

Бассард Р., Делауэр Р.

**Ядерные двигатели для
самолетов и ракет**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 62
ББК 30.6
Б27

Бассард Р.
Б27 Ядерные двигатели для самолетов и ракет / Бассард Р., Делауэр Р. – М.: Книга по Требованию, 2013. – 394 с.

ISBN 978-5-458-28580-3

В книге американских авторов освещается перспективный вопрос современной техники - создание ядерных двигателей для ракет и самолетов., В работе рассматриваются принципиальные схемы ядерных двигателей, а также вопросы их теплового газодинамического и нейтронно-физического расчетов. Уделяется большое внимание защите экипажа от радиоактивных излучений. Книга представляет интерес для читателей, изучающих проблемы авиационной и космической техники.

ISBN 978-5-458-28580-3

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2013

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2013

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

рабочего тела. В двигателях с промежуточной системой преобразования энергии высокая температура также желательна для повышения эффективности цикла.

1.1. ЯДЕРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ С НЕПОСРЕДСТВЕННЫМ НАГРЕВОМ РАБОЧЕГО ТЕЛА

Реакторы с твердой активной зоной. Наиболее простой метод нагрева газообразного рабочего тела — пропускание его через теплообменник, которым в ряде случаев может

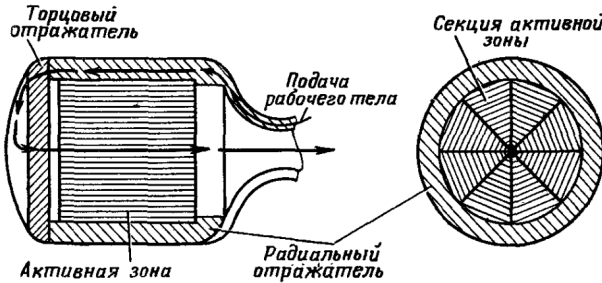


Рис. 1.3. Реактор ядерного ракетного двигателя (с твердой активной зоной) гомогенного типа цилиндрической формы и с осевым течением потока

служить активной зоной реактора. На рис. 1.3 схематически показан гомогенный реактор с цилиндрической активной зоной. Здесь делящееся вещество размещено в активной зоне

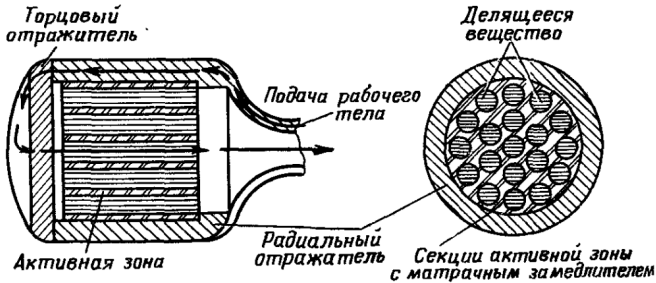


Рис. 1.4. Реактор ядерного ракетного двигателя с твердой активной зоной гетерогенного типа цилиндрической формы с осевым течением потока

так, чтобы обеспечить желаемое распределение энергии, выделяемой при делении (гл. 3 и 4), а рабочее тело нагревается при прохождении через многочисленные каналы в активной зоне реактора. Другой тип реактора — гетерогенный — показан на рис. 1.4. Здесь делящееся вещество расположено

газообразного рабочего тела. Если размеры барботирующих пузырьков поддерживаются малыми, то температура газа на выходе из делящегося вещества может быть весьма близкой к его максимальной температуре. Вращения оболочки со скоростью нескольких сот оборотов в минуту достаточно для стабилизации формы тонкой области (толщиной порядка нескольких сантиметров) жидкого делящегося вещества при любом реально достижимом ускорении летательного аппарата. При этом не будут возникать критические гидростатические давления на внешнем (по отношению к центру двигателя)

