженные в подогретый до 200°С электролит (водный раствор едкого калия). На водородном электроде происходит ионизация водорода. Освободившиеся электроны идут по внешней цепи к кислородному электроду, где ионизирует кислород, который вступает в реакцию с водой электролита. Образующиеся ионы гидроксидов перемещаются по

электролиту к водородному электроду и соединяются с ионами водорода, образуя молекулы воды. Таким образом, в топливном элементе

идут химические реакции: $H_2 = 2H^+ + 2e^-$ и $2H^+ + 2OH^- = 2H_2O$ (на аноде), $(1/2)O_2 + H_2O + 2e^- = 2OH^-$ (на катоде). В результате происходит направленное холодное сжигание непрерывно подводимых водорода и кислорода с образованием воды. При этом во внешней цепи идет постоянный электрический ток с напряжением порядка 0,8 В при плотности около 0,4 А на 1 см² поверхности электродов. КПД такого топливного элемента составляет 60–65%, удельная масса – около 5 кг/кВт при мощности батареи топливных элементов порядка 30 кВт.

Принцип действия топливных элементов известен давно, но практическое применение их стало возможно только после появления материалов для каталитически активных электродов, допускающих большие плотности тока (пористые никель, серебро, металлы платиновой группы и их сплавы, пористый уголь). На поверхность электродов наносятся высокоактивные катализаторы. Чем выше каталитическая активность электродов, тем ниже температура электролита и давление подачи водорода и кислорода и выше КПД топливных элементов.

Сейчас подбираются такие сочетания материалов в топливном элементе, которые позволили бы получить достаточную интенсивность реакций для дешевых топлив при низких температурах (пока необходимая температура составляет около 1000°С). Вполне вероятно, что в недалеком будущем такие топливные элементы будут созданы для малой энергетики.

Использование топливных элементов особенно актуально для автомобильного транспорта, загрязняющего атмосферу выхлопными газами. В дальнейшем можно ожидать внедрения батарей топливных элементов в большую энергетику. Одним из возможных вариантов является сочетание солнечных батарей и батарей топливных элементов. Днем энергия солнечных батарей будет использоваться для электролиза воды, а запасы водорода и кислорода будут непрерывно использоваться топливными элементами. Основным препятствием для внедрения такого варианта ПЭ является высокая стоимость солнечных батарей.

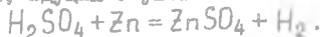
Электрохимические аккумуляторы также являются преобразователями химической энергии в электрическую, но, в отличие от топливных элементов, они работают за счет химической энергии, которая периодически аккумулируется при пропускании электрического тока через электролит в процессе зарядки аккумуляторов. Электрохимические аккумуляторы имеют сравнительно малую мощность, большие удельные массы и небольшие периоды работы между зарядками (табл. II), что ограничивает область их применения.

В тяговых системах внутригородского транспорта наиболее часто применяются железо-никелевые аккумуляторы. В ракетно-космической технике широко используются серебряно-цинковые аккумуляторы. В настоящее время разрабатываются принципиально новые типы электрохимических аккумуляторов: натриево-серные и литий-хлорные. Электроды в них находятся в расплавленном состоянии при температуре 500 – 600°C, а электролит представляет собой твердую ионопроводящую окисную матрицу. Удельная электроемкость и удельная масса таких аккумуляторов может составить соответственно 0,3–0,4 кВт·ч/кг и 12–15 кг/кВт, что достаточно, например, для пробега электромобиля среднего класса в городских условиях без перезарядки на расстояние 150–200 км. Такие аккумуляторы допускают форсированные режимы зарядки.

