

***В.А. ПИНЧУК,
Ю.В. АНИСКЕВИЧ***

**ДВИГАТЕЛИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ:
ВВЕДЕНИЕ
В СПЕЦИАЛЬНОСТЬ**

Министерство образования и науки Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»

В.А. ПИНЧУК, Ю.В. АНИСКЕВИЧ

ДВИГАТЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ:
ВВЕДЕНИЕ В СПЕЦИАЛЬНОСТЬ

Учебное пособие

Санкт-Петербург
2018

УДК 621.452(075.8)
ПЗ2

Пинчук, В.А.

ПЗ2 Двигатели летательных аппаратов: введение в специальность: учебное пособие / В.А. Пинчук, Ю.В. Анискевич; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018. – 67 с.

ISBN 978-5-907054-45-5

Приведены основные понятия о двигателях в составе транспортных устройств авиационной и ракетно-космической техники как о технических устройствах, обеспечивающих, за счёт преобразования той или иной формы первичной энергии в кинетическую, направленный выброс рабочего тела в окружающее пространство и формирование тяги. Отмечаются общие данные о характеристиках, схемных и конструктивных решениях, условиях и эффективности использования двигателей в составе транспортных устройств, круге решаемых на их основе народнохозяйственных задач. Представлены краткие исторические сведения о становлении и успехах развития отечественной отрасли ракетного двигателестроения.

Предназначено для студентов, обучающихся по специальностям и направлениям подготовки, связанным с ракетно-космической техникой.

УДК 621.452(075.8)

Р е ц е н з е н т ы: д-р техн. наук, проф. *В.И. Ермолаев*,
канд. техн. наук, доц. *И.Л. Петрова*

*Утверждено
редакционно-издательским
советом университета*

ISBN 978-5-907054-45-5

© Авторы, 2018
© БГТУ, 2018

*Запуском 4 октября 1957 года
искусственного спутника Земли
открылась новая – КОСМИЧЕСКАЯ
– эра в истории человечества.*

ВВЕДЕНИЕ

Для обеспечения ускоренного либо равномерного, при наличии сил сопротивления, перемещения любого материального тела в пространстве необходимо, чтобы к телу в направлении движения была приложена сила. В реальных транспортных устройствах, и прежде всего летательных аппаратах (ЛА) систем авиа- и ракетно-космической техники, в качестве источника силы используют специальные, размещаемые на борту ЛА энергопреобразующие агрегаты – двигатели. Силовое воздействие на ЛА, обеспечиваемое двигателем, называют тягой. Принцип получения тяги носит реактивный характер.

Тяга – это результирующая сил реакции элементов двигателя на обеспечиваемое им направленное отбрасывание в окружающее пространство (ОП) материальной массы – рабочего тела (РТ).

Естественно, что получить тягу таким образом можно лишь при использовании двигателем той или иной материальной среды и энергии (первичной), совокупно обеспечивающих, в рамках рабочего процесса двигателя, формирование рабочего тела и его направленное отбрасывание (истечение) в окружающее пространство (ОП).

Для функционирования двигателя и производства им тяги необходимы по меньшей мере два фактора: 1) материальная масса, в форме РТ отбрасываемая двигателем в ОП; 2) энергия, затрачиваемая двигателем на отбрасывание РТ и продуцирование тяги.

В зависимости от расположения обеспечивающих работу двигателя источников массы и энергии по отношению к транспортному устройству, выделяют двигатели автономные и неавтономные.

К **автономным** относят двигатели, источники массы и энергии которых располагаются непосредственно на борту ЛА и, по существу, представляют собою его неотъемлемую часть. Признак автономности двигателя указывает на принципиальную возможность его функционирования вне зависимости от наличия либо отсутствия внешних, по отношению к транспортному устройству, источников массы и энергии. Это, однако, не исключает зависимости технико-экономических показателей двигателя от условий в окружающем двигателем пространстве.

К **неавтономным** относят двигатели, потребности которых в материальной массе и/или энергии для функционирования хотя бы частично обеспечиваются внешними по отношению к транспортному устройству источниками.

При отсутствии таких источников массы и/или энергии функционирование неавтономных двигателей оказывается принципиально невозможно. Пример – авиационные двигатели наземных транспортных устройств, которые могут функционировать только при наличии воздуха в окружающей среде.

Выше отмечалось, что двигатель – это прежде всего энергопреобразующий агрегат. Его функционирование направлено на преобразование того или иного вида (первичной) энергии в кинетическую энергию направленного поступательного движения отбрасываемой в ОП материальной массы – рабочего тела двигателя. При этом собственно работа и механизм формирования тяги двигателем совокупно обеспечиваются сложным по составу комплексом физико-химических преобразований и процессов энерго- и массопереноса, в целом объединяемых понятием **рабочего процесса двигателя**. Его состав, конкретные особенности и условия реализации непосредственным образом влияют на агрегатный состав и, в свою очередь, определяются ими.

С учётом принципиальных особенностей рабочего процесса выделяют двигатели прямой и непрямой реакции (условно реактивные и нереактивные).

Рабочий процесс **двигателя прямой реакции (реактивного)** характеризуется тем, что преобразуемая в рамках рабочего процесса «первичная» энергия в той или иной промежуточной форме (например, тепловой) аккумулируется непосредственно рабочим телом, обеспечивая таким образом результатами её последующего преобразования в кинетическую энергию направленного поступательного движения рабочего тела, истечение рабочего тела двигателя в окружающее пространство и формирование тяги.

Рабочий процесс **двигателей непрямой реакции (нереактивных)** также ориентирован на преобразование в ту или иную форму вводимой в двигатель «первичной» энергии, однако аккумулируемую в этом случае не рабочим телом, а специальным агрегатом двигателя – движителем. И лишь движитель последующими силовыми взаимодействиями с рабочим телом (по существу – окружающей средой) обеспечивает тягу двигателя.

Обратим внимание, что и в первом случае окружающая двигатель среда может использоваться в качестве источника необходимой для обеспечения его работы материальной массы и энергии (пример – авиационные реактивные двигатели).

И вот сейчас, сделав необходимые предварительные пояснения, мы можем, наконец сформулировать общее определение ракетного двигателя: **ракетный двигатель (РД) – это автономный реактивный двигатель.**

1. РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

1.1. Основные параметры и классификация РД

Ограничимся в данном случае лишь наиболее общими параметрами, характеризующими класс ракетных двигателей в целом, без учёта их групповой принадлежности, условий использования, схемных, конструктивных или иных особенностей:

тяга $P[H]$ $P \in (10^{-2} \dots 10^6) [\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^{-2}]$,

расход рабочего тела $\dot{m} [\text{кг}/\text{с}]$,

удельный импульс $I_{\text{уд}} = P / \dot{m} [\text{м}/\text{с}]$,

время работы двигателя $\tau[\text{с}]$; $\tau \in (60 \text{ с} \dots 50 \text{ лет})$,

суммарный импульс тяги $I_{\Sigma} = \int_0^{\tau} P(t) dt [\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^{-1}]$,

масса двигателя $M_{\text{дв}} [\text{кг}]$,

удельная масса РД $\rho_{\text{дв}} = M_{\text{дв}} / P [\text{с}^2/\text{м}]$.

Конкретный подход к классификации ракетных двигателей определяется прежде всего набором характеристик, учитываемых для отнесения двигателя к той или иной группе. Обнаруживаемая неоднозначность в наборе классификационных признаков предопределяет достаточно широкое разнообразие известных схем РД.

В нашем случае при отнесении РД к той или иной группе будем учитывать первичную форму энергии, используемой для обеспечения отбрасывания материальной массы рабочего тела в окружающее пространство. Формируемая таким образом классификация может быть представлена в виде табл. 1.

Обратим внимание, что разнообразие форм энергии, потенциально пригодных для «питания» РД, подразумевает и существование различий в агрегатном составе, конструктивных и схемных решениях

и, наконец, характеристиках рабочего процесса конкретных РД, свидетельствуя, таким образом, в пользу выделения при рассмотрении более узких по представительству групп (подклассов) двигателей.

Т а б л и ц а 1

**Классификация ракетных двигателей
(критерий – первичная форма энергии)**

Газовые	Химические	Ядерные	Электрические
Азотные аргоновые гелиевые и т.д.	Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) Ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ) Ракетные двигатели на топливе комбинированного типа (КРД)	С изотопическим реактором С реактором деления С реактором синтеза	Электронагревные Плазменные Электростатические Фотонные
Двигатели с совмещенными источниками массы и энергии		Двигатели с разобщенными источниками массы и энергии	

В рамках формируемого подхода к классификации можно выделить четыре группы (подкласса) РД:

1) подкласс газовых двигателей, использующих для отбрасывания РТ в окружающее пространство потенциальную энергию предварительно сжатого (сжатого) газа той или иной природы;

2) подкласс химических РД, использующих в качестве первичной энергии для последующего отбрасывания рабочего тела в окружающее пространство химическую энергию, носители которой – вещество или совокупность веществ (топливо) – составляют одновременно и массу для формирования отбрасываемого двигателем в окружающее пространство рабочего тела;

3) подкласс ядерных двигателей, использующих для отбрасывания РТ в окружающее пространство с целью получения тяги энергию тех или иных реакций ядерных (радиоизотопного распада, ядерного деления, синтеза) превращений;

4) условно электрических двигателей, ориентированную на использование для отбрасывания РТ в окружающее пространство электромагнитной или одной из составляющих её (электрической и/или магнитной) форм энергии.

Обратим внимание, что рабочий процесс химических, а также ряда ядерных и электрических двигателей (в рамках приведенной классификации) необходимо предполагает преобразование первичной формы энергии в аккумулируемую рабочим телом тепловую энергию, которая уже далее, на заключительной стадии рабочего процесса, преобразуется в механическую энергию направленного поступательного движения рабочего тела, обеспечивая формирование тяги РД. Существует подход, выделяющий в схемах классификации РД также группу тепловых двигателей, объединяющую собой химические, а также частью ядерные и даже электрические двигатели.

1.2. Двигатели с совмещёнными и разобщёнными источниками энергообеспечения

Не прибегая к подробному анализу схемы классификации РД согласно табл. 1, укажем на принципиальные особенности связей между источниками материальной массы и энергии двигателей различных групп.

Если «газовые» и «химические» РД естественно отнести к группе двигателей с совмещёнными источниками массы и энергии, то «ядерные» и «электрические», напротив, составят группу РД с разобщёнными источниками массы и энергии.

Очевидно, что совмещённость источников массы и энергии, свойственная, например, РД химического класса (топливо одновременно – источник РТ и энергии для его отбрасывания) имеет ряд очевидных преимуществ. Она предусматривает, в том числе и обуславливаемые совмещённостью источников энерго- и массообеспечения двигателя принципиальные возможности упрощения его схемных и конструктивных решений, минимизации количества включаемых в его состав агрегатов и технологических систем, повышения его массовых характеристик и эксплуатационной надёжности.

Однако если источники массы и энергии двигателя совмещены, то и максимально достижимый удельный импульс РД изначально ограничен удельным энергосодержанием $\bar{H}$ топлива, используемого двигателем. Иными словами, даже при полном преобразовании $\bar{H}$ в кинетическую энергию направленного движения рабочего тела скорость его истечения в ОП и величина $I_{уд}$ ($W_a \leq \sqrt{2\bar{H}} \approx I_{уд}$) изначально ограничены сверху уровнем $\bar{H}$.

Разобщённость же источников массы и энергии $\bar{H}^* = \dot{E}/\dot{m}_{\text{PT}}$ указывает на возможность управления уровнем $\bar{H}^*$ ($\bar{H}^* = \dot{E}/\dot{m}_{\text{PT}}$), его существенного увеличения по отношению к величине, свойственной РД с совмещёнными источниками массы и энергии. Принципиальные ограничения возможностей повышения скорости истечения РТ (удельного импульса $I_{\text{уд}}$ двигателя) в этом случае также снимаются, что является принципиально значимым.

2. ПОЛЁТ

Под полётом над планетой понимают состояние объекта, когда объект (ЛА), не будучи механически связанным с планетой, находится над её поверхностью.

Условия обеспечения. В общем случае на любое тело (ЛА) с массой $M_{\text{ЛА}}$, находящееся в гравитационном поле планеты $M_{\text{пл}}$ действует сила гравитационного притяжения

$$G = \gamma \frac{M_{\text{ЛА}} M_{\text{пл}}}{r^2}. \quad (2.1)$$

Здесь $\gamma = (6,670 \pm 0,007) \cdot 10^{-11} \text{ Н} \cdot \text{м}^2 / \text{кг}^2$ – гравитационная постоянная; $M_{\text{ЛА}}$, $M_{\text{пл}}$ – масса ЛА и планеты соответственно; r – расстояние между центрами масс планеты и ЛА.

Эта сила может быть преодолена, например, силой R , направленной против силы притяжения. Очевидно, что при

$$R = G \quad (2.2)$$

рассматриваемый объект будет сохранять состояние полёта, т.е. находиться (висеть) над поверхностью планеты в поле её гравитационного притяжения.

При условии $R < G$ вертикальный подъём объекта невозможен, тогда как при $R > G$ будет наблюдаться ускоренное движение объекта, обеспечивающее его удаление от поверхности планеты.

Первая космическая скорость. Тангенциальная составляющая скорости $V_{\text{т}}$ летательного аппарата относительно центра массы планеты определяет величину центробежной силы R :

$$R = \frac{M_{\text{ЛА}} V_{\text{т}}^2}{r}, \quad (2.3)$$

направленной на подавление силы гравитации. С учётом (2.1), (2.3) требуемая тангенциальная составляющая (минимальная величина) скорости ЛА, обеспечивающая условие $R = G$, определится зависимостью

$$v_t = \sqrt{\gamma \frac{M_{\text{пл}}}{r}}. \quad (2.4)$$

Полагая, что $r \approx R_{\text{пл}}$, вводят понятие первой космической скорости, т.е. скорости, обеспечивающей условие полёта ЛА в поле сил гравитационного притяжения планеты. Характерные с точки зрения величины v_t параметры Земли, например, соответствуют $M_3 = 5,98 \cdot 10^{24}$ кг, $R_3 = 6,38 \cdot 10^6$ м. Таким образом,

$$v_1^* = \sqrt{\gamma \frac{M_3}{r_3}} \approx 7,8 \cdot 10^3 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}.$$

Вторая и третья космические скорости. Обратим внимание, что каждое притягиваемое тело в гравитационном поле планеты характеризуется свойственным ему гравитационным потенциалом

$$E_{\text{ЛА}} = -\gamma \frac{M_{\text{ЛА}} M_{\text{пл}}}{r}, \quad (2.5)$$

определяющим минимальный уровень энергетических затрат на вывод массы ЛА из сферы гравитационного притяжения планеты. Величину $E_{\text{ЛА}}$ называют также просто потенциальной энергией $E_{\text{пот}}$ притягиваемого тела ($M_{\text{ЛА}}$).