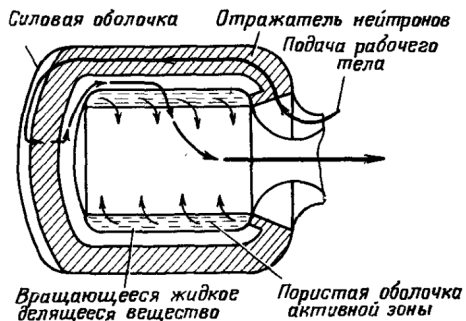


Рис. 1.6. Реактор ракетного двигателя с жидкой активной зоной

радиусе поверхности делящегося вещества. Ни один из указанных выше видов жидкого делящегося вещества и разбавителя не способен выделить много нейтронов, однако критичность может быть достигнута при использовании толстых внешних отражателей из бериллия (Be), графита (C) или тяжелой воды (D_2O). Для стабили-

зации области делящегося вещества материал отражателя вращать вместе с оболочкой активной зоны не требуется.

Предельно достижимая максимальная температура в реакторах с жидкой активной зоной приблизительно на $1000^\circ C$ выше, чем предельная температура в реакторах с твердой активной зоной. Хотя это и не очень большое приращение температуры, но оно сильно сказывается на величине удельного импульса, так как в этой области температур диссоциация молекул водорода становится весьма важным источником энергии, сообщаемой газу при расширении его в сопле (гл. 3). Например, при температуре $4500^\circ K$ применение водорода при давлении в несколько атмосфер позволяет получить удельный импульс $I_{sp} = 1600$ сек, что почти в два раза превышает удельный импульс, получаемый при температуре $2500^\circ K$ (т. е. при отсутствии диссоциации).

При освоении реакторов с жидкой активной зоной необходимо исследовать ряд сложных, хотя, вероятно, разрешимых проблем, связанных с течением жидкости, коррозией материалов, запуском и выключением реактора, а также подачей в него паро-жидкостной смеси.

Реакторы с газообразной активной зоной. В принципе при применении газовой активной зоны можно использовать

произвольно большие температуры. Однако на практике это не так.

Главнейшей проблемой, связанной с освоением газовых реакторов, является уменьшение потерь, непрореагировавшего делящегося вещества.

На рис. 1.7 представлена схема реактора с газовой активной зоной и прямым потоком. Газообразное топливо, делящееся вещество и рабочее тело впрыскиваются внутрь отражателя нейтронов с одного конца камеры. В результате деления смесь нагревается и, истекая из сопла, создает тягу.

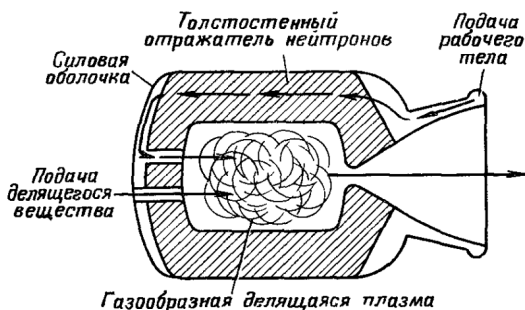


Рис. 1.7. Реактор ядерного двигателя с газовой активной зоной и прямым потоком

Можно показать, что характеристики таких систем связаны с потерями топлива

$$\frac{P_c}{I_{sp}} = \frac{2I_{tot}\rho_f S}{3m_f}, \quad (1.1)$$

где P_c — давление в камере в атмосферах; I_{tot} — полный импульс (тяга, умноженная на время работы двигателя); m_f — потери топлива; I_{tot}/m_f — в сек; ρ_f — плотность газообразного делящегося вещества, требуемая для обеспечения критичности реактора. Здесь введен также коэффициент разделения S , определяемый как отношение времени жизни атома рабочего тела в активной зоне ко времени жизни атома делящегося вещества. Он включается для учета степени выделения непрореагировавшего газообразного делящегося вещества из нагретого рабочего тела. Основной причиной необходимости такого выделения является высокая стоимость делящегося вещества (примерно 15 000 долл. 1 кг).