Таблица II

Тип аккумулятора	Удельная мощность, Вт/кг	Удельная энергоемкость, Вт ч/кг	Число зарядно-разрядных циклов	Способность к форсированному разряду
Свинцовый	4	20–25	до 1000	хорошая
Железо-никелевый	3–4	18–20	до 1800	плохая
Кадмий-никелевый				
ламельный	4–5	18–25	до 2000	удовлетв.
безламельный	9–10	25–40	1500–3000	хорошая
Серебряно-кадмиевый	18–23	60–90	200–300	удовлетв.
Серебряно-цинковый	20–25	80–160	300–400	хорошая
Никель-цинковый	10–13	60–80	до 200	хорошая
Воздушно-цинковый	20–30	100–150	–	хорошая

Непосредственное преобразование химической энергии в механическую возможно лишь для реакций, идущих с увеличением числа молей газов, например,



Хотя КПД такого преобразования энергии может быть равен практически единице, получаемая при этом механическая работа крайне мала и оказывается соизмеримой с потерями на трение.

Представляет интерес изучение преобразования химической энергии в механическую в мышцах живых существ, КПД которого, как известно, мало отличается от единицы.

Преобразователи тепловой энергии в механическую могут быть двоякого рода – преобразователи в кинетическую энергию рабочего тела, обладавшего запасом тепловой энергии, и преобразователи в механическую работу против внешних сил.

Преобразователями тепловой энергии в кинетическую являются сопла – каналы, в которых происходит увеличение скорости газа вследствие изменения площади сечений каналов. Так как газ внутри сопла практически изолирован от внешней среды, то увеличение кинетической энергии газа происходит за счет уменьшения его энтальпии, т.е. сопло является преобразователем тепловой и упругостной энергии газа в кинетическую.

Для идеального сопла удельная кинетическая энергия газа на выходе определяется выражением

$$\frac{w_{c\text{ид}}^2}{2} = \frac{\kappa}{\kappa-1} \frac{R_{\mu}}{\mu_{\kappa}} T_{\kappa}^* \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_{\kappa}^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right],$$

где $w_{c\text{ид}}$ – идеальная скорость истечения; μ_{κ} , T_{κ}^* , p_{κ}^* – молекулярная масса, температура и давление торможения газа перед соплом; p_c – давление газа на выходе из сопла; κ – показатель изоэнтропы расширения газа при истечении; R_{μ} – универсальная газовая постоянная.

Максимально-возможная удельная кинетическая энергия газа на выходе из идеального сопла соответствует, очевидно, случаю истечения до $p_c = 0$. Поэтому удельную располагаемую энергию при истечении из сопла следует определять по соотношению

$$e_c = \frac{\kappa}{\kappa-1} \frac{R_{\mu}}{\mu_{\kappa}} T_{\kappa}^* .$$

Отношение $w_{c\text{ид}}^2/2e_c$ является термическим КПД сопла:

$$\eta_{tc} = \frac{w_{c\text{ид}}^2}{2e_c} = 1 - \left(\frac{p_c}{p_{\kappa}^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 1 - \frac{T_{c\text{ид}}}{T_{\kappa}^*} ,$$

где $T_{c\text{ изг}}$ - температура газа на выходе из сопла при идеальном истечении.

Действительная скорость истечения из сопла $w_c < w_{c\text{ изг}}$ из-за необратимых превращений энергии, связанных с преодолением гидравлического сопротивления при истечении.

Отношение $w_c^2 / 2e_c$ является внутренним КПД сопла η_{ic} , а отношение η_{ic} / η_{tc} , равное $w_c^2 / w_{c\text{ изг}}^2$, представляет собой относительный внутренний КПД сопла η_{oic} .

Под механическим КПД сопла η_{mc} следует понимать отношение w_{ce}^2 / w_c^2 , где w_{ce} - эффективная скорость истечения, соответствующая осевым составляющим скорости элементарных струек газа на выходе из сопла.

Механический КПД сопла учитывает потери энергии на рассеяние - на непараллельность истечения и на неравномерность давления в выходном сечении сопла [4].

Эффективную скорость истечения приблизительно можно определить по известной формуле:

$$w_{ce} \approx w_c (1 + \cos \alpha_c) / 2 ,$$

где α_c - угол между касательной к профилю сопла на выходе и осью сопла (полуугол раствора сопла в выходном сечении).