Тела в состоянии полёта со скоростью v относительно планеты характеризуются запасом кинетической энергии $E_{\text{кин}}$:

$$E_{\text{кин}} = \frac{M_{\text{ЛА}} v^2}{2}. \quad (2.6)$$

Полная энергия рассматриваемого ЛА

$$E_{\Sigma} = E_{\text{пот}} + E_{\text{кин}} = -\gamma \frac{M_{\text{ЛА}} M_{\text{пл}}}{r} + \frac{M_{\text{ЛА}} v^2}{2}. \quad (2.7)$$

Равенство (2.7) нулю определяет условие выхода объекта из сферы гравитационного воздействия планеты. Соответствующая этому условию тангенциальная составляющая скорости

$$\bar{v}_{\text{min}} = v_t = v_2^{**} = \sqrt{2\gamma \frac{M_{\text{пл}}}{r}}. \quad (2.8)$$

определяет её минимальную, удовлетворяющую (2.7) величину, традиционно называемую второй космической скоростью (табл. 2.1).

Для Земли ($M_{\text{пл}} = M_3$, $r = R_3$) вторая космическая скорость

$$v_2^* = \sqrt{2\gamma \frac{M_3}{R_3}} \approx 11,2 \cdot 10^3 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}. \quad (2.9)$$

Т а б л и ц а 2.1

Космическое тело	Масса, кг	Радиус, м	Энергия потенциальной ямы, Дж/кг	Вторая космическая скорость м/с
Солнце	$1,983 \cdot 10^{30}$	$6,96 \cdot 10^8$	$1,91 \cdot 10^{11}$	$6,18 \cdot 10^5$
Меркурий	$3,17 \cdot 10^{28}$	$2,42 \cdot 10^6$	$8,74 \cdot 10^6$	$4,18 \cdot 10^3$
Венера	$4,87 \cdot 10^{24}$	$6,20 \cdot 10^6$	$5,24 \cdot 10^7$	$1,02 \cdot 10^4$
Земля	$5,98 \cdot 10^{24}$	$6,38 \cdot 10^6$	$6,25 \cdot 10^7$	$1,12 \cdot 10^4$
Марс	$6,40 \cdot 10^{23}$	$3,40 \cdot 10^6$	$1,25 \cdot 10^7$	$5,00 \cdot 10^3$
Юпитер	$1,90 \cdot 10^{27}$	$7,14 \cdot 10^7$	$1,77 \cdot 10^9$	$5,97 \cdot 10^4$
Сатурн	$5,69 \cdot 10^{26}$	$6,04 \cdot 10^7$	$6,28 \cdot 10^8$	$3,54 \cdot 10^4$
Уран	$8,70 \cdot 10^{25}$	$2,38 \cdot 10^7$	$2,44 \cdot 10^8$	$2,20 \cdot 10^4$
Нептун	$1,03 \cdot 10^{26}$	$2,23 \cdot 10^7$	$3,08 \cdot 10^8$	$2,48 \cdot 10^4$
Плутон	$5,40 \cdot 10^{24}$	$7,20 \cdot 10^6$	$5,00 \cdot 10^7$	$1,00 \cdot 10^4$
Луна	$7,35 \cdot 10^{22}$	$1,74 \cdot 10^6$	$2,81 \cdot 10^6$	$2,37 \cdot 10^3$

Зависимостью (2.8) при $M_{\text{пл}} = M_c$, $r = R_c$, где $M_c = 1,983 \cdot 10^{30}$ кг, $R_c = 6,96 \cdot 10^8$ м, определится так называемая третья космическая скорость, т.е. скорость, определяющая условия выхода объекта из сферы гравитационного воздействия Солнца и обеспечивающая возможность осуществления межзвёздных перелётов:

$$v_3^* = \sqrt{2\gamma \frac{M_c}{R_c}} \approx 6,18 \cdot 10^5 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$$

Достижение скоростей $v_{1к}^* \leq v \leq v_{2к}^{**}$ обеспечивает реализацию состояния искусственного спутника планеты.

П р и м е ч а н и е. Конкретное количественное определение уровней первой, второй и даже третьей космических скоростей является не совсем корректным, ибо каждая из них, с учётом (2.4), (2.8), функционально определяется в том числе и принципиально варьируемым параметром – отстоянием траектории полета объекта над поверхностью рассматриваемой планеты (высотой орбиты).

Стационарный спутник. Определённый интерес представляют «стационарные» спутники, отличающиеся постоянством положения (неподвижностью) относительно поверхности Земли. Условие неподвижности соблюдается тогда, когда, кроме необходимого равенства силы гравитационного притяжения и центробежной силы, накладывается дополнительное ограничение: угловая скорость вращения спутника должна быть такой же, как и угловая скорость вращения Земли, т.е. $7,292 \cdot 10^{-5} \text{ рад} \cdot \text{с}^{-1}$.

Радиус орбиты «стационарного» спутника определится из соотношений

$$\frac{v^2}{r} = \gamma \frac{M_{\text{пл}}}{r^2},$$

$$v = r \cdot 7,292 \cdot 10^{-5} \text{ м} \cdot \text{с}^{-1},$$

откуда следует, что высота орбиты стационарного спутника над поверхностью Земли

$$H = r - R_3 = \sqrt[3]{\frac{\gamma M_{\text{пл}}}{(7,292 \cdot 10^{-5})^2}} - 6380 \approx 36000 \text{ км}.$$

В этом случае выполнены оба условия левитации: постоянство высоты и неподвижность ЛА относительно земной поверхности, причём никакой энергии на поддержание этого состояния затрачивать не требуется. На меньших высотах левитация обеспечивается только в том случае, если гравитационное притяжение скомпенсировано теми или иными силами: силами гравитации посторонних тел, силой, развиваемой реактивной тяговой системой, силами взаимодействия электромагнитных полей.

Гравитационным компенсатором мог бы стать искусственный спутник Земли, запущенный на стационарную орбиту высотой 36000 км. Если желательно, например, иметь невесомость на высоте 100 км, то необходимую массу компенсирующего спутника можно определить из соотношения

$$\frac{M_3}{(R_3 + H_0)^2} = \frac{M_{\text{ЛА}}}{(H_3 - H_0)^2}, \quad (2.10)$$

где R_3 – радиус Земли; H_0 – высота, на которой создаётся нулевое гравитационное поле; $H_{\text{ЛА}}$ – высота полёта стационарного компенсирующего гравитацию спутника. Из (2.10) следует, что

$$M_{\text{ЛА}} = \frac{(36000 - 100)^2}{(6380 + 100)^2} \cdot M_3 = 31M_3. \quad (2.11)$$

Следует отметить, однако, что в природе существуют такие области в космосе, в которых гравитация двух близкорасположенных друг к другу небесных тел взаимно уравновешена. Например, между Землёй и Луной такая зона расположена на расстоянии 38440 км от центра массы Луны.

Энергия вывода ЛА на орбиту радиуса r . Энергия вывода искусственного спутника на орбиту и тангенциальная скорость относительно поверхности планеты, которую ему необходимо сообщить, для каждой высоты строго определены. Скорость, в частности, соответствует условию равенства гравитационной и противоположной ей по направлению инерционной сил:

$$\frac{M_{\text{ЛА}} v_{\text{т}}^2}{r} = \gamma \frac{M_{\text{ЛА}} M_{\text{пл}}}{r^2}, \quad (2.12)$$

где $v_{\text{т}}$ – тангенциальная скорость; r – расстояние между центрами масс спутника и планеты.

Как показано ранее (см. (2.4)), из (2.12) следует, что

$$v_{\text{т}} = \sqrt{\gamma \frac{M_{\text{пл}}}{r}}.$$

Тангенциальная кинетическая энергия спутника, которую необходимо сообщить для вывода его на орбиту,

$$E_{\text{т}} = \frac{M_{\text{ЛА}} v_{\text{т}}^2}{2} = \gamma \frac{M_{\text{ЛА}} M_{\text{пл}}}{2r}. \quad (2.13)$$

Поскольку для запуска ЛА на круговую орбиту необходимо не только сообщить ему кинетическую энергию, но и затратить энергию на преодоление гравитационных сил сопротивления (потенциальной энергии ЛА в поле сил тяготения планеты), то минимальная полная энергия запуска (без учёта потерь на управление и сопротивление атмосферы) определится как

$$E_{\Sigma \text{ЛА}} = \gamma \frac{M_{\text{ЛА}} M_{\text{пл}}}{2r} + \gamma \frac{M_{\text{ЛА}} M_{\text{пл}}}{R_{\text{пл}}}. \quad (2.14)$$

Отсюда видно, что энергия вывода одного килограмма массы на круговую орбиту постоянна с радиусом r и является, по существу, физической константой.

3. ВОЗМОЖНОСТИ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЁТОВ С УЧЁТОМ РЕАЛЬНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

Наряду со скоростью важной характеристикой является достигаемое при этом удаление ЛА от поверхности планеты (будем полагать – Земли). Эти две характеристики связаны между собой.

Диаграмма «Зенгера»¹. Говоря о космических полётах, можно выделить ряд характерных высот или расстояний h , необходимо преодолеваемых ЛА при старте с Земли. Это, например, техническая граница атмосферы (условно ≈ 120 км – ордината 1), средние расстояния до Луны (≈ 384400 км) и Солнца ($\approx 149,5$ млн км), на рис. 3.1 (диаграмме Зенгера) ординаты 2 и 3 соответственно, граница солнечной планетной системы² – ордината 4 и, наконец, расстояние до ближайшей планетной системы – ордината 5. По оси абсцисс в качестве аргумента, кроме скорости звука в атмосфере Земли (кривая 6), выделен лишь её предел – скорость света в пустоте (прямая 7). Проведём наиболее общий анализ реальных возможностей осуществления полёта в рамках выбранной таким образом системы координат и одновременно ограничивающих полёт ограничений.

Возможности горизонтального полёта ЛА в пределах технической границы атмосферы за счет подъемной силы аэродинамического происхождения на диаграмме Зенгера отражены кривой 8, указывающей на увеличение скорости ЛА с ростом высоты, обеспечивающей его полёт. При этом следует учесть, что с ростом скорости полёта растет скорость торможения потока, оказывающая влияние на конструкцию ЛА. Учёт этого обстоятельства приводит к необходимости выделения зоны «г», недоступной для осуществления длительного полёта.

Если на рис. 3.1 нанести кривые 9, 10, 11, соответствующие первой, второй и третьей космическим скоростям, то область «д» определит всю совокупность состояний ЛА, отвечающих возможностям

¹ Зенгер (Sänger) Эйген (1905-1964), нем. учёный. Труды по ракетно-космической технике, теории космического полёта. Автор оригинальных разработок ракетно-космической техники.

² Оценивают «высотой» орбиты планеты Плутон (39,44 а.е. или $\approx 5896 \times 10^6$ км).

осуществления длительного полёта искусственных спутников Земли. Если же полёты будут кратковременными с использованием тяги, то этим условиям будет отвечать область «в».

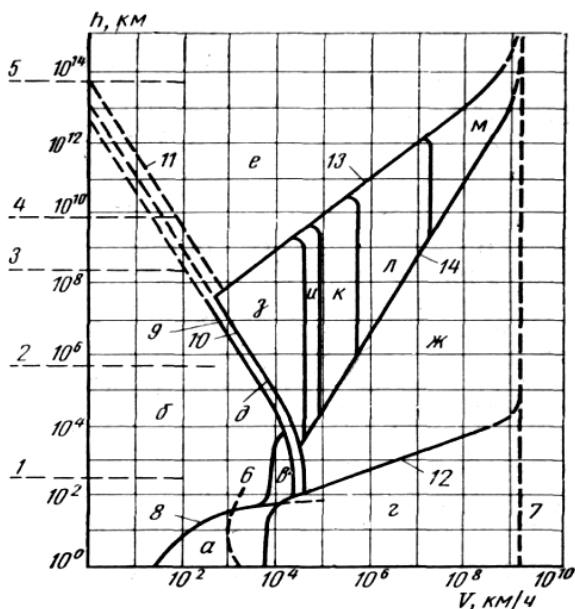


Рис. 3.1 Диаграмма Зенгера

Рассматривая полёты вдали от Земли, целесообразно ограничить их продолжительность хотя бы 10 годами в один конец. Это условие на диаграмме отражает кривая максимальной дальности 13.

Применительно к обитаемым космическим летательным аппаратам (КЛА) важным является и допустимая величина их ускорения во время полёта. При двукратном ускорении по отношению к земному, представляющимся допустимым для человека, получается кривая 14.

Область между кривыми 9 и 11, 13 и 14 ограничивает весь диапазон возможностей полётов человека в космосе, тем самым указывая одновременно на одно важное обстоятельство: в рамках учитываемых таким образом ограничений космические полёты большой дальности (до ближайших звёздных систем, например) возможны лишь в условиях, когда достигаемая КЛА скорость становится сопоставимой со скоростью света либо не более чем на порядок меньшей её. В рамках

сформулированных ограничений оценим реальные уровни достигаемых скоростей КЛА с РД того или иного класса в их составе. КЛА в этом случае будем рассматривать как тело с изменяемой во времени массой, обеспечиваемое работой РД приращение скорости которого можно описать известной зависимостью К.Э. Циолковского:

$$\Delta v_k = I_{уд} \ln \frac{M_0}{M_k} = I_{уд} \ln \mu_k. \quad (3.1)$$

Здесь μ_k – массовое число ЛА; $I_{уд}$ – удельный импульс РД, определяемый скоростью истечения РТ в ОП, т.е. $I_{уд} \approx W_{рт}$; $M_0 = M_k + M_{рт}$ – масса ЛА в момент включения РД; $t = 0$; M_k – масса ЛА в момент отключения РД; $t = \tau$; $M_{рт}$ – масса израсходованного двигателем рабочего тела.

Итак, согласно (3.1), приращение конечной скорости ЛА (эффективность использования двигателя в его составе) определяется одновременно как энергетическими, так и массовыми характеристиками летательного аппарата и двигателя, т.е. оценивается функцией $\Delta v_k = f(I_{уд}, \mu_k)$.

Если принять, что технически целесообразным для реализации будет КЛА, массовое число которого $\mu_k \leq 100$, то зависимость (3.1) может быть представлена как

$$\Delta v_k \approx 4,6 I_{уд}. \quad (3.2)$$

Зависимость (3.2) с учётом реальных уровней $I_{уд}$, обеспечиваемых РД, позволяет оценить область достижимых скоростей КЛА с двигателями конкретной классовой принадлежности:

Тип двигателя	Коэффициент γ
Химического типа.....	$5 \cdot 10^{-11} - 1 \cdot 10^{-10}$
Электродуговые.....	10^{-8}
Ионный или плазменный.....	$5 \cdot 10^{-8}$
Ядерный (реакция деления $+H_2$).....	$5 \cdot 10^{-10}$
Ядерный (идеальная реакция деления).....	10^{-3}
Фотонный	1

На диаграмме Зенгера зона «з» – для КЛА, оснащённых химическими РД, «и» – ядерными РД; «к» – электрическими; «л» – ядерными с прямым использованием продуктов деления и синтеза; «м» – фотонными. Иными словами, расширение круга решаемых в космосе задач (увеличение дальности полёта) требует повышения достижи-

мых скоростей и может быть обеспечено лишь комплексной разработкой РД всех классов.

В рамках выявленных диаграммой Зенгера особенностей обратим внимание ещё раз на потенциальные возможности двигателей с совмещёнными и, напротив, разобшёнными источниками массы и энергии.