В этой системе, как и в рассмотренном выше реакторе с вращающимся делящимся веществом, процесс деления поддерживается нейтронным потоком, поступающим от внешнего отражателя. Однако в этом случае для обеспечения критичности при любом заданном радиусе активной зоны требуется

1.2. ЯДЕРНО-ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Если вместо подвода тепла к рабочему телу использовать для разгона газовой-кинетического потока направленные силовые поля, то можно получить более высокие характеристики двигателей. В схемах двигателей, которые исследуются в настоящее время, используются электрические или магнитные поля (или их комбинации), которые воздействуют на поток ионов и электронов рабочего тела. На рис. 1.10 показаны три принципиально отличающихся схемы ускоряющих систем. Первая — электродуговой ракетный двигатель не является в действительности нетепловым ускорителем, так как в нем для

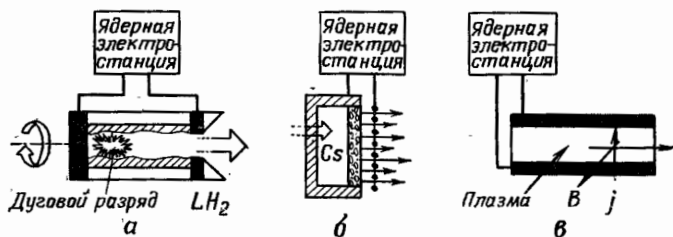


Рис. 1.10. Три схемы ускорителей в ядерных электрореактивных двигателях:
а — электродуговой, б — электростатический, в — магнитогиродинамический

омического нагрева газа (например, водорода) используется электрическая энергия. Затем тепловая энергия с помощью сопла превращается в кинетическую — электрический аналог обычных ракетных двигателей. В электростатическом двигателе (рис. 1.10, б) энергия сообщается непосредственно рабочему телу. Последнее должно состоять из заряженных частиц (ионов), получаемых с помощью контактной ионизации при прохождении цезия через пористый вольфрамовый эмиттер. Ускорение осуществляется за счет разности потенциалов, прикладываемой между эмиттером и противостоящей ему решеткой. Справа (рис. 1.10, в) представлен магнитогиродинамический ускоритель прямого действия. В нем сообщается энергия рабочему телу. Это происходит за счет взаимодействия электрических и магнитных полей с плазмой, что приводит к возникновению силы Лоренца.

Первая схема имеет наиболее низкие характеристики, она может обеспечить удельный импульс 1500 сек . Электростатическая схема может дать $4000\text{—}20\,000 \text{ сек}$ при к. п. д. около 80%. Для магнитогиродинамических ускорителей характерны значения удельного импульса в диапазоне $1000\text{—}7000 \text{ сек}$. В конечном счете достижимые характеристики этих систем ограничены за счет сильной теплопередачи к конструкции

ускорителя. Во всех трех схемах наблюдается эрозия электродов, ускоряющей сетки и боковых стенок, вызываемая высокими местными температурами, возникающими в результате перехода в пограничном слое ламинарного потока в турбулентный или прямыми столкновениями быстро движущихся частиц с корпусом двигателя. Так как температура атомов, эквивалентная удельному импульсу, приблизительно пропорциональна его квадрату, то удельному импульсу 2000 *сек* соответствует температура в 30—50 раз большая, чем температура рабочего тела с тем же молекулярным весом в двигателе с удельным импульсом 300 *сек*.

Двигатели с такими ускорителями являются ядерными лишь в том случае, когда электрическую энергию, необходимую для их привода, вырабатывает ядерная электростанция. Однако для практических целей это сочетание почти обязательно, ибо оно является следствием уравнений характеристик для полетов с малой тягой и опыта создания электростанций. Анализ летных характеристик (гл. 2) показывает, что ускорение летательных аппаратов с электрореактивными двигателями обратно пропорционально удельному импульсу ускорителя и массе силовой установки λ_{pr} , приходящейся на единицу выходной электрической мощности. При $\lambda_{pr} = 225$ *кг/квт* ускорение космического аппарата с электрореактивным двигателем составит примерно 10^{-5} *g* или меньше, и для сколько-нибудь значительного приращения скорости потребуются очень много времени. Полеты с электрореактивными двигателями будут оправданы только тогда, когда уровень удельной массы снизится до величины порядка $\lambda_{pr} = 20$ *кг/квт* или менее.