Таким образом, система КПД для сопла имеет вид

$$\eta_{ec} = \eta_{ic} \eta_{mc} = \eta_{tc} \eta_{oic} \eta_{mc} ,$$

где η_{ec} - эффективный КПД сопла, равный отношению $w_{ce}^2 / 2e_c$, т.е. отношению эффективной удельной кинетической энергии газа на выходе из сопла к располагаемой энергии при истечении из сопла.

На практике для оценки эффективности сопла применяются коэффициент скорости истечения $\psi_c = w_{ce} / w_{c\text{ изг}}$ и коэффициент сохранения давления торможения $\sigma_c = p_c^* / p_c^*$, где p_c^* - давление торможения в потоке газа на выходе из сопла.

Связь между этими коэффициентами и КПД сопла определяется равенствами:

$$\psi_c^2 = \eta_{oic} \eta_{mc} ; \quad \eta_{tc} \eta_{oic} = 1 - \left(\frac{p_c}{\sigma_c p_c^*} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

Преобразование тепловой энергии рабочего тела в механическую работу против внешних сил осуществляется обычно с помощью

поршня и цилиндра. Так же, как и в соплах, прямому преобразованию тепловой энергии соответствует процесс расширения газа, изолированного от внешней среды.

При идеальном энергоизолированном расширении газа в цилиндре удельная работа расширения подсчитывается по формуле

$$l_{ug} = \frac{1}{\kappa - 1} \frac{R_{\mu}}{\mu} T_1 \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right],$$

где T_1 — температура газа в начале расширения; P_1 , P_2 — давление газа в начале и в конце расширения.

Из этой формулы следует, что удельная располагаемая энергия и термический КПД для поршня с цилиндром должны определяться следующими равенствами:

$$e_n = \frac{1}{\kappa - 1} \frac{R_{\mu}}{\mu} T_1; \quad \eta_{tn} = 1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} = 1 - \frac{T_2}{T_1},$$

где T_2 — температура газа в конце расширения.

Действительная работа l_n , передаваемая поршню, всегда меньше l_{ug} из-за необратимостей при расширении газа.

Относительный внутренний КПД и внутренний КПД для цилиндра с поршнем определяются равенствами:

$$\eta_{oin} = l_n / l_{ug}; \quad \eta_{in} = l_n / e_n = \eta_{tn} \eta_{oin}.$$

Если учесть потери механической энергии на трение в паре цилиндр — поршень с помощью механического КПД поршня $\eta_{мп}$, то эффективная работа поршня l_{en} будет равна $\eta_{мп} l_n$, а система КПД примет вид

$$\eta_{en} = \eta_{in} \eta_{мп} = \eta_{tn} \eta_{oin} \eta_{мп},$$

где η_{en} — эффективный КПД преобразования тепловой энергии с помощью поршня и цилиндра.

Прямые преобразователи тепловой энергии в электрическую могут быть термоэлектрическими и термоэмиссионными.

Действие термоэлектрических преобразователей (термопар) основано на том, что в замкнутой

цепи, состоящей из двух разных металлов или полупроводников (рис. 20), при нагревании одного из контактов появляется электрический ток (эффект Зеебека). Сущность этого явления состоит в том, что в нагретом спае скорость электронов намного выше, чем на холодных концах, а в полупроводниках намного выше и концентрация электронов. В связи с этим возникает диффузия электронов от горячего спае к холодному. Но, если при этом концентрации и диффузионные свойства электронов в специально подобранных проводниках α и β будут резко различаться, то в замкнутой цепи будет возникать электродвижущая сила $dE = \alpha_{\alpha\beta} dT$, где $\alpha_{\alpha\beta} = [k \ln(n_{\alpha}/n_{\beta})]/e$; k - постоянная Больцмана; e - заряд электронов; n_{α} и n_{β} - число свободных электронов в единице объема проводников.