Укажем в этой связи, что максимум $I_{уд}$ двигателей с совмещёнными источниками массы и энергии определяется уровнем удельного энергосодержания $\bar{H}$ носителя энергии (одновременно составляющего и массу отбрасываемого в ОП рабочего тела) и принципиально ограничен сверху энергосодержанием энергии носителя $\bar{H}$. Так, для химических РД

$$\bar{H} \approx W_{рт}^2 / 2, \quad (3.3)$$

откуда

$$\max I_{уд} = \max W_{рт} \leq \sqrt{2\bar{H}} \quad (3.4)$$

и, с учётом свойственных химическим носителям энергии уровней $\bar{H}$, ограничивается уровнями $\max I_{уд} \leq 5000$ м/с. При этом следует подчеркнуть, что ограничение сверху удельного импульса химических РД носит принципиальный характер и не может быть преодолено его схемными, конструктивными или иными усовершенствованиями.

Свойственные РД с совмещёнными источниками массы и энергии ограничения подтвердим рассмотрением характеристик химических РД с позиций теории относительности.

Если долю масс рабочего тела, преобразованную в энергию струи, сопоставить с энергетическим эквивалентом израсходованной в этих целях массы носителя энергии $\gamma = \Delta E / (\Delta m c^2)$, то можно получить соотношение Эйнштейна:

$$W_{рт} / c = \sqrt{2\gamma - \gamma^2}. \quad (3.5)$$

Если Δm – потеря массы ЛА; Δm^* – масса рабочего тела в отбрасываемом потоке; ΔE – кинетическая энергия отбрасываемого в ОП потока РТ, то для наблюдателя, находящегося на Земле,

$$\Delta m = \Delta m^* + \Delta E / c^2, \quad (3.6)$$

откуда

$$\Delta m^* = \Delta m - \Delta E / c^2 = \Delta m - \gamma \Delta m = \Delta m(1 - \gamma), \quad (3.7)$$

или, с учётом соотношения Эйнштейна,

$$\Delta m^* / \Delta m = \sqrt{1 - W_{\text{пр}}^2 / c^2} = \frac{\Delta m(1 - \gamma)}{\Delta m} = (1 - \gamma),$$

$$(1 - \gamma)^2 = 1 - W_{\text{пр}}^2 / c^2$$

$$\text{и} \quad W_{\text{пр}} / c = \sqrt{2\gamma - \gamma^2}. \quad (3.8)$$

Ниже представлены оцениваемые уровни коэффициента γ преобразования массы в энергию, свойственные двигателям некоторых типов:

Тип двигателя	Коэффициент γ
Химического типа..... 10	$5 \cdot 10^{-11} - 1 \cdot 10^{-7}$
Электродуговые.....	10^{-8}
Ионный или плазменный..... 8	$5 \cdot 10^{-8}$
Ядерный (реакция деления $+H_2$)..... 10	$5 \cdot 10^{-7}$
Ядерный (идеальная реакция деления).....	10^{-3}
Ядерный (идеальная реакция деления).....	$4 \cdot 10^{-3}$
Фотонный	1

Диаграмма Зенгера указывает, что в рамках принимаемых в расчёт ограничений оснащение ЛА РД с совмещёнными источниками массы и энергии изначально ограничивает круг задач, доступных для решения на их основе.

Тем не менее для решения задач, требующих обеспечения значительных ускорений, например превышающих земное, альтернативы двигателям с совмещёнными источниками массы и энергии до сих пор не найдено (рис. 3.2).

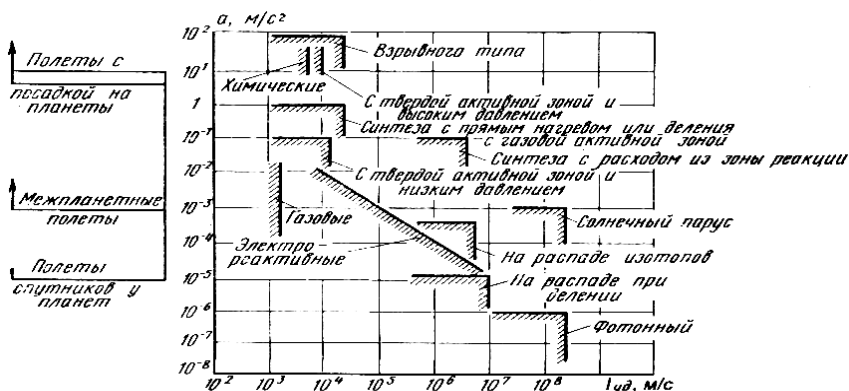


Рис. 3.2. Области ускорений ЛА,
обеспечиваемые двигателями различных классов

4. КОСМИЧЕСКАЯ СТУПЕНЬ ЛА (КЛА)

На рис. 4.1 схематически представлен обобщённый состав космической ступени КЛА с ядерным бортовым источником первичной энергии и двигателями с разобшёнными источниками массы и энергии (например, электрического типа). В этот состав входят:

- обитаемый отсек, масса которого с учётом оборудования связи, навигации, жизнеобеспечения совместно с экипажем определяет собой массу полезного груза $M_{пг}$;
- хранилище рабочего тела массой $M_{рт}$ двигательной системы КЛА;
- первичный (ядерный) источник тепловой энергии, комплекс узлов оборудования для преобразования тепловой энергии в электрическую, тепловой экран;
- ускорительная система (комплекс электрических двигателей).

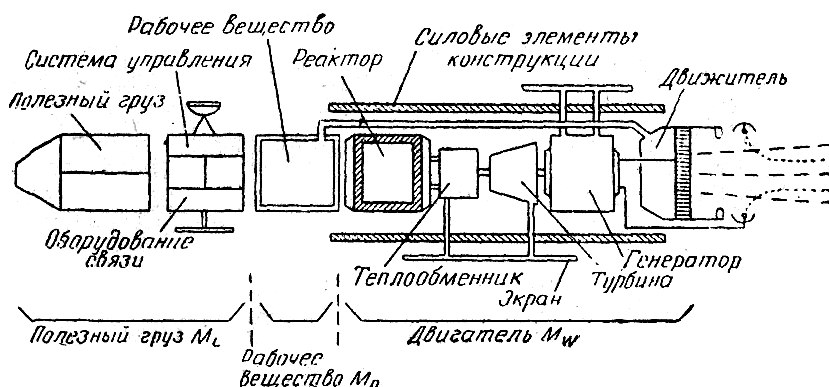


Рис. 4.1. Блочный состав КЛА (вариант)

Теперь мы можем дать определение космоэнергетической установки (КЭУ).

Под космоэнергетической установкой (КЭУ) следует понимать комплекс оборудования и систем, включающий, как правило, бортовой, ядерного типа источник первичной энергии, комплекс систем и оборудования для преобразования тепловой энергии в электрическую (в общем случае ориентированный на использование в том числе

энергии из окружающей среды), тепловой экран и ускорительную систему, т.е. комплекс двигателей, обеспечивающий перемещение и необходимые маневры КЛА.

Важными характеристиками КЭУ являются её масса $M_{\text{КЭУ}}$ и характерная мощность E «пучка» рабочего тела, отбрасываемого в окружающее пространство (создающего тягу). Их совокупным учётом вводится ещё одна важная характеристика КЭУ – удельная мощность отбрасываемого в космическое пространство «пучка» рабочего тела:

$$\alpha = \frac{E}{M_{\text{КЭУ}}} = \frac{\dot{m}_{\text{РТ}} W_{\text{РТ}}^2}{2 \cdot M_{\text{КЭУ}}} = \frac{\dot{m}_{\text{РТ}} \tau W_{\text{РТ}}^2}{2\tau \cdot M_{\text{КЭУ}}} = \frac{M_{\text{РТ}} W_{\text{РТ}}^2}{2\tau \cdot M_{\text{КЭУ}}}. \quad (4.1)$$

Обобщённое уравнение К.Э. Циолковского. Движение КЛА в пространстве, свободном от сил гравитации и аэродинамического сопротивления, определяется силами инерции и тяги. В этом случае достижимая скорость V любого материального тела с переменной во времени массой может быть определена уравнением К.Э. Циолковского (3.2) как функция скорости истечения РТ двигателя в ОП и отношения конечной и начальных масс КЛА, т.е.

$$\frac{M_{\text{к}}}{M_0} = e^{-V_{\text{к}}/W_{\text{РТ}}}. \quad (4.2)$$

Здесь $M_{\text{к}} = M_{\text{КЭУ}} + M_{\text{пг}}$. Уравнение (4.2) в этом случае приобретает вид

$$e^{-V_{\text{к}}/W_{\text{РТ}}} = \frac{M_{\text{КЭУ}} + M_{\text{пг}}}{M_{\text{РТ}} + M_{\text{КЭУ}} + M_{\text{пг}}} = \frac{M_{\text{к}}}{M_0}. \quad (4.3)$$

Это уравнение, однако, оказывается недостаточным для анализа и оценки характеристик КЛА, оснащаемого двигателями с разобобщёнными источниками массы и энергии. Конструктора такого корабля будут интересовать, в первую очередь, его возможности в отношении переносимой полезной нагрузки.

Последняя, с учётом (3.1), (4.1) – (4.3), будет отвечать в этом случае зависимости

$$\frac{M_{\text{пг}}}{M_0} = \frac{M_{\text{к}}}{M_0} - \frac{M_{\text{КЭУ}}}{M_0} = e^{-V_{\text{к}}/W_{\text{РТ}}} - \frac{M_{\text{КЭУ}}}{M_0}, \quad (4.4)$$

где

$$\frac{M_{\text{КЭУ}}}{M_0} = \frac{W_a^2}{2\alpha\tau} \cdot \frac{M_{\text{РТ}}}{M_0} = \frac{W_a^2}{2\alpha\tau} \left(\frac{M_0 - M_{\text{к}}}{M_0} \right) = \frac{W_a^2}{2\alpha\tau} (1 - e^{-V_{\text{к}}/W_a}).$$

Уравнение (4.4) приобретает вид

$$\frac{M_{\text{РТ}}}{M_0} = e^{-V_{\text{к}}/W_a} - \frac{W_a^2}{2\alpha\tau} (1 - e^{-V_{\text{к}}/W_a}) \quad (4.5)$$

и, в рамках развиваемого К.Э. Циолковским подхода, отражает специфику механики полёта КЛА. По отношению к традиционной форме зависимости К.Э. Циолковского (4.5) обнаруживает ряд особенностей:

1. Конечная скорость $V_{\text{к}}$ ($M_{\text{РТ}} / M_0$) как функции скорости истечения РТ в ОП при фиксированных α , τ и $M_{\text{РТ}} / M_0$ (или $V_{\text{к}}$) функционально зависимы от скорости истечения РТ в ОП, обнаруживая максимум. Скорость истечения РТ в ОП при прочих равных условиях требует, таким образом, оптимизации.

2. Этот максимум $V_{\text{к}}$ и максимум удельного полезного груза в составе КЛА применительно к условиям, когда $V_{\text{к}}$ мала и $M_{\text{РТ}} / M_0$ велик, весьма пологий и, напротив, острый, когда $V_{\text{к}}$ велика и $M_{\text{РТ}} / M_0$ мал.

3. Применительно к условиям, когда величина $\alpha\tau$ сохраняется постоянной, оптимальная скорость истечения РТ в ОП слабо зависит от величины $V_{\text{к}}$.

Ограничим дальнейшие рассуждения лишь замечанием, что задачи освоения космоса необходимо указывают на потребности комплексного развития двигателестроения, охватывающего различные типы двигателей (рис. 4.2).

Элементы планетных орбит

Планета	Ср. расстояние от Солнца, а. е.	Угол наклона плоскости орбиты к плоскости эклиптики, град	Период обращения вокруг Солнца, годы
Меркурий	0,387	7,00	0,24
Венера	0,723	3,40	0,62
Земля	1,000	—	1,00
Марс	1,524	1,85	1,88
Юпитер	5,203	1,31	11,86
Сатурн	9,539	2,49	29,46
Уран	19,18	0,77	84,01
Нептун	30,06	1,77	164,79
Плутон	39,44	17,15	247,7



Рис. 4.2

5. РД В СОСТАВЕ ЛА

Двигатель как агрегат, определяющий технические характеристики оснащаемого им транспортного устройства, может оцениваться критериями эффективности его использования.

В качестве такого критерия можно учитывать, например, максимальное приращение идеальной конечной скорости³ ЛА Δv_k , обусловленное работой двигателя и оцениваемое в пренебрежении силами аэродинамического и гравитационного происхождения, известной формулой К.Э. Циолковского:

$$\Delta v_k = I_{уд} \ln \frac{M_0}{M_k} = I_{уд} \ln \mu_k. \quad (5.1)$$

Оценивая относительную значимость воздействий μ_k и $I_{уд}$ как аргументов влияния на Δv_k как функцию, будем полагать, что и это переменные величины. Вместе с тем будем считать, что изменения $I_{уд}$ и μ_k носят не произвольный характер, а реализуются так, что любое отклонение Δv_k , обусловленное отклонением от базового уровня одного

³ Допустимость формулируемого подхода к оценке эффективности использования РД определяется наличием естественных обусловленностей приращения скорости ЛА, прежде всего характеристиками двигателя в его составе.

из параметров, необходимо подавляется соответствующим изменением другого. Иными словами, при допустимости варьирования как μ_k , так и $I_{уд}$ значение ΔV_k остается неизменным. Учитываемые условия отвечают зависимости

$$\delta(\Delta V_k) = \frac{\partial(\Delta V_k)}{\partial I_{уд}} \delta I_{уд} + \frac{\partial(\Delta V_k)}{\partial \mu_k} \delta \mu_k = 0$$

или выражению

$$\ln \mu_k \delta I_{уд} + \frac{1}{\mu_k} I_{уд} \delta \mu_k = 0. \quad (5.2)$$

Перепишем (5.2) как $\frac{\delta \mu_k}{\mu_k} = -\ln \mu_k \frac{\delta I_{уд}}{I_{уд}}$ и, полагая что

$$\frac{\delta I_{уд}}{I_{уд}} = 0,01, \text{ приведём к выражению}$$

$$\frac{\delta \mu_k}{\mu_k} = -0,01 \cdot \ln \mu_k. \quad (5.3)$$

Обратим внимание, что с учётом принимаемых в расчёт ограничений на характер варьирования знак «минус» в (5.3) указывает на совпадение направленности воздействий μ_k и $I_{уд}$ на ΔV_k как функцию. Зависимость $|\delta \mu_k / \mu_k| = f(\mu_k)$ приведена на рис. 5.1.

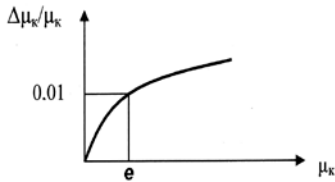


Рис. 5.1

Обнаруживается, что в области $\mu_k < e$ подавление ожидаемых изменений ΔV_k в связи с изменением на 1% удельного импульса двигателя обеспечивается меньшими уровнями относительных изменений массового числа ЛА (зона превалирующего влияния на ΔV_k относительных изменений массовых характеристик ЛА).

В области же $\mu_k > e$, напротив, подавление ожидаемых отклонений ΔV_k в связи с изменениями на 1% удельного импульса двигателя может быть обеспечено лишь превышающими 1% относительными изменениями массового числа ЛА (зона превалирующего воздействия на ΔV_k энергетических параметров РД над массовыми характеристиками ЛА).

Выявляются, таким образом, две характерные области значений μ_k с различными по характеру соотношениями «цен» воздействия от-носительных изменений μ_k и $I_{уд}$ на ΔV_k .