Ядерные космические силовые установки, использующие обычные циклы — турбомашинные и др., имеют $\lambda_{pr} \approx 225—450$ *кг/квт* при мощности 1—2 *квт* и $\lambda_{pr} \approx 45—90$ *кг/квт* при мощности 30—60 *квт*; в будущем предполагается достичь $\lambda_{pr} \approx 10$ *кг/квт* при мощности 300—500 *квт*.

Другим, возможно лучшим, путем явился бы отказ от турбомашин и переход к непосредственному превращению тепловой энергии в электрическую. Одной из таких систем, имеющих большой практический интерес, является плазменный термоионный преобразователь, в котором электрически нейтральная масса плазмы (например, образованная ионизацией паров цезия) заполняет в диодном устройстве пространство между катодом и анодом. Катод нагревается, и эмиттируемые электроны сквозь плазму летят к аноду, обеспечивая создание тока во внешней цепи. Разность напряжений возникает вследствие разницы в работах выхода поверхностей катода и анода. Плазма нейтрализует рост пространственного заряда и тем самым обеспечивает значительно больший ток, чем в обычных вакуумных диодных лампах.

Лабораторные эксперименты показали возможность получения мощности до 50 вт/см^2 , отнесенной к площади катода. Это относительно высокая плотность мощности. Отсутствие вращающихся частей упрощает и облегчает оборудование. Дополнительное снижение веса представляется возможным, если эта система будет работать при высокой температуре анода. Размер радиатора для отвода тепла в космос пропорционален четвертой степени его температуры. Так, радиатор для установки с прямым преобразованием энергии, работающий при наименьшей температуре 1380° К , может быть более чем в 10 раз легче, чем для установки с обычным турбомашинным циклом с наименьшей температурой 720° К . Прини-

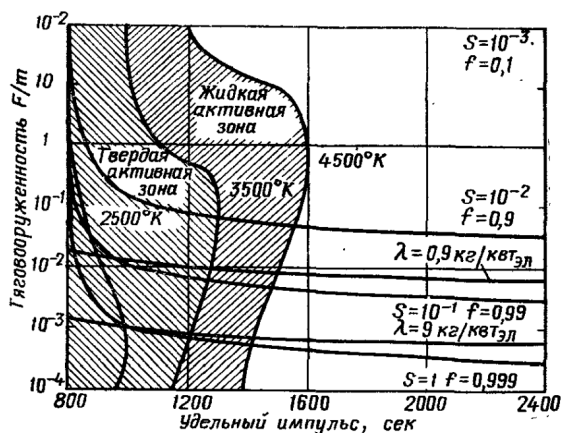


Рис. 1.11. Потенциальные возможности ракет с ядерными двигателями

мая во внимание все эти факторы, можно считать реальным получение $\lambda_{pr} \approx 4 \text{ кг/квт}$.

Возможности улучшения характеристик. Рассмотренные выше характеристики двигательных систем обобщены на рис. 1.11, где представлена зависимость тяговооруженности от удельного импульса рабочего тела. В левой части рисунка видна заштрихованная часть; она покрывает область возможных характеристик реактора с непосредственным нагревом рабочего тела. Если нагреть газ до 3500° К , то можно достичь удельного импульса порядка 1300 сек , однако при этом снижается тяговооруженность, обеспечивающая ускорение порядка $0,1 \text{ g}$. Если требуется большая тяговооруженность, двигатель должен иметь меньший удельный импульс. Форма этих кривых определяется изменением степени диссоциации и рекомбинации в потоке газа, текущем в сопле, где он находится при более низком давлении (гл. 3).