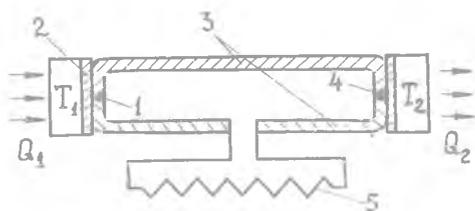


Рис. 20. Схема термоэлектрического преобразователя: 1 - горячий спай; 2 - электроизоляция; 3 - проводники из разных металлов; 4 - холодный спай; 5 - нагрузка

Работа термоэлектрических преобразователей определяется не только эффектом Зеебека, но и эффектами Пельтье и Томсона. Эффект Пельтье заключается в том, что при циркуляции тока на стыках разных проводников помимо джоулевого тепла выделяется дополнительное тепло на одном спае и поглощается на другом. Эффектом Томсона является выделение или поглощение тепла (помимо джоулевого) при прохождении тока через однородный проводник, по длине которого поддерживается разность температур.

Определяя КПД термоэлемента как отношение полезной электрической мощности к подводенной тепловой мощности, академик Иоффе дает следующее выражение для максимального значения этого КПД:

$$\eta_{\text{тз}} = \frac{T_1 - T_2}{T_1} \frac{m_{\text{опт}} - 1}{m_{\text{опт}} + T_2/T_1},$$

где $m_{\text{опт}}$ - некоторое оптимальное отношение внешнего R и внутреннего r электрических сопротивлений, изменяющееся в пределах 1,2-1,4. Первый множитель в выражении для $\eta_{\text{тз}}$ представляет со-

бои КПД обратимого теплового цикла Карно. Второй множитель характеризует уменьшение этого КПД в зависимости от необратимых потерь в термоэлементе на теплопроводность и джоулево тепло. Для полупроводников η_{Tz} не превышает 25%, для обычных проводниковых термопар — 1%. ЭДС самых эффективных термопар составляет около 1 мВ на 1 градус разности температур между спаеями. Поэтому, чтобы получить большие разности потенциалов, приходится соединять отдельные термоэлементы в батареи и обеспечивать максимальную разницу температур спаев.

Наиболее мощные из известных термоэлектрогенераторов, предназначенные для ЭУ спутников Земли, имели выходную электрическую мощность 50 кВт и удельную массу собственно термоэлектрогенератора 20 кг/кВт, всей энергетической установки без защиты ядерного реактора (который являлся источником энергии) — 150 кг/кВт и с учетом массы защиты реактора — 400 кг/кВт [7].

КПД преобразования тепловой энергии в электрическую в термоэлектрогенераторе увеличится, если будут устранены потери тепла с теплопроводностью. Это можно сделать, исключив твердое проводящее тело из межконтактного пространства термоэлемента. Такой тип термоэлектрогенератора получил название термоэмиссионного преобразователя тепловой энергии в электрическую. Его принципиальная схема аналогична схеме обычной двухэлектродной радиолампы (диода), но к катоду подводят не электрический ток, а тепловую энергию (рис. 21). Тугоплавкий катод нагревается до температуры 1500–3000 К, электрический ток при этом генерируется за счет эмиссии электронов и движения их через вакуумный зазор к более холодному аноду и затем — по внешней цепи. Величина электронного тока при эмиссии электронов определяется уравнением Ричардсона-Дешмана:

$$j = A_0 T_{cm}^2 e^{-\varphi/kT_{cm}}$$

где A_0 — постоянная Ричардсона;
 e — заряд электрона; φ — работа

выхода (энергия, необходимая электрону для выхода за пределы металла); k — постоянная Больцмана. Чем выше будет разница работ вы-