5.1. Массовый конструкционный эквивалент $I_{уд}$

Развиваемый подход позволяет оценить в единицах $I_{уд}$ значи-мость (цену) «конструктивных» мер повышения эффективности ис-пользования РД в составе ЛА за счёт уменьшения, при прочих равных условиях, конечной массы ЛА.

В качестве исходной также используем зависимость К.Э Циол-ковского:

$$\ln \mu_k \delta I_{уд} + \frac{1}{\mu_k} I_{уд} \delta \mu_k = 0.$$

В качестве переменных параметров будем учитывать M_k и $I_{уд}$. Массу рабочего тела, напротив, будем считать величиной постоянной ($M_{рт} = \text{const}$). Тогда

$$\mu_k = \frac{M_0}{M_k} = (M_k + M_{рт}) / M_k = (1 + \frac{M_{рт}}{M_k}).$$

Обусловленная отклонением M_k от базового значения вариация

$$\delta \mu_k = \frac{\partial \mu_k}{\partial M_k} \delta M_k = -\frac{M_{рт}}{M_k^2} \delta M_k = -(\mu_k - 1) \frac{\delta M_k}{M_k}$$

и уравнение (5.2) приобретает вид

$$\ln \mu_k \delta I_{уд} - \frac{1}{\mu_k} I_{уд} (\mu_k - 1) \frac{\delta M_k}{M_k} = 0.$$

Зависимостью

$$\mathcal{E}_{M_k}^{I_{уд}} = -\frac{\delta M_k}{I_{уд}} = -\ln \mu_k \frac{\mu_k}{\mu_k - 1} \frac{M_k}{I_{уд}} \quad (5.4)$$

определится выражение для массового конструкционного эквивален-та удельного импульса.

Массовый конструкционный эквивалент удельного импульса ко-личественно определяет необходимое уменьшение массы конструк-ции двигателя (ЛА), по своему влиянию при прочих равных условиях

на конечную скорость (дальность) ЛА аналогичное увеличению удельного импульса двигателя на 1 м/с.

В рамках практической деятельности использование массового конструкционного эквивалента позволяет обосновать, например, целесообразность (или, напротив, нецелесообразность) модернизации конкретного ЛА, обеспечивающей рост удельного импульса двигателя ($\Delta I_{уд} > 0$), однако сопровождающейся повышением массы его конструкции ($\Delta M_k > 0$). Обратим внимание, что $\mathcal{E}_{M_k}^{I_{уд}} < 0$. Оценивая ре-

зультат модернизации уровнем $\Delta \Gamma_{уд}^{эф} = \Delta I_{уд} + \frac{\Delta M_k}{\mathcal{E}_{M_k}^{I_{уд}}}$ можно утверждать, что

$$\text{модернизация} \Rightarrow \begin{cases} \text{полезна, если} & \Delta I_{уд}^{эф} > 0, \\ \text{безрезультатна,} & \Delta I_{уд}^{эф} = 0, \\ \text{нецелесообразна, если} & \Delta I_{уд}^{эф} < 0. \end{cases}$$

5.2. Массовый топливный эквивалент $I_{уд}$

Аналогичным образом вводится массовый топливный эквивалент – критерий оценки требуемой массы РТ, дополнительное размещение которой на борту летательного аппарата при прочих равных условиях обеспечивает повышение Δv_k ЛА (эффективность использования двигателя в его составе), аналогичное достигаемому увеличением удельного импульса РД на единицу.

В данном случае рассмотрение проведём в предположении, что переменными величинами являются $I_{уд}$ и $M_{рт}$, а $M_k = \text{const}$. Вариация

$\mu_k = f(M_{рт})$ в этом случае $\delta \mu_k = \frac{\partial \mu_k}{\partial M_{рт}} \delta M_{рт} = (\mu_k - 1) \frac{\delta M_{рт}}{M_{рт}}$, а (5.2) со-

ответствует зависимости

$$\ln \mu_k \delta I_{уд} + \frac{1}{\mu_k} I_{уд} (\mu_k - 1) \frac{\delta M_{рт}}{M_{рт}} = 0.$$

Массовый топливный эквивалент $I_{уд}$ приобретает вид

$$\mathcal{E}_{M_{рт}}^{I_{уд}} = - \frac{\delta M_{рт}}{I_{уд}} = \ln \mu_k \frac{\mu_k}{\mu_k - 1} \frac{M_{рт}}{I_{уд}}. \quad (5.5)$$

Массовый топливный эквивалент удельного импульса количественно определяет необходимое увеличение массы топлива, запасаемого на борту ЛА, по степени воздействия на конечную скорость (дальность) ЛА при прочих равных условиях аналогичное увеличению удельного импульса двигателя на единицу.

Как и в предыдущем случае, целесообразность модернизации ЛА, предполагающей, например, рост удельного импульса двигателя ($\Delta I_{уд} > 0$), однако сопровождающейся изменениями его массы и массы запасаемого в составе аппарата рабочего тела ($\Delta M_k \neq 0$; $\Delta M_{рт} \neq 0$), может

быть конкретизирована оценкой уровня $\Delta I_{уд}^{эф} = \Delta I_{уд} + \frac{\Delta M_k}{\mathfrak{E}_{M_k}^{I_{уд}}} + \frac{\Delta M_{рт}}{\mathfrak{E}_{M_{рт}}^{I_{уд}}}$.

Его также можно рассматривать как свидетельство в пользу заключения, что

$$\text{модернизация} \Rightarrow \begin{cases} \text{полезна, если} & \Delta I_{уд}^{эф} > 0, \\ \text{безрезультатна,} & \Delta I_{уд}^{эф} = 0, \\ \text{нецелесообразна, если} & \Delta I_{уд}^{эф} < 0. \end{cases}$$

6. ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ: СИСТЕМНО-АГРЕГАТНЫЙ СОСТАВ

ЖРД может рассматриваться как совокупность агрегатов и систем, обеспечивающих в процессе их совместного функционирования преобразование химической энергии жидкого ракетного топлива в кинетическую энергию направленного поступательного движения истекающих в окружающее пространство его продуктов сгорания (ПС).

В числе входящих в его состав агрегатов можно выделить камеру (рис. 6.1) – агрегат, в рабочем объеме которого реализуется сложный комплекс преобразований, в целом и определяющих существо рабочего процесса двигателя, а также системы питания двигателя топливом, системы контроля и управления различного назначения.

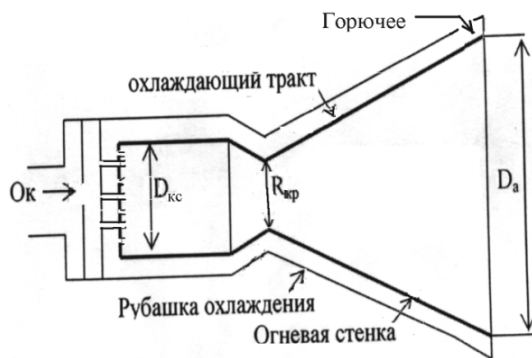


Рис . 6.1. Камера двигателя

Формы камер разнообразны, наиболее распространённая – осесимметричная. Камера в общем представляет собой тонкостенную конструкцию, внутренними стенками которой и поверхностью раздела с окружающей средой выделяется полузамкнутый объём пространства – рабочий, в котором и реализуется сложный комплекс преобразований химической энергии топлива в кинетическую энергию направленного поступательного движения истекающих в ОП продуктов сгорания. Применительно к камере это объём пространства, выделяемого огневым днищем форсуночной головки, огневыми стенками камеры и выходным сечением сопла камеры. Силовое взаимодействие с конструктивными элементами камеры продуктов сгорания при истечении в ОП обуславливает возникновение тяги двигателя.

С учётом функционального назначения отдельных частей камеры можно выделить:

- переднюю часть, с размещёнными в ней специальными элементами ввода топливных компонентов в рабочий объём камеры – форсунками, называемую форсуночной головкой (ФГ). В реальных конструкциях камер ФГ имеет, как правило, несколько днищ (огневое, среднее, дефлектор и крышку форсуночной головки), позволяющих охладить огневое днище ФГ, сформировать отделённые друг от друга полости окислителя и горючего и с помощью форсунок осуществить ввод топливных компонентов в рабочий объём камеры, обеспечить их распыл, смешение и необходимое распределение состава топлива по сечению рабочего объёма;
- среднюю часть – камеру сгорания, в которой реализуется и завершается процесс горения топливной среды с требуемой степенью

(полнотой) преобразования химической энергии топлива в тепловую энергию продуктов сгорания.

П р и м е ч а н и е. Камера сгорания – это не конструкция. Это часть рабочего объёма камеры, в которой реализуются и завершаются процессы горения топливной смеси, обеспечивающие формирование рабочего тела двигателя с отвечающими требуемой полноте преобразования химической энергии топлива в тепловую уровнями теплофизических характеристик;

- сопловую часть или сопло камеры, в которой реализуются процессы преобразования тепловой энергии продуктов сгорания (аккумулированной ими в камере сгорания) в кинетическую энергию их направленного поступательного движения и образование тяги двигателя.

Преобразование тепловой энергии ПС в кинетическую энергию в сопловой части камеры осуществляется геометрическим воздействием на поток за счёт характерных изменений градиента его сечения по длине: $\text{grad}F_c = \frac{\partial F_c}{\partial x} = f(x)$, где x – линейная координата; F_c – площадь сечения проточного канала сопловой части камеры.

Сопло включает, как правило, сужающуюся и расширяющуюся по длине части. Сужающаяся часть – участок дозвукового (докритического) течения ПС, расширяющаяся часть – участок сверхзвукового (сверхкритического) течения. Сечение $F_{\text{кр}}^*$, разделяющее дозвуковую и сверхзвуковую части, называют критическим. По существу, это минимальное сечение проточной части сопла.

Характерно, что если для участка проточного канала камеры сгорания градиент $\text{grad}F_{\text{кк}} = \frac{\partial F_{\text{кк}}}{\partial x}$, как правило, мал и зачастую близок к нулю, то при переходе в сопловую часть (сопло) он резко изменяется. Именно это изменение градиента и определяет границу между камерой сгорания и соплом.

Различают следующий геометрический параметр: $f_{\text{кк}} = \frac{F_{\text{кк}}}{F_{\text{кр}}^*}$ – относительная площадь камеры сгорания; $f_{\text{кк}} \in (1 \dots 8 - 10)$. По его величине камеры условно разделяют на скоростные, для которых $f_{\text{кк}} < 2$, и изобарические с уровнями $f_{\text{кк}} > 2$.

Рабочий процесс двигателя носит проточный характер. Он обеспечивается непрерывным вводом в камеру сгорания топлива, истекающего далее, но уже в виде ПС (рабочего тела двигателя) в окружа-

ющее пространство. Если p_k – давление в камере сгорания и p_a – в сечении среза сопла, то отношением $\frac{p_k}{p_a} = \varepsilon$ оценивают степень расширения ПС при истечении. Зависимостью

$$\bar{f}_a = \frac{F_a}{F_{кр}} = \frac{\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{1}{n-1}} \sqrt{\frac{n-1}{n+1}}}{\sqrt{\left(\frac{p_a}{p_k}\right)^{2/n} - \left(\frac{p_a}{p_k}\right)^{(n+1)/n}}} \quad (6.1)$$

геометрическая степень уширения сопла связывается со степенью расширения продуктов сгорания при истечении из камеры. Зависимостью

$$\beta_{\text{действ}} = \frac{p_k F_{кр}}{\dot{m}_{\Sigma}}, \quad (6.2)$$

где $\dot{m}_{\Sigma}$ – расход продуктов сгорания через камеру, оценивается действительный (обеспечиваемый реальными характеристиками рабочего процесса в камере сгорания) расходный комплекс (в англоязычной литературе именуемый характеристической скоростью). Важно, что наряду с (6.2) его величина может оцениваться и теоретически как функция теплосодержания топлива:

$$\beta_{\text{теор}} = \frac{\sqrt{RT_0}}{\sqrt{n} \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}}}, \quad (6.3)$$

где T_0 – температура торможения ПС в камере; n – показатель процесса (здесь и ниже условно используемый и для оценки показателя адиабаты как $k \approx n$).

Сопоставлением $\beta_{\text{действ}}$ согласно (6.2) с его значением (6.3) вводится в рассмотрение коэффициент потерь удельного импульса в камере сгорания:

$$\varphi_{\beta} = \beta_{\text{действ}} / \beta_{\text{теор}}. \quad (6.4)$$

Отметим, что теоретический уровень удельного импульса тяги камеры в пустоте может оцениваться и с помощью газодинамических функций:

$$I_{\text{уд}}^{\text{теор}} = \beta_{\text{теор}} \cdot K_p, \quad (6.5)$$

где

$$K_p = \left[\left(\frac{2}{n+1} \right)^{1/(n-1)} Z(\lambda_a) - \frac{p_h}{p_0} \frac{1}{q(\lambda_a)} \right] \quad (6.6)$$

– коэффициент тяги; $Z(\lambda_a)$, $q(\lambda_a)$ – газодинамические функции.

7. РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

Ракетное топливо (РТ) – носитель химической энергии – вещество или совокупность веществ, масса которых может быть использована для формирования рабочего тела РД, а химическая энергия – для направленного отбрасывания рабочего тела в ОП и обеспечения тяги.

Как необходимый промежуточный этап рабочего процесса РД в этом случае предусматривается преобразование химической энергии в тепловую. Последнее реализуется возбуждением и поддержанием во времени в топливной среде экзотермических окислительно-восстановительных реакций (процесса горения).

7.1. Топливо

Отдельно хранимую составляющую топлива называют его компонентом. По числу топливных компонентов (ТК) различают однокомпонентные, двухкомпонентные, трёх- или многокомпонентные ракетные топлива. Топливные компоненты по фазовому состоянию (применительно к условиям использования для энергообеспечения РД) разделяют на газообразные, жидкие и твердые.

Газообразные ракетные топлива применяются как вспомогательные для обеспечения работы крупных РД и как основные – для энергообеспечения, как правило, двигателей малых тяг.

Жидкие ракетные топлива (ЖРТ) образуются одним либо несколькими топливными компонентами в жидком состоянии, запас химической энергии которых тем или иным способом может быть преобразован в тепловую. По числу образующих компонентов различают однокомпонентные, двухкомпонентные, трёх- или многокомпонентные ЖРТ.

Однокомпонентные ЖРТ включают индивидуальные вещества, такие как нитроглицерин, нитробензол, метилнитрат, перекись водорода (H_2O_2), гидразин (N_2H_2), смеси или растворы окисляющих и горючих веществ, таких, например, как азотный тетраксид (H_2O_4) и метиловый спирт (CH_3OH). Развитие экзотермических реакций в составе таких топлив обеспечивают применением специального катализатора или иными воздействиями.

Двухкомпонентные ЖРТ – топлива, состоящие из двух отдельно подаваемых в двигатель компонентов: окислителя и горючего. Делятся на самовоспламеняющиеся и несамовоспламеняющиеся. Обе группы многочисленны по составу и могут формироваться на основе различных окислителей.

Трёхкомпонентные (многокомпонентные) ЖРТ, образуемые тремя, или более компонентами, отдельно подаваемыми в двигатель. Например, продукт переработки нефти и водород, совокупно используемые как горючее, и жидкий кислород – как окислитель. Роль энергопроизводящего процесса в средах двухкомпонентных и многокомпонентных ЖРТ выполняет, как правило, процесс горения. Для инициирования процесса горения в составе несамовоспламеняющихся топлив применяют специальные, обеспечивающие зажигание (воспламенение) топлива устройства и/или методы.