При еще большей температуре, которую возможно получить с использованием делящегося вещества в жидкой фазе, можно достичь удельного импульса $I_{sp} \approx 1600 \text{ сек}$, если в качестве рабочего тела взять водород при давлении 1 ат. Эта величина в четыре раза превышает импульс лучших химических ракетных топлив.

Кривые, на которых указаны значения S и f , соответствуют различным уровням развития газовых реакторов. Здесь f — часть энергии, выделяющейся в жидком материале реактора; $1 - f$ — часть энергии, выделяющейся непосредственно в газе; S — коэффициент разделения. Если $S = 1$, то атомы топлива совсем не отделяются от атомов рабочего тела и полезное еще топливо теряется вместе с водородом. Как было отмечено выше, в этом случае высокий удельный импульс можно получить без чрезмерно больших потерь топлива только в том случае, если отвести энергию, выделяющуюся в жидкой части реактора. Это потребует, в свою очередь, тяжелого теплоотводящего оборудования, и при высоком значении I_{sp} будет низкая тяговооруженность. С другой стороны, если можно достичь $S < 10^{-3}$, так что $f \ll 0,1$, то, как видно из рис. 1.11, ядерная двигательная система будет иметь высокую тяговооруженность и высокий импульс. Данные двигательных систем, основанных на ядерном синтезе, на рисунке не показаны, так как потенциальные значения I_{sp} для таких систем лежат вправо за пределами графика, а о весе этих систем сказать ничего нельзя, пока мы не знаем, как построить реактор синтеза.

Кривые с отметкой λ соответствуют ядерным электрореактивным двигателям. Самая нижняя кривая для λ_{pr} системы 9 кг/квт, отнесенного к мощности реактивной струи, вероятно, соответствует наиболее перспективным ядерным электростанциям. Очевидно, что эти характеристики немного лучше, чем характеристики газового реактора без разделения.

В заключение рассмотрим возможный диапазон применения различных двигательных систем. Результаты анализа представлены на рис. 1.12. На рисунке отделены области, в которых лучшими характеристиками обладают: химические двигатели (нижняя левая область), ядерные электрореактивные двигатели (правая область) и термические ядерные ракетные двигатели нагрева (верхняя средняя область). На рисунке указано назначение полета. Расположение кривых несколько произвольно, но из рисунка легко сделать вывод, что новые (ядерные) системы не будут создаваться для того, чтобы заменить старые. Такая замена произойдет только тогда, когда новые системы по своим характеристикам будут значительно превосходить старые.

Из числа рассмотренных ядерных систем в стадии раз-

работки в настоящее время находятся лишь ядерные ракетные двигатели с твердой активной зоной реактора, и поэтому остальная часть этой книги будет посвящена исследованию этих систем. Многие из вопросов, изложенных в следующих

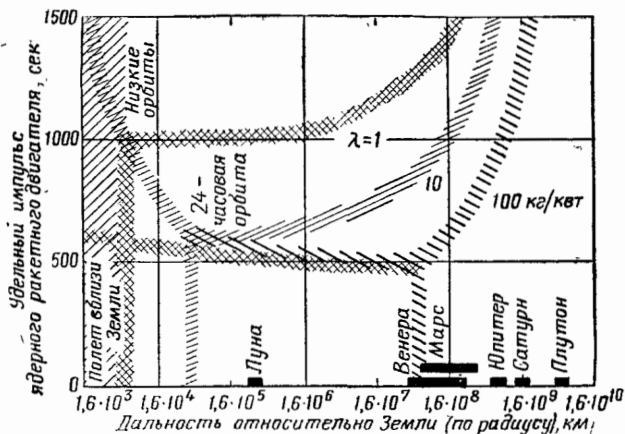


Рис. 1.12. Области рационального применения ядерных и обычных двигательных систем

главах, непосредственно относятся к ядерным двигателям любого типа, но общая ориентация, особенно в отношении материалов и конструкции, будет проводиться на решение проблем, касающихся систем с делящимся веществом в твердой фазе, обладающих высокими характеристиками.