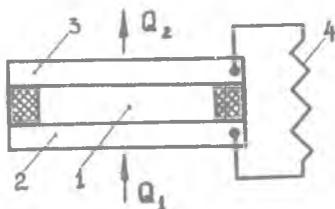


Рис. 21. Схема термоэмиссионного преобразователя:
 1 — вакуумный промежуток;
 2 — катод; 3 — анод;
 4 — нагрузка

хода электронов с катода φ_k и анода φ_a , тем выше будет разность потенциалов. Так как не все вышедшие за пределы катода электроны обладают достаточной кинетической энергией для преодоления межэлектродного зазора, то часть из них в силу электростатического притяжения катода возвращается назад. Поэтому на некотором расстоянии от катода образуется облако электронов, создающее отрицательный пространственный заряд, препятствующий прохождению электронов от катода к аноду. Устраняется пространственный заряд введением в зазор положительных ионов какого-либо постороннего вещества (например, цезия), а также уменьшением межэлектродного расстояния до 0,1 мм и менее. Обеспечение такого малого и одинакового зазора между большими поверхностями горячих электродов является трудной задачей. Проблемой является также подбор материала катода, работающего длительно (месяцы и годы на ИСЗ или КЛА) при температуре порядка 2000 К.

На конструкцию и геометрию термоэмиссионного преобразователя основное влияние оказывает вид теплового источника. В случае установки преобразователей внутри активной зоны ядерного реактора целесообразно выполнять их цилиндрическими, а при установке на поверхности активной зоны — в виде плоских электродов. Солнечные концентраторы имеет смысл выполнять в таком виде, чтобы большая часть сконцентрированной зеркалом лучистой энергии попадала непосредственно на материал катода. Увеличение выходного напряжения достигается увеличением рабочих поверхностей электродов и последовательным соединением большого числа отдельных преобразователей.

Преобразователи солнечной энергии

Из возможных способов концентрации и преобразования электромагнитной энергии солнечного излучения наибольшее распространение получили солнечные батареи, вырабатывающие электрическую энергию, и преобразователи энергии излучения солнца в тепловую энергию.

Преобразование энергии солнечного излучения в электрическую имеет место в обычных фотоэлементах, где электрический ток образуется в результате эмиссии электронов с поверхности электрода — фотоэмиттера. Однако количество эмиттирующих электронов из-за их

большой связи в атомах обычных (неполупроводниковых) материалов оказывается небольшим, и КПД получается меньше 1%.

Рассмотрим принцип действия полупроводниковых солнечных элементов, из которых состоят солнечные батареи. На рис. 22а показан контакт полупроводника кристалла кремния с примесью бора (полупроводник p - типа с дырочной проводимостью) и кристалла кремния с примесью мышьяка (полупроводник n - типа с электронной проводимостью). Кристалл четырехвалентного кремния образует решетку, в которой каждый атом связан с четырьмя равноотстоящими от него соседними атомами ковалентными (парно-электронными) связями. Если один из атомов кремния заменить трехвалентным бором, то ковалентная связь одного из четырех соседних с ним атомов окажется ненасыщенной, благодаря чему этот атом может захватить электрон от соседнего атома.

Захваченный электрон оказывается связанным с атомом примеси (который можно рассматривать как отрицательный ион) и, следовательно, не может быть носителем тока. В месте, покинутом этим электроном, образуется избыточный положительный заряд, называемый дыркой. При попадании на это место электрона из соседнего атома происходит нейтрализация заряда или, как говорят, рекомбинация дырки и электрона. При этом дырка окажется на новом (соседнем) месте. Таким образом, дырка может "кочевать" по кристаллу и быть носителем тока.