Твёрдые ракетные топлива (ТРТ) – многочисленная по своему составу группа. Представлена твёрдыми веществами, объединяющими в форме смесей или твёрдых растворов как окисляющие, так и горючие компоненты. ТРТ принято разделять на баллистические – коллоидные, являющиеся твёрдыми растворами, и смесевые, являющиеся механическими смесями твёрдых окислителей и горючих с различными специальными присадками. Основным окислителем – кислород, но может использоваться фтор или его производные. В качестве горючего в этой группе широко применяются металлы, пластмассы, каучуки, целлюлоза и др.

Гибридные ракетные топлива (ГРТ) – двухкомпонентные топлива с различными по фазовому состоянию компонентами (смешанные или разнофазные), в иностранной литературе получившие название гибридных.

7.2. Топливные компоненты

Горючие. Горючим принято называть вещество или совокупность веществ, отдающих в процессе совокупности химических реакций

электроны с внешних оболочек своих атомов. К числу элементарных горючих относятся почти все вещества, входящие в первые три периода таблицы Менделеева.

Горючие, как и окислители, классифицируют по фазовому состоянию, химической структуре, энергетическим техническим свойствам, условиям эксплуатации и т.д.:

- твёрдые горючие, например углерод, каучук, полиуретан, различные металлы, широко используют в составе твердых ракетных топлив;
- жидкие горючие – наиболее широко используемая группа с наибольшим перечнем наименований: спирты, органические соединения, производные нефти и т.д.;
- газообразные горючие, главным образом углеводороды, например метан CH_4 ;
- смешанные горючие – различные взвеси, суспензии, золи, гели – только входят в практику использования и в основном рассматриваются как экспериментальные.

По химической структуре все горючие делятся на простые и сложные.

Простые горючие – индивидуальные химические вещества, химические элементы, чаще всего однокомпонентные газы, жидкости и твердые вещества. К ним относятся углерод, водород, алюминий, литий, бериллий, магний, марганец и др. Кроме водорода, это в большинстве своём твердые вещества с высокой теплопроизводительностью и очень высокой температурой горения в кислороде.

Сложные горючие – чаще всего многокомпонентные сложные химические соединения, например органики или механические смеси относительно простых веществ. Существуют в различных фазовых состояниях, обеспечивают, в зависимости от природы окислителя, широкий диапазон уровней теплопроизводительности, удельных импульсов и температур горения.

Выделением группы токсичных и высокотоксичных горючих учитывают характер воздействия топливных компонентов на живые организмы и окружающую среду.

Иногда сложные химические соединения подразделяют по химической структуре на ряд групп:

- элементарные горючие со сложной молекулой из 2...3 атомов, например, бензол C_6H_6 керосин C_nH_m и т.д.;
- элементы с молекулой, состоящей из атомов горючего и

нейтрального вещества, например аммиак NH_3 , гидразин N_2H_4 и др.;

- элементы, в молекуле которых есть атомы окисляющихся элементов (горючих) и окисляющих (окислителей), например спирты $\text{C}_n\text{H}_m\text{OH}$ и др.;

- элементы, молекулы которых содержат атомы окисляющихся, инертных и окисляющих элементов, например, метилнитрат CH_3NO_2 , нитробензол $\text{C}_6\text{H}_5\text{NO}_2$.

Используется, кроме того, и другая классификация, разделяющая горючие на следующие соединения:

- неорганические (водород, аммиак, бороводороды; все металлы);

- органические (углеводороды – продукты переработки нефти; амины и диамины; спирты; нитросоединения);

- элементоорганические (металлоорганики, суспензии, золи, гели и др.; собственно элементоорганические типа борорганических или фосфорорганических).

Окислители. Окислителем называют вещество или группу веществ, которые в процессе химической реакции приобретают электрон или несколько электронов на внешние оболочки атома.

Окислители можно классифицировать по фазовому состоянию, химической структуре, энергетическим признакам и по применяемости.

По фазовому состоянию окислители делят на твердые, используемые в составе ТРТ, и жидкие, используемые в составе ЖРТ. Последние в свою очередь делят на нормальные и криогенные.

Нормальными называются жидкости, находящиеся в жидкофазном состоянии при нормальном давлении $p = 1 \text{ Па}$ и температуре $T = 288 \text{ К}$.

К криогенным относят окислители с существенно меньшими по отношению к нормальной ($\ll T = 288 \text{ К}$) температурами кипения при нормальном давлении. Такие жидкости при нормальных давлении и температуре находятся в парообразном или газофазном состоянии.

По энергетическим признакам окислители условно разделяют на высокотеплопроизводительные, теплопроизводительность которых в паре с водородом как горючим достигает $10,5 \text{ МДж / кг}$, и низкотеплопроизводительные, у которых теплопроизводительность ниже. Такое разделение, как правило, сочетается с разделением по криогенности. Обычно высокотеплопроизводительные окислители являются крио-

генными жидкостями и, наоборот, низкотеплопроизводительные – нормальными.

Учитывается токсичность и агрессивность окислителей по отношению к конструкционным материалам.

По химической структуре окислители условно разделяют на пять групп:

1) простые, элементарные окислители (кислород, фтор, озон, хлор, бром и др.);

2) соединения окислителей (моноокись фтора OF_2 , трифторид хлора ClF_3 , пентафторид брома BrF_5 и др.);

3) соединения окисляющих и окисляющихся элементов (перекись водорода H_2O_2 , хлорная кислота HClO_4);

4) соединения элементов-окислителей с нейтральными (азотный тетраксид или четырехокись азота N_2O_4 , трифторид азота NF_3 и др.);

5) сложные окислители – соединения элементов-окислителей с горючими и нейтральными элементами (азотная кислота HNO_3 , тетранитрометан $\text{C}_2\text{N}_4\text{O}_8$).

По применяемости окислители также можно разделить на две группы: 1) основные или широко известные и широко применяемые и 2) перспективные.

Число широко используемых окислителей сравнительно невелико, число же перспективных продолжает расти. Часть перспективных окислителей уже входит в практику, некоторые находятся в стадии лабораторных исследований.

Сведения о теплофизических (температура кипения, токсичность и т.д.) и эксплуатационных характеристиках наиболее широко используемых окислителей представлены в традиционных справочниках.

7.3. Состав, режимы горения, характеристики

Природа топливных компонентов и относительное содержание каждого из них определяют состав и прочие характеристические параметры топлива.

Ориентируясь на двухкомпонентные ракетные топлив, составы горючего и окислителя определяют условными формулами вида $A_{a_{\text{гор}}}, B_{b_{\text{гор}}}, \dots, Y_{y_{\text{гор}}}, Z_{z_{\text{гор}}}$ и $A_{a_{\text{ок}}}, B_{b_{\text{ок}}}, \dots, Y_{y_{\text{ок}}}, Z_{z_{\text{ок}}}$ соответственно.

Стехиометрическое мольное соотношение. Минимальное относительное число молей окислителя $\chi_{\mu_{\text{ок}}}$ в составе топлива, обеспечивающее окисление одного моля горючих элементов топлива до продуктов полного окисления, определит мольное стехиометрическое соотношение окислителя и горючего в составе топлива:

$$\chi_{\mu_{\text{ок}}}^{\text{ст}} = - \frac{\sum i_{\text{гор}} \vartheta_i}{\sum i_{\text{ок}} \vartheta_i}, [n_{\mu_{\text{ок}}} / n_{\mu_{\text{гор}}}], \quad (7.1)$$

где $i_{\text{гор}}$, $i_{\text{ок}}$ – число грамм-атомов i -го элемента в грамм-молекуле горючего и окислителя соответственно; ϑ_i – валентность i -го элемента (табл. 7.1).

Т а б л и ц а 7.1

Учитываемые валентности и мольные массы основных элементов в составе ракетных топлив

Элемент	H	Li	K	Na	Ca	Be	Mg	B	Al
Валентность	1	1	1	1	2	2	2	3	3
μ , кг/мол	1	7	39	23	40	9	24	11	27
Элемент	C	S	P	N	F	Cl	Br	J	O
Валентность	4	4	5	0	-1	-1	-1	-1	-2
μ , кг/мол	12	32	31	14	19	35	80	127	16

Массовое стехиометрическое соотношение. Если $\mu_{\text{гор}}$, $\mu_{\text{ок}}$ – молярные массы горючего и окислителя, то зависимость

$$k_m^{\text{ст}} = \chi_{\mu_{\text{ок}}}^{\text{ст}} \frac{\mu_{\text{ок}}}{\mu_{\text{гор}}} = - \frac{\mu_{\text{ок}}}{\mu_{\text{гор}}} \frac{\sum i_{\text{гор}} \vartheta_i}{\sum i_{\text{ок}} \vartheta_i}, \text{ кг}_{\text{ок}} / \text{кг}_{\text{гор}} \quad (7.2)$$

определился массовое стехиометрическое соотношение топливных компонентов в составе топлива.

Действительное массовое соотношение компонентов:

$$k_m = \frac{\dot{m}_{\text{ок}}}{\dot{m}_{\text{гор}}} . \quad (7.3)$$

Коэффициент избытка окислителя $\alpha_{\text{ок}}$ вводится зависимостью

$$\alpha_{\text{ок}} = \frac{k_m}{k_m^{\text{ст}}}$$

Восстановительный режим горения реализуется при $k_m < k_m^{ст}$, т.е. при $\alpha_{ок} < 1$.

Окислительный режим горения напротив, реализуется при условии, когда $k_m > k_m^{ст}$ и коэффициент избытка окислителя $\alpha_{ок} > 1$.

Суммарный расход топлива определяется суммарным расходом топливных компонентов, т.е. суммой расхода окислителя и расхода горючего $\dot{m}_{\Sigma} = \dot{m}_{ок} + \dot{m}_{гор}$.

Связи режимных и расходных параметров. Если, согласно (7.3), $\dot{m}_{ок} = \dot{m}_{гор} k_m$ и $\dot{m}_{\Sigma} = \dot{m}_{ок} + \dot{m}_{гор} = \dot{m}_{гор} (k_m + 1)$, то

$$\begin{aligned}\dot{m}_{гор} &= \dot{m}_{\Sigma} / (k_m + 1), \\ \dot{m}_{ок} &= \dot{m}_{\Sigma} k_m / (k_m + 1).\end{aligned}\quad (7.4)$$

Работоспособность ПС топлива, как и иных его характеристик, определяется при прочих равных условиях уровнем $\alpha_{ок} = f(k_m)$. Как пример на рис. 7.1 приведены зависимости $RT = f(\alpha_{ок})$, $T = f(\alpha_{ок})$ ПС топлива «керосин + $O_{2ж}$ ($p_k = 10$ МПа). Зависимости $I_{уд} = f(\alpha_{ок})$ носят аналогичный характер.

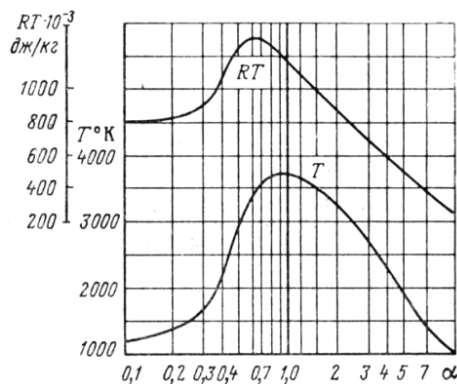


Рис. 7.1

Плотность ЖРТ определим, опираясь на факт, что объёмный расход двухкомпонентного топлива

$$\dot{V}_T = \frac{\dot{m}_{\Sigma}}{\rho_T} = \frac{\dot{m}_{ок}}{\rho_{ок}} + \frac{\dot{m}_{гор}}{\rho_{гор}} = \dot{m}_{\Sigma} \left(\frac{k_m}{(k_m + 1)\rho_{ок}} + \frac{1}{(k_m + 1)\rho_{гор}} \right).$$

Отсюда

$$\frac{1}{\rho_{\tau}} = \left(\frac{k_m \rho_{\text{гор}} + \rho_{\text{ок}}}{(k_m + 1) \rho_{\text{ок}} \rho_{\text{гор}}} \right)$$

или

$$\rho_{\tau} = \frac{(k_m + 1) \rho_{\text{ок}} \rho_{\text{гор}}}{k_m \rho_{\text{гор}} + \rho_{\text{ок}}}. \quad (7.5)$$

Характер зависимости $\rho_{\tau} = f(k_m)$ определим знаком производной:

$$\begin{aligned} \text{Sign} \frac{\partial \rho_{\tau}}{\partial k_m} &= \text{Sign} \frac{\rho_{\text{ок}} \rho_{\text{гор}} (k_m \rho_{\text{гор}} + \rho_{\text{ок}}) - \rho_{\text{гор}} (k_m + 1) \rho_{\text{ок}} \rho_{\text{гор}}}{(k_m \rho_{\text{гор}} + \rho_{\text{ок}})^2} = \\ &= \text{Sign}(\rho_{\text{ок}} - \rho_{\text{гор}}) \Rightarrow \begin{cases} > 0, & \text{if } \rho_{\text{ок}} > \rho_{\text{гор}} \\ < 0, & \text{if } \rho_{\text{ок}} < \rho_{\text{гор}}. \end{cases} \end{aligned}$$

Если $\rho_{\text{ок}} > \rho_{\text{гор}}$, то с ростом k_m , плотность топлива увеличивается. Однако при $\rho_{\text{ок}} < \rho_{\text{гор}}$ она уменьшается.

Удельная энтальпия топлива. Энтальпия 1 кг топлива I_{τ} совокупно обуславливается энтальпиями и относительным содержанием топливных компонентов в составе топлива и может оцениваться как

$$I_{\tau} = \frac{k_m I_{\text{ок}} + I_{\text{гор}}}{(k_m + 1)}. \quad (7.6)$$

Здесь I_{τ} , $I_{\text{гор}}$, $I_{\text{ок}}$ – энтальпия (энергосодержание) 1 кг топлива, горючего и окислителя. Отметим, что I_{τ} существенным образом определяет и удельный импульс тяги двигателя.

8. СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ

Совокупность агрегатов, обеспечивающих подачу топлива в камеру сгорания в необходимом количестве и в заданном соотношении, определяет состав **системы питания двигателя топливными компонентами (системы подачи)**. Различают два основных типа систем подачи: вытеснительные и нагнетательные (или насосные), которые, в свою очередь, бывают открытыми и замкнутыми (с дожиганием генераторного газа).

К **вытеснительным системам питания ЖРД** относят системы, обеспечивающие ввод топлива в двигатель в процессе функционирования за счет создания и поддержания необходимого давления в топ-

ливных баках. Давление в топливных баках в этом случае обеспечивается за счёт ввода в баки (газовую подушку) той или иной природы газообразных сред – рабочих тел систем наддува баков. Условно выделяют два типа систем вытеснительной подачи: на холодном и горячем газе.