ГЛАВА 2

ОСНОВЫ АНАЛИЗА ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Для того чтобы провести общий анализ основных характеристик, определяемых назначением летательного аппарата, и рассмотреть зависимость летных характеристик летательных аппаратов от основных параметров, характеризующих возможности двигателей, необходимо найти метод анализа основных характеристик летательного аппарата в зависимости от конструктивных критериев двигателя. В этой главе будут рассмотрены: общий метод анализа, основанный на использовании закона сохранения энергии, и приложение его к динамике полета самолетов и ракет. Изложение ведется с учетом возможности оптимизации основных параметров системы. Этот метод позволяет выработать требования к летательным аппаратам с ядерными двигателями. Более частные вопросы и задачи, связанные с поиском путей достижения оптимальных характеристик, рассмотрены в последующих главах.

2.1. КЛАССИЧЕСКИЕ УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Основные соотношения. Наиболее старые законы динамики материальной точки — три закона движения, открытые Ньютоном: 1) тело, движущееся с постоянной скоростью в свободном пространстве, будет продолжать прямолинейное движение до тех пор, пока на него не подействуют внешние силы; 2) производная количества движения $p = mv$ по времени прямо пропорциональна силе F , действующей на тело, и 3) каждая сила вызывает равную и противоположно направленную силу реакции.

Используя эти законы, можно получить известное основное уравнение движения ракеты в пустоте в момент времени t :

$$\frac{m_0}{m(t)} = \exp \frac{v(t) - v_0}{v_e}. \quad (2.1)$$

Здесь индекс 0 означает начальный момент времени, индекс e определяет скорость истечения.

При помощи этого уравнения, связывающего массу ракеты m и ее скорость v , можно найти координаты ракеты относительно начального положения при любом заданном изменении массы по времени. Например, если скорость истечения постоянна, массы ракеты будут убывать линейно по времени в соответствии с формулой

$$m(t) = m_0 \left(1 - \frac{m_p}{m_0} \cdot \frac{t}{t_b} \right),$$

где t_b — полное время работы двигателя; m_p/m_0 — отношение полной массы топлива к начальной массе ракеты.

При этих условиях из уравнения (2.1) находим

$$\frac{v(t) - v_0}{v_e} = \ln \frac{m_0}{m(t)} = \ln \left(1 - \frac{m_p}{m_0} \cdot \frac{t}{t_b} \right). \quad (2.2)$$

Если ось x расположить по направлению движения и сделать замену переменных

$$\tau = 1 - \frac{m_p}{m_0} \cdot \frac{t}{t_b},$$

то уравнение (2.2) примет вид

$$v(t) = \frac{dx}{dt} = -v_e \ln \tau + v_0 \quad \text{или}$$

$$dx = \frac{m_0 v_e t_b}{m_p} \left(\ln \tau - \frac{v_0}{v_e} \right) d\tau. \quad (2.3)$$

Интегрируя уравнение (2.3), получаем

$$\begin{aligned} x(t) - x_0 &= \frac{m_0 v_e t_b}{m_p} \left[\tau \ln \tau - \tau \left(1 + \frac{v_0}{v_e} \right) \right]_{\tau=1}^{\tau(t)=1 - (m_p/m_0)(t/t_b)} = \\ &= \left(\frac{m_0 v_e t_b}{m_p} - v_e t \right) \left[\ln \left(1 - \frac{m_p t}{m_0 t_b} \right) \right] + (v_0 + v_e) t = \frac{v_e^2}{a_0} \times \\ &\times \left(1 - \frac{a_0 t}{v_e} \right) \left[\ln \left(1 - \frac{a_0 t}{v_e} \right) \right] + (v_0 + v_e) t, \quad (2.4) \end{aligned}$$

где a_0 — начальное ускорение ракеты.

Хотя почти все задачи динамики полета можно решить при помощи уравнений Ньютона, такой путь на практике