Вводя в кристалл кремния в необходимом количестве примеси, можно добиться того, что число дырок будет велико и электропроводность кристалла будет обуславливаться, в первую очередь, ими. Такие полупроводники называют примесными полупроводниками p -типа. Основными носителями тока в них являются дырки, а электроны, попадающие в зону проводимости из валентной зоны за счет

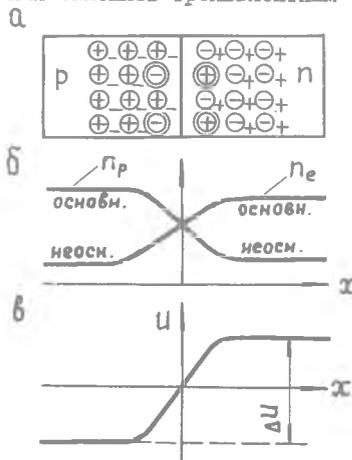


Рис. 22. К принципу действия полупроводникового солнечного элемента: а - характер расположения зарядов в области p , n - перехода; б - характер изменения числа электронов n_e и числа дырок n_p в области p , n - перехода; в - характер изменения потенциала в направлении, нормальном плоскости контакта

Энергий теплового движения, будут неосновными носителями тока.

Рассмотрим, что получится, если один из атомов в кристалле кремния заменить пятивалентным мышьяком. Четыре валентных электрона мышьяка примут участие в ковалентных связях с четырьмя соседними атомами кремния, а пятый валентный электрон окажется "лишним". Его можно легко оторвать от атома за счет энергии теплового движения, в результате образуется кочующий по кристаллу свободный электрон, который может служить носителем тока. В окрестности атома примеси возникает избыточный положительный заряд, который связан с этим атомом и по кристаллу перемещаться не может, а, следовательно, и не может быть носителем тока. При достаточном количестве примеси число свободных электронов будет велико, и ими в основном будет обусловлена электропроводность кристалла. Такие полупроводники называются примесными полупроводниками n -типа. Основными носителями тока в них являются электроны. Поскольку при не очень низких температурах некоторое количество электронов за счет энергии теплового движения может попасть из валентной зоны в зону проводимости, то в валентной зоне образуются вакантные места - дырки. Вклад дырок в электропроводность для полупроводника n -типа невелик, и они будут неосновными носителями тока. В месте контакта полупроводников p - и n -типа возникает p, n -переход, обладающий рядом замечательных свойств. Часть свободных дырок из p -области вследствие диффузии через поверхность контакта попадает в n -область. По той же причине часть свободных электронов из n -области попадает в p -область. Эти дырки и электроны при встрече могут рекомбинировать, в результате чего область контакта сильно обедняется свободными носителями тока и приобретает большое сопротивление. Кроме того, дырки, покинувшие p -область, оставляют отрицательный заряд ионов акцепторной примеси (в нашем случае - бора) нескомпенсированным, а электроны, покинувшие n -область, оставляют положительный заряд ионов донорной примеси (в нашем случае - мышьяка) также нескомпенсированным. В результате в районе контакта возникает двойной электрический слой. Напряженность электрического поля в нем направлена из n -области в p -область. Поле двойного электрического слоя препятствует переходу через него основных носителей, в результате чего в районе контакта устанавливается равновесное распределение концентрации электронов и дырок, показанное на рис. 22б. Поскольку p - и n -области, бывшие до контакта электронейтральными, в результате контактирования оказались заря-

женными соответственно избыточным отрицательным и положительным зарядом, то изменение потенциала в направлении, перпендикулярном плоскости контакта, будет иметь вид, показанный на рис. 22в.

При таком распределении потенциала образуется потенциальный барьер $E_{\Delta U}$, который препятствует движению основных носителей. Все же некоторое их количество преодолевает потенциальный барьер, и через p, n - переход течет небольшой ток $J_{осн}$. Этот ток зависит от высоты потенциального барьера - чем он выше, тем $J_{осн}$ меньше. Одновременно имеет место встречный ток, обусловленный неосновными носителями - $J_{неосн}$. Их мало, но они легко проникают через границу областей, "скатываясь" с потенциального барьера. Величина $J_{неосн}$ почти не зависит от высоты потенциального барьера и определяется скоростью рождения неосновных носителей, т.е. температурой. Равновесное состояние p, n - перехода, являющееся динамическим, устанавливается при высоте потенциального барьера, когда соблюдается условие $J_{осн} = J_{неосн}$. При этом результирующий ток, проходящий через p, n - переход, равен нулю.