Вытеснительная система питания двигателей топливом обнаруживает ряд очевидных преимуществ. Она в наибольшей степени проста, сравнительно легко обеспечивает многократный запуск двигателя, обладает высокой надёжностью. Удельные энергетические характеристики двигателя с вытеснительной системой питания определяются удельными энергетическими характеристиками собственно камеры ЖРД. Так, если $I_{уд}'$ – удельный импульс тяги, обеспечиваемый камерой, а $I_{уд}^{дв}$ – удельный импульс тяги, обеспечиваемый двигателем, то для ЖРД с вытеснительной системой питания $I_{уд}' = I_{уд}^{дв}$. Это условие указывает на свойственную в целом двигателю высокую степень преобразования химической энергии топлива в тепловую.

Однако зависимость массы топливных баков от их объема и степени нагрузки давлением существенно сужает область практического использования ВСП, ограничивая её двигателями малых тяг (двигательные установки КЛА, двигатели коррекции траектории, ориентации и стабилизации КА) и/или двигателями, работающими малое время.

К *нагнетательным (насосным) системам питания (НСП)* двигателя топливом относятся системы, обеспечивающие ввод топлива в камеру сгорания за счёт создания необходимого в этих целях давления уже непосредственно в магистралях подвода топлива из топливных баков к камере.

Магистрали подачи топлива в двигатель оснащаются в этом случае специальными компримирующими агрегатами – насосами, для обеспечения привода которых в состав двигателя вводится и энергопродуцирующий агрегат – обычно газовая турбина.

Конструктивно скомпонованную воедино в составе одного агрегата ЖРД с нагнетательной системой питания совокупность насосов и обеспечивающей их работу газовой турбины называют ***турбонасосным агрегатом (ТНА)***.

Режим работы ЖРД в этом случае определяется условиями энергетического равновесия: равенством вырабатываемой турбиной мощности (располагаемой), с одной стороны, и мощности, расходуемой на привод насосов в составе ТНА (потребляемой), – с другой.

Так, например, если турбина обеспечивает привод насоса окислителя и, совокупно, насоса горючего, то условие энергетического баланса может быть определено зависимостью

$$N_T = N_n^{\text{ок}} + N_n^{\text{гор}}, \quad (8.1)$$

где N_T – мощность на валу турбины (располагаемая); $N_n^{\text{ок}} + N_n^{\text{гор}}$ – мощность, потребляемая насосом окислителя и горючего.

Управляющими воздействиями на рабочий процесс ЖРД, приводящими к нарушению равенства между располагаемой и потребляемой в составе ТНА мощностью, может регулироваться режим работы двигателя по тяге, например, с целью её увеличения (форсирование ЖРД) или, напротив, – уменьшения (дресселирование ЖРД).

Для обеспечения питания турбины в состав ЖРД с нагнетательными системами питания наряду с камерой вводят дополнительный энергопреобразующий агрегат – газогенератор, обеспечивающий выработку генераторного газа – рабочего тела турбин ТНА.

Одним из признаков, определяющих различия в насосных системах подачи, является способ получения рабочего тела для привода ТНА. По этому признаку можно выделить НСП:

- с газогенератором (ЖГГ) на основных компонентах;
- с ЖГГ на вспомогательном топливе;
- с приводом турбины паром, образующимся в охлаждающем тракте;
- с приводом турбины газом, отбираемым из основной камеры;
- с твердотопливным газогенератором.

Чаще других в ЖРД применяются системы с ЖГГ на основных компонентах, главным достоинством которых является отсутствие необходимости размещать на борту ракеты дополнительные источники топлива. Однако в ряде случаев, когда, например, в продуктах сгорания основного топлива присутствует конденсированная фаза, прибегают к использованию НСП с ЖГГ, работающим либо на однокомпонентном топливе (перекись водорода, гидразин, несимметричный диметилгидразин и др.), либо на двухкомпонентном (вспомогательное горючее + основной окислитель).

8.1. Камерный и генераторный режим

Обратим внимание, что в общем случае входящие в состав ЖРД с нагнетательными системами питания и камера и газогенератор выполняют, казалось бы, одинаковые функции – обеспечивают преобразование химической энергии топлива в тепловую энергию продуктов

сгорания. Вместе с тем они существенно различаются по характеристикам процесса.

Рабочие режимы в камерах («камерные») ориентированы на наиболее полное преобразование химической энергии топлива в тепловую энергию продуктов сгорания (точнее – на получение максимального уровня $I_{уд}$). Они реализуются, как правило, при соотношениях топливных компонентов в камере k_m' , близких к стехиометрическим⁴, и температурах ПС $T_{пс}'$, существенно превышающих пределы температуростойкости практически всех, используемых в практике машиностроения конструкционных материалов (по меньшей мере материалов соплового аппарата и лопаток турбин ТНА).

Назначение же газогенератора – выработка рабочего тела для питания турбины ТНА, т.е. генераторного газа с температурой, отвечающей условиям температуростойкости конструкционных материалов соплового аппарата и лопаток турбины.

Вне зависимости от состава и способа продуцирования генераторного газа допустимый верхний уровень его температур по отношению к температурам в камерах сгорания ЖРД ограничивается существенно меньшими значениями.

В случае газогенератора на основных компонентах отмечаемое условие обеспечивается организацией рабочего процесса таким образом, что массовое соотношение k_m'' топливных компонентов в газогенераторе либо существенно отличается от стехиометрического $k_m^{ст}$: оно либо меньше ($k_m'' < k_m^{ст} \approx k_m'$ – вариант восстановительного режима газогенерации), либо, напротив, существенно превышает его ($k_m'' > k_m^{ст} \approx k_m'$ – вариант окислительного режима газогенерации). В общем случае предпочтение отдают восстановительным генераторным режимам, как продуцирующим газ с меньшими молярными массами: $R_{гг}^{вст} = 400...500 \text{ J / (кг} \cdot \text{K)}$ – для восстановительного генераторного газа вместо $R_{гг}^{ок} \approx 300 \text{ J / (кг} \cdot \text{K)}$ – для окислительного генераторного газа и, вследствие малой химической активности одновременно, повышенными уровнями допустимых температур $T_{гг}^{вст} - 1000...1100 \cdot \text{K}$ вместо $T_{гг}^{ок} \approx 600...750 \cdot \text{K}$, допустимых для окислительного газа.

⁴Здесь и далее надстрочным знаком (') помечаются параметры камерных режимов. Для помет параметров генераторных режимов будем использовать далее надстрочные знаки (").

Тем не менее вне зависимости от режима газогенерации (восстановительного либо окислительного) генераторный газ является носителем значительной части химической энергии топлива, так и не преобразованной в тепловую. Естественно, таким образом, что выброс отработавшего на турбине генераторного газа в окружающее пространство приводит к снижению характеристик двигателя в целом.

8.2. Общие особенности характеристик ЖРД с НСП открытого типа

Покажем, прежде всего, что удельный импульс ЖРД с нагнетательной системой питания открытого типа не равен удельному импульсу камеры $I_{уд}^{дв} \neq I_{уд}'$. Действительно, если P' – тяга, создаваемая камерой двигателя; P'' – тяга, реализуемая при выбросе генераторного газа; $\dot{m}'_{\Sigma}$ – суммарный расход через камеру; $\dot{m}''_{\Sigma}$ – расход генераторного газа на турбину, то удельный импульс двигателя

$$I_{уд}^{дв} = \frac{P' + P''}{\dot{m}'_{\Sigma} + \dot{m}''_{\Sigma}} = \frac{\dot{m}'_{\Sigma} I'_{уд} + \dot{m}''_{\Sigma} I''_{уд}}{\dot{m}'_{\Sigma} + \dot{m}''_{\Sigma}} = \frac{I'_{уд} + \frac{\dot{m}''_{\Sigma}}{\dot{m}'_{\Sigma}} I''_{уд}}{1 + \frac{\dot{m}''_{\Sigma}}{\dot{m}'_{\Sigma}}} = \frac{I'_{уд} + \xi I''_{уд}}{1 + \xi} \neq I'_{уд}, \quad (8.2)$$

где $\xi = \frac{\dot{m}''_{\Sigma}}{\dot{m}'_{\Sigma}}$ – относительный расход генераторного газа.

В связи с различиями в работоспособности генераторного газа и продуктов сгорания в камере ЖРД $I_{уд}' \neq I_{уд}''$. Отсюда следует, что удельный импульс двигателя

$$I_{уд}^{дв} = \frac{I_{уд}' + \xi I_{уд}''}{1 + \xi} = I_{уд}' \cdot \frac{1 + \xi \frac{I_{уд}''}{I_{уд}'}}{1 + \xi} \quad (8.3)$$

и может быть представлен как

$$I_{уд}^{дв} = \varphi_{тна} I_{уд}', \quad (8.4)$$

где $\varphi_{тна} < 1$ – коэффициент потерь удельного импульса, обусловленный потерями химической энергии при выбросе генераторного газа в окружающую среду. Следовательно, выброс генераторного газа в окружающее пространство действительно приводит к снижению $I_{уд}^{дв}$ по отношению к удельному импульсу $I_{уд}'$ камеры ЖРД.

Можно оценить и уровень снижения. Если учесть, что $I_{уд}'' \ll I_{уд}'$, то допустимо, что

$$I_{уд}^{дв} = \frac{I_{уд}' + \xi I_{уд}''}{1 + \xi} \approx \frac{I_{уд}'}{1 + \xi} \approx I_{уд}' (1 - \xi). \quad (8.5)$$

Если учесть, что для реальных двигателей с нагнетательными системами питания открытого типа $\xi \in (0,015 \dots 0,035)$, то коэффициент потерь $\varphi_{ТНА} \in (0,965; 0,98)$. Иными словами, $I_{уд}^{дв} < I_{уд}'$, а потери, обусловленные выбросом в окружающее пространство генераторного газа, могут быть оценены величиной 1,5...3,5 % от $I_{уд}'$.

Оптимальное давление в камере сгорания. Учёт потерь удельного импульса двигателя, обусловленных характерным для ЖРД с нагнетательной системой питания открытого типа выбросом отработавшего генераторного газа в ОП, указывает на существование оптимальной величины давления в камере сгорания как отвечающей максимуму $I_{уд}^{дв}$. Так, если при прочих равных параметрах

$$I_{уд}^{дв} = \frac{I_{уд}' + \xi I_{уд}''}{1 + \xi} = f(I_{уд}' = f(p_k), I_{уд}'', \xi = f(p_k)), \quad (8.6)$$

то и $I_{уд}^{дв} = f(p_k)$.

Обратим внимание, что качественный характер зависимости $I_{уд}' = f(p_k)$ может оцениваться выражением

$$I_{уд}' \approx W_a = \sqrt{\frac{2n}{(n-1)}(RT)} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right], \quad (8.7)$$

т.е. $I_{уд}' = f(p_k)$ при прочих равных условиях обнаруживает рост с ростом p_k устремляясь к уровню $I_{уд}' \approx W_a = \sqrt{\frac{2n}{(n-1)}(RT)}$ – асимптота

(рис. 8.1). Естественно, что $I_{уд}'' \approx \text{const} \neq f(p_k)$. В связи с возрастанием удельных затрат энергии на компримирование топлива с ростом p_k возрастает и относительный расход генераторного газа $\xi = \dot{m}_{\Sigma}'' / \dot{m}_{\Sigma}'$, причём возрастает нелинейно.

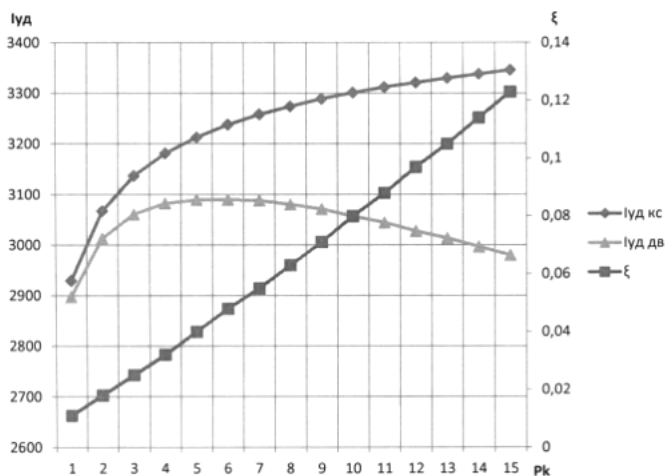


Рис. 8.1

Различия при любом из учитываемых графиками значений p_k между уровнями ординат $I_{уд}' = f(p_k)$ и $I_{уд}^{дб} = f(p_k)$ обуславливаются потерями так и не преобразованной в тепловую химической энергии в связи с выбросом генераторного газа в ОП. Зависимость $I_{уд}^{дб} = f(p_k)$ обнаруживает при этом максимум, указывая на существование в этом случае отвечающего $\max I_{уд}^{дб}$ оптимального давления $p_{к_{опт}}$ в камере сгорания двигателя. Конкретный уровень $p_{к_{опт}}$ может быть установлен лишь с учётом индивидуальных характеристик двигателя. Можно лишь указать, что для ЖРД на тяжёлых топливных композициях с нагнетательными системами питания открытого типа характерный диапазон $p_{к_{опт}}$ может быть определён промежутком $p_{к_{опт}} \in (60...130) \cdot 10^5$ Па, т.е. ограничивается относительно низкими значениями. Что касается двигателей, работающих на водородосодержащих топливных композициях, то диапазон значений оптимального давления в камерах сгорания таких ЖРД может ощутимо сдвигаться в сторону увеличения.

8.3. ЖРД с нагнетательными системами питания замкнутого типа (с дожиганием генераторного газа в камере)

Вне зависимости от особенностей режима ГГ, отработавший на турбине генераторный газ является носителем значительной части так и не преобразованной в тепловую химической энергии топлива, что уже изначально указывает на допустимость его вторичного использования в качестве одного из компонентов топлива (носителя химической энергии) для дополнительного энергообеспечения ЖРД и повышения как достижимых степеней преобразования химической энергии топлива в тепловую, так и обеспечиваемых двигателем технико-энергетических и экономических показателей в целом.

Отмеченные возможности улучшения технико-экономических показателей двигателей в той или иной степени используются в разработках ЖРД с нагнетательными системами питания замкнутого типа (с дожиганием отработавшего на турбине генераторного газа в камере двигателя).

8.3.1. Факторы повышения характеристик ЖРД при переходе к дожиганию генераторного газа

Улучшение технико-энергетических характеристик при переходе к дожиганию генераторного газа в камере в общем случае достигается за счёт:

- 1) роста полноты преобразования химической энергии топлива в тепловую энергию РТ, обеспечиваемого при прочих равных условиях дожиганием генераторного газа;
- 2) повышения степени преобразования тепловой энергии рабочего тела в кинетическую энергию РТ при истечении из камеры за счёт увеличения при прочих равных условиях давления в камере сгорания двигателя, а следовательно, и степени расширения ПС при истечении.

8.3.2. Системы и способы регулирования

Отвечающий требованиям режим работы двигателя совокупно устанавливается и поддерживается тремя системами: системой предварительной настройки двигателя, ракетной системой автоматического управления (САУ), двигательной системой автоматического регулирования.

К ракетным системам относят систему регулирования кажущейся скорости (РКС) и систему синхронного опорожнения баков (СОБ). Обе системы предназначены для управления полётными характери-

стиками ракеты (ЛА). Двигатель при этом играет роль органа, формирующего необходимые управляющие воздействия на ЛА как объект регулирования. При работе системы РКС отклонение от заданного программой режима движения ЛА устраняется путем регулирования тяги двигателя в соответствии с сигналами, поступающими от ракетной системы управления.