Иначе будет обстоять дело, если p, n - переход осветить. Фотон, попадая, например, в n - область и обладая энергией, достаточной для перевода электрона из валентной зоны в зону проводимости, может привести к образованию пары свободных носителей "электрон - дырка". Дырка, являясь для n - области неосновным носителем, будет подхвачена полем двойного электрического слоя и переброшена в p - область. В результате под действием света в p - области возникнет избыточный положительный заряд, а в n - области - избыточный отрицательный заряд. Вследствие этого появится фотоэлектродвижущая сила, пропорциональная интенсивности падающего на p, n - переход света. Если n - и p - области соединить через внешнюю цепь, то в ней потечет ток. Наибольший КПД описанного процесса преобразования энергии фотонов в энергию электрического тока получается у тех материалов, у которых слабы связи электронов в атомах, т.е. у полупроводников из кремния или германия с небольшими добавками некоторых примесей, делающих их достаточно электропроводящими. Напряжение на солнечном элементе может достигать 1В при плотности энергии 200 Вт/м^2 , что соответствует значениям КПД: эффективного - 14%, идеального - 25%. Потери возникают из-за того, что не все фотоны имеют достаточную энергию для образования пары "электрон - дырка". Конечная толщина n - слоя (2,5 мкм) также препятствует достижению p, n - стыка всеми фотонами. Солнечные

батареи имеют мощность около 1 кВт. Продолжительность их работы определяется помутнением защитных покрытий (из-за действия микрометеоритов и других частиц) и составляет примерно 1,5–2 года. Удельные массы солнечных батарей вместе с ориентирующим оборудованием достигают 50 кг/кВт.

Преобразование электромагнитной энергии излучения Солнца в тепловую уже давно нашло практическое применение в земных условиях. Так, для производства материалов высокой чистоты используются солнечные зеркала с поверхностью коллектора до 100 м² и температурой в фокусе до 5300 К.

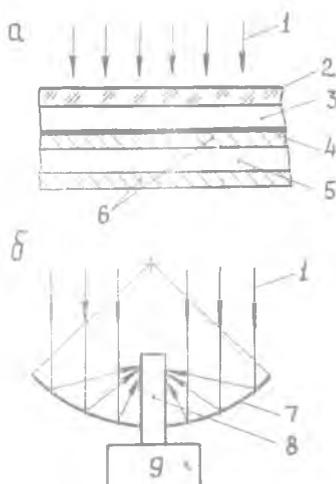


Рис. 23. Схемы солнечных коллекторов: а - плоский коллектор; б - зеркальный коллектор; 1 - солнечные лучи; 2 - прозрачное покрытие; 3 - вакуумное пространство; 4 - зачерненная поверхность; 5 - теплоноситель; 6 - несущая конструкция; 7 - сферическое зеркало; 8 - нагреватель; 9 - преобразователь тепловой энергии

На рис. 23 изображены два типа солнечных коллекторов: плоский с нагревом теплоносителя от плоской пластины и зеркальный параболический или сферический с нагревом теплоносителя в фокусе отраженных от зеркала солнечных лучей. Если максимальная температура плоского коллектора и, следовательно, протекающего в нем теплоносителя не может превысить 700°С (при использовании селективно излучающей поверхности), то в фокусе параболического зеркала в идеальном случае можно получить температуру, близкую к температуре поверхности Солнца (5800 К).

Температура мишени, расположенной в фокусе лучей и содержащей тот или иной преобразователь получаемой тепловой энергии, ограничивается только жаростойкостью материалов (не более 2000°С). Это об-

стоятельство, а также и то, что для получения параболического зеркала требуются жесткие и тяжелые конструкции, делают целесообразным использование сферических зеркальных коллекторов, которые можно изготавливать из легких гибких материалов в виде надувных или электростатических шаров и зонтиков. Фокус при этом будет несколько размыт, и поэтому будет меньше температура мишени.

Согласно оценочным расчетам, удельные массы жесткого параболического коллектора составляют 0,2 кг/кВт, а сферических эластичных зеркал - около 0,001 кг/кВт. Но эти цифры возрастут не менее, чем на порядок, если учесть массу устройств для дальнейшего преобразования тепловой энергии в электрическую (например, турбоагрегатов с динамомашинной или прямых преобразователей тепловой энергии в электрическую), а также массу излучателей энергии и ориентирующего оборудования.

Л И Т Е Р А Т У Р А

1. АБРАМОВИЧ Г.Н. Прикладная газовая динамика. М., "Наука", 1976.
2. АЛЕКСЕЕВ Г.Н. Непосредственное превращение различных видов энергии в электрическую и механическую. М.-Л. Госэнергоиздат, 1963.
3. АЛЕКСЕЕВ Г.Н. Преобразование энергии. М., "Наука", 1966.
4. АЛЕКСАНДРОВ В.Е., ДРЕГАЛИН А.Ф., ТИШИН А.П. Теория ракетных двигателей. М., "Машиностроение", 1969.
5. БАРРЕР М., ЖОМТТ А., ВЕБЕК Б.Ф. ВАНДЕНКЕРКОВЕ Ж. Ракетные двигатели. М., Оборонгиз, 1962.
6. БУРДАКОВ В.П., ДАНИЛОВ Ю.И. Физические проблемы космической тяговой энергетики. М., Атомиздат, 1969.
7. Вопросы космической энергетики. Сборник докладов. М., "Мир", 1971.
8. КАДОМЦЕВ Б. Пути к термоядерной энергетике. "Наука и жизнь", 1976, № 1.
9. ЧАСНИКОВ А.В. Теория ЖРД. Л., Судпромгиз, 1959.
10. КОРЛИСС У.Р. Ракетные двигатели для космических полетов. М., ИИЛ, 1962.
11. КУЛАНДИН А.А., ТИМАШЕВ С.В., ИВАНОВ В.П. Энергетические системы космических аппаратов. М., "Машиностроение", 1972.
12. МАСЛЕННИКОВ М.М., ШАЛЬМАН Ю.И. Авиационные газотурбинные двигатели. М., "Машиностроение", 1975.
13. МАТВЕЕВ А. Чистая энергия колеса. "Техника - молодежи", 1976, № 5.
14. Ракетные двигатели. М., "Машиностроение", 1976.
15. Теория воздушно-реактивных двигателей. Под ред. С.М.Шляхтенко. М., "Машиностроение", 1975.
16. ФАВОРСКИЙ О.Н., ФИШГОЙТ В.В., ЯНТОВСКИЙ Е.И. Основы теории космических электрореактивных двигательных установок. М., "Высшая школа", 1970.
17. Энергетические установки для космических аппаратов. М., "Мир", 1964.

О Г Л А В Л Е Н И Е

С о к р а щ е н и я	3
ОСНОВНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ И КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
Общие сведения о силовых и энергетических установках летательных аппаратов.....	4
Тяга силовых установок.....	7
Мощность силовых и энергетических установок.....	11
Удельные показатели.....	13
Коэффициенты полезного действия.....	17
ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ ДЛЯ СИЛОВЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
Общая характеристика источников энергии.....	21
Химические источники энергии.....	23
Ядерные источники энергии.....	35
Другие бортовые источники энергии.....	38
Внешние источники энергии.....	44
ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ЭНЕРГИИ В СИЛОВЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
Общая характеристика возможных преобразований энергии.....	47
Преобразователи ядерной энергии.....	50
Преобразователи химической энергии.....	55
Преобразователи тепловой энергии.....	61
Преобразователи солнечной энергии.....	66
Л и т е р а т у р а	71