Работа же системы СОБ, также относящейся к ракетной САУ, учитывает обнаруживаемую согласно $\Delta v_k = I_{уд} \ln \frac{M_o}{M_k} = I_{уд} \ln \mu_k$ зависи-

мость эффективности использования РД в составе ЛА от его массовых характеристик. Она направлена на поддержание соответствия в процессе работы ЖРД относительных расходов компонентов топлива и, тем самым, обеспечение условий для одновременного опорожнения баков (окислителя, с одной стороны, и горючего – с другой).

Применительно к бакам цилиндрической формы отмеченное условие означает и соответствие во времени в процессе работы двигателя относительных уровней топливных компонентов в баках. Так, если $h(t)_j, (j = \text{ок, гор})$ – текущие уровни компонентов топлива в баках а $H(0)_j, (j = \text{ок, гор})$ – их начальные значения, то работа СОБ обеспечивает соотношение

$$\frac{h(t)_{\text{ок}}}{H(t=0)_{\text{ок}}} = \frac{h(t)_{\text{гор}}}{H(t=0)_{\text{гор}}}, \quad (t \in (0, \tau - \text{время работы ЖРД})), \quad (8.8)$$

создавая условия для сведения к минимуму необходимого гарантийного запаса топлива (а следовательно, и величины M_o), улучшения массовых характеристик ЛА в целом. Можно отметить, что регулирование k_m в системе СОБ широко представлено и двигателях большой тяги, например в РД107, РД108, 8Д43, 8Д44 и т.д.

Отметим, однако, что выполнение условия (8.8) достигается корректировкой режима работы двигателя, что приводит к соотношению топливных компонентов в камере $k'_m \neq k'_{m_{\text{опт}}}$, т.е. к некоторым потерям $I'_{уд}$ за счёт отклонения рабочего режима от условий оптимальности. Потери компенсируются в этом случае за счёт улучшения массовых характеристик ЛА.

Альтернатива системе СОБ – система стабилизации на уровне оптимальности соотношения топливных компонентов в камере (см., например, двигатель РД 5Д12) хотя и устраняет свойственные СОБ

потери $I'_{уд}$, однако не позволяет минимизировать гарантийный запас топлива в составе ЛА, а следовательно, также не свободна от недостатков.

В общем случае выбор между системами регулирования $k_m^{дв}$ в системе СОБ или же, напротив, его стабилизации на уровне оптимальности по величине $I_{уд}^{дв}$ целесообразно проводить с учётом оценки

$$\Delta I_{уд}^{эфф} = \int_0^{\tau} \frac{\partial I_{уд}^{дв}}{\partial k_m} \frac{\partial k_m}{\partial t} \delta t + \frac{\Delta M_0^{соб}}{\mathcal{E}_{M_k}^{I_{уд}}}, \quad (8.9)$$

где $\mathcal{E}_{M_k}^{I_{уд}}$ – массовый конструкционный эквивалент удельного импульса,

оцениваемый согласно (5.4); $\int_0^{\tau} \frac{\partial I_{уд}^{дв}}{\partial k_m} \frac{\partial k_m}{\partial t} \delta t$; – интегральная оценка

ожидаемых потерь $I_{уд}^{дв}$ в связи с допускаемыми отклонениями от оптимального режима при работе СОБ; $\Delta M_0^{соб}$ – обеспечиваемое СОБ снижение гарантийного запаса топлива на борту ЛА.

Знак и оцениваемая согласно (8.9) результирующая величина $\Delta I_{эф}$ может определить в данном случае целесообразность использования той или иной системы регулирования в составе разрабатываемого ЖРД.

Регулирование двигателя по тяге в системе РКС может обеспечиваться теми или иными управляющими воздействиями, приводящими к нарушению энергетического баланса в системе энергообеспечения ЖРД. Изменения полетных характеристик ЛА, обусловленные изменениями тяги в связи с неизбежным в этом случае переходом двигателя на новый, отвечающий (8.1) режим, обеспечивают управление параметрами полёта ЛА (ракеты) в системе РКС.

Теоретически любой параметр, влияющий на равновесие согласно (8.1), может быть использован для регулирования двигателя по тяге. Обратим внимание лишь на два способа, наиболее широко применяющихся в реальных разработках.

Регулирование тяги РД в системе РКС изменением расхода генераторного газа для питания турбины ТНА. Этот способ может успешно использоваться ЖРД с нагнетательными системами питания как открытого типа, так и с дожиганием генераторного газа для регулирования тяги. Однако наиболее часто его используют для регулиро-

вания тяги двигателей с системами питания открытого типа. Важно, что конкретная агрегатная реализация способа в этом случае предусматривает изменение тяги двигателя таким образом, что температура генераторного газа, вне зависимости от уровня его расхода (а следовательно, и работоспособность $(RT)''$), остаётся практически неизменной, близкой к максимально допустимой исходя из условий температуростойкости контактирующих с генераторным газом элементов турбины (сопловой аппарат, лопатки). Способ предусматривает минимизацию потерь удельного импульса двигателя в связи с регулированием тяги. Аппаратурно обеспечивается стабилизацией $k_m'' = \dot{m}_{\text{ок}}'' / \dot{m}_{\text{гор}}''$ и, следовательно, величины $(RT)''$.

Регулирование тяги изменением температуры генераторного газа перед турбиной. Это эффективный и широко используемый способ регулирования тяги двигателей с нагнетательными системами питания замкнутого типа (с дожиганием генераторного газа в камере). Изменение температуры генераторного газа с целью перевода двигателя на другой уровень тяги осуществляется за счёт изменений соотношения компонентов топлива k_m'' в КС газогенератора ($(RT)'' = f(k_m'')$). Следует отметить, что изменение k_m'' одновременно приводит к некоторому изменению расхода генераторного газа ($\dot{m}_{\Sigma}'' = \dot{m}_{\text{гор}}'' (1 + k_m'')$), подаваемого на турбину. Однако влияние этого изменения на условия равновесия пренебрежительно мало по сравнению с влиянием, оказываемым на условия энергетического равновесия системы согласно (3.7) в связи с изменениями температуры генераторного газа перед турбиной.

Отметим, что применительно к ЖРД с дожиганием генераторного газа в камере степень преобразования химической энергии топлива в тепловую (эффективность рабочего процесса) в наибольшей степени определяется характеристиками рабочего процесса в камере ЖРД и не зависит, по существу, от характеристик рабочего процесса в газогенераторе.

Отмеченная особенность делает допустимым использование для регулирования тяги любых способов нарушения условий энергетического баланса ТНА согласно (2.7), в том числе способов экзотического характера. Оказывается приемлемым, например, даже регулирование тяги двигателя перепуском части генераторного газа непосредственно в камеру сгорания, минуя турбину.

9. ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Эффективность использования РД в составе ЛА можно оценивать прежде всего величиной ожидаемого приращения конечной скорости летательного аппарата, оцениваемого, в том числе согласно известной зависимости К.Э. Циолковского:

$$\Delta v_k = I_{уд} \ln \frac{M_0}{M_k} = I_{уд} \ln \mu_k.$$

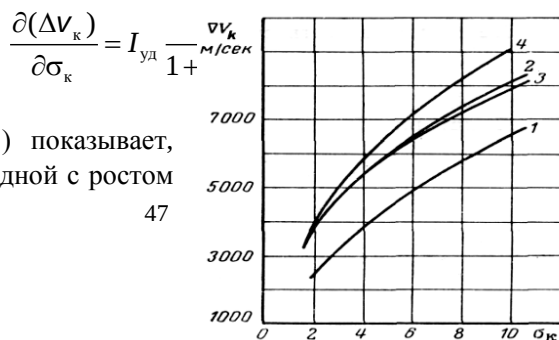
Массовое число ЛА $\mu_k = \frac{M_0}{M_k} = \frac{M_k + M_T}{M_k} = 1 + \frac{M_T}{M_k}$ – может быть представлено и как $\mu_k = 1 + \frac{M_T}{M_k} = 1 + \frac{V_T}{M_k} \rho_T = 1 + \rho_T \sigma_k$, где $M_T = V_T \rho_T$ – масса топлива, выработанного двигателем ЛА (V_T – объём топлива, выработанного двигателем, а параметр $\sigma_k = \frac{V_T}{M_k}$ характеризует совершенство конструктивного решения ЛА). Чем выше σ_k , тем большее количество топлива может быть размещено при прочих равных условиях на борту ЛА. Теперь формула К.Э. Циолковского приобретает вид

$$\Delta v_k = I_{уд} \ln \frac{M_0}{M_k} = I_{уд} \ln(1 + \rho_T \sigma_k). \quad (9.1)$$

Иными словами, Δv_k как критерий эффективности использования двигателя в составе ЛА представляется функцией трёх параметров: удельного импульса, плотности топлива и фактора совершенства конструкции ЛА – коэффициента σ_k .

Плотность топлива и определяемый его энергосодержанием удельный импульс совокупно влияют на эффективность использования двигателя в составе ЛА.

Очевидно, что увеличение относительного запаса топлива σ_k в составе ЛА при прочих равных условиях всегда сопровождается повышением Δv_k . Однако скорость возрастания Δv_k в связи с увеличением σ_k для различных топливных пар различна. Действительно,



Зависимость (9.1) показывает, что величина производной с ростом

σ_k при прочих равных условиях снижается. Более того, уровень производной оказывается зависимым и от энергосодержания топливной пары (обеспечиваемого удельного импульса). Скорость нарастания ΔV_k более значительна для топлив, обеспечивающих больший удельный импульс. Пример зависимости $\Delta V_k = f(\sigma_k)$ для некоторых топливных композиций приведен на рис. 9.1.

Зависимость $\Delta V_k = f(\sigma_k)$:

$O_{2ж} + H_{2ж} - 1$;

$O_{2ж} + \text{керосин} - 2$;

$N_2O_4 + \text{НДМГ} - 3$; $F_{ж} + H_{2ж} - 4$.

Рис. 9.1

Совокупное влияние $I_{уд}$ и ρ_T на эффективность использования РД в составе ЛА. Для выявления характера комплексного воздействия учитываемых характеристик топлива на эффективность использования двигателя в составе ЛА приведём вариант оценки при $\sigma_k = \text{const}$.

В качестве базовой зависимости для оценки влияния на ΔV_k как $I_{уд}$, так и ρ_T будем использовать зависимость (9.1), учитывая при этом, что при $\sigma_k = \text{const}$ параметры $I_{уд}$, $\rho_T = \text{var}$. Однако изменяются они не произвольно, а так, что любая вариация ΔV_k , обусловленная изменением одного из учитываемых параметров, необходимо подавляется изменением другого. Иными словами, учитываемый характер взаимобусловленной вариативности $I_{уд}$ и ρ_T отвечает условию постоянства ΔV_k как функции.

Выражение (9.1) в дифференциальной форме в этом случае приобретает вид

$$\delta(\Delta V_k) = \ln(1 + \sigma_k \rho_T) \delta I_{уд} + \frac{I_{уд}}{1 + \sigma_k \rho_T} \cdot \sigma_k \delta \rho_T = 0. \quad (9.3)$$

Учитывая, что $\sigma_k = \frac{V_T}{M_k}$, $\mu_k = \frac{M_0}{M_k} = (1 + \sigma_k \rho_T)$, а также домножив и разделив правую часть на ρ_T , представим (9.3) зависимостью

$$\frac{\delta I_{уд}}{I_{уд}} + \frac{\rho_T}{\ln \mu_k} \cdot \frac{M_k}{M_0} \cdot \frac{V_T}{M_k} \cdot \frac{\delta \rho_T}{\rho_T} = 0.$$

Отметив, что $\rho_T V_T = M_T$, приведем её к выражению

$$\frac{\delta I_{уд}}{I_{уд}} + \frac{M_{т} / M_0}{\ln \mu_{к}} \cdot \frac{\delta \rho_{т}}{\rho_{т}} = 0. \quad (9.4)$$

Определим далее относительную массу топлива в составе ЛА параметром $\Lambda = M_{т} / M_0$ ($\Lambda \in (0, 1)$). Массовое число ЛА может быть представлено как функция этого параметра, т.е.

$$\mu_{к} = \frac{M_0}{M_{к}} = \frac{M_0}{M_0 - M_{т}} = \frac{1}{1 - \Lambda}.$$

Таким образом, (9.4) приобретает вид

$$\frac{\delta I_{уд}}{I_{уд}} + \frac{\Lambda}{\ln \frac{1}{1 - \Lambda}} \cdot \frac{\delta \rho_{т}}{\rho_{т}} = 0 \quad (9.5)$$

и, при введении в рассмотрение комплекса $C = \Lambda / \ln(1 / (1 - \Lambda))$, приводится к форме⁵

$$\frac{\delta I_{уд}}{I_{уд}} + C \cdot \frac{\delta \rho_{т}}{\rho_{т}} = 0. \quad (9.6)$$

Величина C , входящая в (9.6), при $\sigma_{к} = \text{const}$ является слабо выраженной функцией $\rho_{т}$. Если принять её постоянной, равной некоторому среднему значению в области предполагаемого варьирования, то результатом интегрирования уравнения будет

$$I_{уд} \rho_{т}^C = \text{const}. \quad (9.7)$$

Обратим внимание в первую очередь на общность смыслового содержания уравнения Циолковского и сформированной в ходе рассмотрения зависимости (9.7). Действительно, несмотря на различие в форме представления, каждая из сопоставляемых зависимостей является первообразной одного и того же дифференциального выражения (9.3). Известно, однако, что первообразные одной и той же дифференциальной функции, несмотря на допустимые в общем случае различия в форме их представления, необходимо характеризуются сов-

⁵ Отметим, что с учетом выражения для $C = \Lambda / \ln(1 / (1 - \Lambda))$ и ограничений варьирования параметра $\Lambda \in (0, 1)$ диапазон допустимого варьирования соответствует промежутку $C \in (1, 0)$.

падением условий их экстремумов. То есть, условия максимума функции $I_{уд} \rho_t^c$ согласно (9.7) одновременно отвечают и максимуму Δv_k согласно (9.1) в отношении учитываемых таким образом аргументов (ρ_t и $I_{уд}$).

Зависимость для показателя степени $C = f(\Lambda)$ в (9.7) представлена на рис. 9.2, из которого видно, что с ростом Λ показатель C уменьшается. При $\Lambda = 0,2$ $C \approx 0,9$, однако при $\Lambda = 0,8$ $C \approx 0,5$.

Отметим, что высокие значения Λ (а следовательно, и $\mu_k = \frac{1}{1-\Lambda}$ – рис. 9.3)

характерны для «верхних» ступеней ЛА.

Именно энергетические характеристики топлива (а не плотность) оказывают подавляющее влияние на эффективность использования двигателя в составе верхних ступеней ЛА.

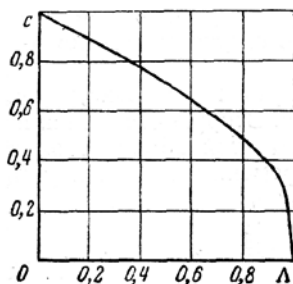


Рис. 9.2

№	Λ
1	0,05
4	0,25
7	0,4
8	0,45
10	0,55
11	0,6
12	0,65
13	0,7
14	0,75
16	0,85

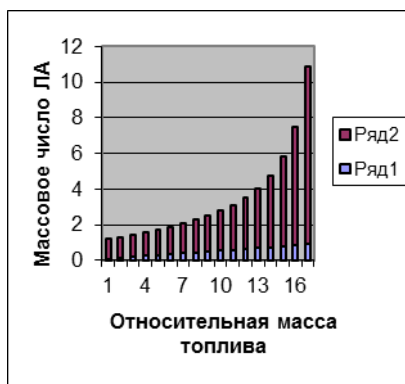


Рис. 9.3

Напротив, когда относительный запас топлива в составе ЛА невелик (что свойственно стартовым – первым ступеням космических ЛА и баллистических ракет), влияние плотности топлива на эффективность использования двигателя в составе ЛА оказывается сопоставимым с влиянием его энергетических характеристик. Последнее проявляется в том, что при выборе топливных композиций для двигателей стартовых ступеней предпочтительными для использования оказываются «тяжелые», хотя и отличающиеся более низкими энергетиче-

ческими показателями, топливные пары. Поэтому топлива на основе, например, водорода для двигателей стартовых ступеней практически не используются. Напротив, для двигателей «верхних» ступеней, по сравнению с тяжелыми топливными композициями, использование водорода в качестве горючего как обеспечивающего возможность реализовать высокие уровни $I_{уд}$ (при низкой плотности топлива) оказывается более выгодным.

Практическая допустимость принимаемого в расчёт условия $C = \text{const}$ при интегрировании уравнения (9.7) иллюстрируется сопоставлением k_m , отвечающего максимуму функции $\Delta v_k = I_{уд} \ln \mu_k = f(k_m)$ (топливо $H_{2ж} + O_{2ж}$) и максимумам в функции $\max(I_{уд} \rho_T^C) = f(k_m)$, оцениваемым для топлива $H_{2ж} + O_{2ж}$ как в предположении о постоянстве коэффициента C , так и с учетом реальных зависимостей этих параметров от k_m (рис. 9.4).

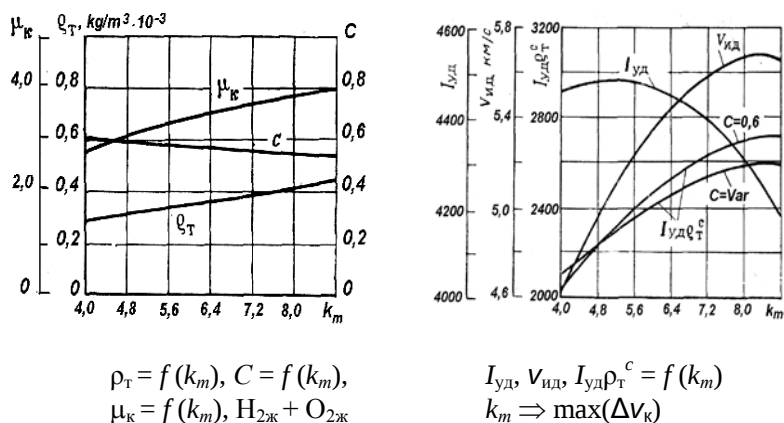


Рис. 9.4

Сопоставление кривых, представленных на рис. 9.4, показывает, что положение максимумов Δv_k и $I_{уд}$ свидетельствует о недостатках обоснования режимов работы двигателя (условий наибольшей эффективности использования) в составе ЛА лишь результатами анализа энергетических характеристик топлива (по меньшей мере).

Оценка характеристик рекомендуемого режима методом анализа зависимостей действительно обеспечивает приближение к условиям наибольшей эффективности использования двигателя в составе ЛА. Применительно к обоснованию режима двигателей, использующих

топливо с существенно различными плотностями образующих его состав компонентов, отмеченное особенно значимо.

Условие максимума комплекса $I_{уд} \rho_{г}^c$ отвечает оптимальному составу топлива и условиям обеспечения наибольшей эффективности использования двигателя в составе проектируемого ЛА.

10. НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ ПРЕДПРОЕКТНОГО ЭТАПА РАЗРАБОТКИ ЖРД

Круг задач, решаемых при разработке двигателя, охватывает широкую номенклатуру проблем и не ограничивается работами чисто технической направленности. Рассмотрим задачи начального (предпроектного) этапа разработки ЖРД, направленные на формирование представлений о достижимых уровнях наиболее общих технико-экономических показателей, совокупно определяющих облик двигателя. Облик, отвечающий условиям наилучшего приближения к реализации наибольших уровней технико-экономических характеристик двигателя в том или ином варианте его схемного решения, допустимо считать оптимальным.

10.1. Базовые сведения и первичные параметры ЖРД

Начальные сведения о разрабатываемом ЖРД должны содержать информацию о его функциональном назначении, тяге P , компонентном составе топлива и предполагаемом характере использования двигателя. Хотя такой набор сведений носит лишь общий характер, однако он может быть использован для формирования на его основе дополнительных данных, не только расширяющих общие представления о двигателе, но уточняющих некоторые его параметры и характеристики.

1. Давление p_a в потоке ПС на срезе сопла. Устанавливается с учётом назначения и характера использования ЖРД. В случае неизменяемого режима работы двигателя оптимальное давление на срезе сопла может оцениваться по зависимости

$$p_{a_{\text{опт}}} = \int_0^{\tau_{\text{акт}}} p_h(t) dt / \tau_{\text{акт}} = \bar{p}_h, \quad (10.1)$$

т.е. определяться уровнем $p_{a_{\text{орт}}}$, отвечающим минимуму потерь тяги двигателя в связи с «нерасчётностью» режима. Осреднённое по времени атмосферное давление на активном участке траектории полёта ЛА может оцениваться как $\bar{p}_h = \int_0^{\tau_{\text{акт}}} p_h(t) dt / \tau_{\text{акт}}$.

Величина $p_{a_{\text{орт}}}$ в дальнейшем обычно уточняется, в большинстве случаев в сторону некоторого увеличения. Причины корректировки носят, как правило, многоплановый характер и определяются, например, необходимостью увязать площадь выходного сечения сопла с компоновкой кормовой части ЛА, ростом массы сопла с ростом степени расширения ПС при истечении и т.д.

2. Массовое соотношение $k'_m = \dot{m}'_{\text{ок}} / \dot{m}'_{\text{гор}}$ **топливных компонентов в камере сгорания двигателя.** Оценивается значением, обеспечивающим при прочих учитываемых условиях максимум удельного импульса камеры РД.

Для «тяжелых» топливных композиций выбор k_m обосновывается с учётом соотношения

$$I_{\text{уд}}^{\text{теор}} = \beta_{\text{теор}} \cdot K_p, \quad (10.2)$$

расходный комплекс $\beta_{\text{теор}}$, в котором

$$k_{m_{\text{орт}}} \Rightarrow \max \beta_{\text{теор}} = \sqrt{RT_0} / \left\{ \sqrt{n} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}} \right\} = f(k_m) \quad (10.3)$$

является функцией k_m , но слабо зависит и от давления в камере сгорания.

Примечание 1. С учётом различий в распределении топливных компонентов по сечению камеры сгорания (ядро и пристеночный слой) реально принимаемое в расчёт среднеинтегральное для КС соотношение топливных компонентов k'_m по отношению к значению, отвечающему (10.3), снижается и может определено, например, как $k'_m \approx 0,9 k_{m_{\text{орт}}}$ (условно).

2. Уровень k'_m в камерах для водородсодержащих топлив обычно устанавливают с учётом влияния на эффективность использования ЖРД как $I_{\text{уд}}$, так и ρ_t (см. разд. 7 и 9).

3. Способ получения, состав и допустимая температура (уровень работоспособности $(RT)'' = f(k_m)''$) генераторного газа.

4. Разработка и принятие к рассмотрению предварительного варианта пневмогидравлической схемы (ПГС) двигателя. Уже на начальной стадии проектирования двигателя могут уточняться и иные, определяющие его облик характеристики. Применительно к двигателям большой тяги обосновывается выбор числа камер (одно-, двух или многокамерная схема ЖРД), принимается решение о тяге одной камеры, типе сопла, например круглого или кольцевой формы, уточняется наличие и характеристики известных аналогов, целесообразность использования в проекте уже осуществлённых, прежде всего инновационных, наработок, потребность формирования и предварительный состав необходимой кооперации. То есть рассматривается значительный по составу и значимости комплекс вопросов, представляющий собой, по существу, самостоятельную задачу, решаемую с учётом реальных конструкторских и производственных возможностей организации-разработчика, наличия в её составе испытательной базы, степени соответствия или, напротив, требуемой модернизации стендового оборудования для экспериментальной отработки ЖРД. Значимыми для учёта представляются отпущенные сроки разработки изделия, объёмы финансирования и многие иные, в том числе и трудно обнаруживаемые изначально, неожиданно возникающие перед разработчиками факторы.

10.2. Оптимизация облика ЖРД с НСП открытого типа

Оптимизация облика ЖРД с нагнетательной системой питания вне зависимости от учитываемого варианта системы энергообеспечения (открытого или с дожиганием генераторного газа в камере) направлена на определение и обоснование условий обеспечения максимальной величины удельного импульса ЖРД учитываемого варианта исполнения.

Применительно к ЖРД с открытой системой питания сформулированная задача обеспечивается конкретизацией оптимального давления в КС двигателя: $p_{к\text{ опт}} \Rightarrow \max I_{уд}^{дв}$. Применительно к ЖРД с дожиганием генераторного газа в камере условие $\max I_{уд}^{дв}$ обеспечивается максимально достижимым давлением в КС двигателя.

Формирование облика ЖРД того или иного варианта схемного решения, в том числе и с учётом выбранных ранее параметров

(p_a , k'_t , k'_m и пр.), в большой степени обеспечивается результатами энергетического расчёта. При этом важно иметь в виду, что собственно методика проведения энергетического расчёта учитывает вариативность схемных решений и агрегатного состава двигателей и поэтому может отличаться существенным многообразием.

Конкретные особенности наиболее часто используемых в практике методик проведения энергетического расчёта, обусловленных вариативностью схемных решений ЖРД, будут рассмотрены ниже.

Рассматриваемый вариант формирования облика ЖРД носит чисто учебный характер и ориентирован лишь на поиск условий достижения наибольшего уровня $I_{уд}^{дв}$. Переход к многофакторной оптимизации характеристик ЖРД, направленной, например, на учёт влияния массы двигателя, может быть также реализован с учётом зависимости $M_{дв} = f(p_k)_{\bar{p}}$ и значения $\mathcal{E}_{M_k}^{I_{уд}}$. Это необходимо, например, при формировании облика ЖРД с вытеснительной СП (в настоящем пособии не рассматривается).

Не отрицая наличия и значимости иных, неучитываемых факторов, определяющих характеристики ЖРД, будем считать, что оптимальность облика двигателя с нагнетательной системой питания открытого типа обеспечивается обоснованием и реализацией давления в камере сгорания, отвечающего максимуму удельного импульса двигателя, т.е. давления, при котором

$$I_{уд}^{дв} = \frac{(I_{уд}' = f(p_k)) \cdot + (\xi = f(p_k)) I_{уд}''}{1 + (\xi = f(p_k))} \approx$$

$$\approx \frac{(I_{уд}' = f(p_k))}{1 + (\xi = f(p_k))} \Rightarrow \max I_{уд}^{дв} = \frac{(I_{дв}' = f(p_k^{opt}))}{1 + (\xi = f(p_k^{opt}))}.$$

Общий характер зависимостей $I_{уд}', I_{уд}'', \xi, I_{уд}^{дв} = f(p_k)$ показан, например, на рис. 8.1.

Обоснование оптимального давления в камере и отвечающих его величине технико-экономических параметров двигателя определяет содержание этапа формирования оптимального облика ЖРД с системами питания открытого типа.

10.3. Оптимизация энергетических характеристик ЖРД с НСП с дожиганием генераторного газа

Оптимизация облика ЖРД с НСП замкнутого типа связана в первую очередь с оценкой методами энергетического расчёта максимального давления в КС двигателя (как отвечающего наибольшему по величине его удельному импульсу).

Важно учитывать, что методики проведения энергетического расчёта двигателя носят индивидуальный характер. Они обуславливаются не только типом системы питания ЖРД (открытого или с дожиганием генераторного газа в камере), но и индивидуальными особенностями СП в рамках того или иного варианта её решения.

11. У истоков отечественного ракетного двигателестроения

Значительные успехи в области ракетного двигателестроения, радиоэлектроники и ряда других важных областей науки и техники, достигнутые в России и ряде других стран во многом определялись вкладом русских и советских энтузиастов, деятелей науки и техники. Отметим хотя бы некоторых из их числа, стоящих у истоков отечественного двигателе- и ракетостроения.

Впервые разработка проекта ракетного летательного аппарата для полёта человека была начата в России **Николаем Ивановичем Кибальчицем** (1853-1881), известным народовольцем-революционером. В проекте Н.И. Кибальчика рассматривались такие технические вопросы, как устройство порохового ракетного двигателя, управление ракетным аппаратом путём изменения угла наклона двигателя, программный режим горения топлива, обеспечение устойчивости аппарата и ряд других.

Н.И. Кибальчик серьёзно изучил литературу по взрывчатым веществам и порохам на русском, французском, немецком и английском языках и проявлял в работе исключительную изобретательность.

До ареста он заведовал лабораторией Исполнительного комитета в «Народной воле». По свидетельству современников, «не в обиду будь сказано правительственным техникам, они могли бы многому поучиться у Кибальчика – при своей громадной эрудиции он более двух лет имел превосходную лабораторию и такой ряд опытов, какого даже приблизительно не имели эксперты, спорившие с Кибальчицем

на суде». Талантливый изобретатель во время кратковременного, перед казнью, тюремного заключения в Петербурге в марте 1881 г. разработал «Проект воздухоплавательного прибора», посвящённый пороховому ракетному летательному аппарату.

Крупный русский учёный **Иван Васильевич Мещерский** (1859-1935) в докладе «Один частный случай теоремы Гюльдена», прочитанном в Петербургском математическом обществе, изложил свои исследования по теории движения тел переменной массы. В последующих работах Н.И. Мещерский разработал общую теорию движения точки переменной массы как для случая отделения (или присоединения) частиц, так и для случая одновременного отделения и присоединения частиц.

В 1896 г. в Петербурге опубликовал труд «Новый принцип воздухоплавания» **Александр Петрович Фёдоров** (р. 1872 – год смерти неизвестен). В работе описывалось устройство ракетного аппарата для передвижения в пространстве, не содержащем воздуха. Эта работа натолкнула **Константина Эдуардовича Циолковского** (1857-1935) на углублённые исследования, завершившиеся созданием основ ракетодинамики.

Николай Егорович Жуковский (1847-1921) – русский учёный, основоположник современной аэро- и гидромеханики – заложил теоретические основы крылатых летательных аппаратов. Ему принадлежит фундаментальная работа по динамике полёта «О парении птиц» (1891), в которой он исследовал механизм парения с набором высоты и вычислил возможные эволюции траекторий при полёте, в том числе и касающиеся «мёртвой петли» (петли Нестерова). В 1906 г. изложил принцип образования подъёмной силы крыла самолёта и сформулировал теорему, позволяющую определять её численное значение.

Под руководством Н.Е. Жуковского создана одна из первых в мире аэродинамических труб (1902), основан первый в Европе аэродинамический институт. В цикле работ развит математический аппарат для решения задач обтекания крыла, сформулирован метод построения теоретических «профилей Жуковского». В 1912-1918 гг. Н.Е. Жуковский установил законы распределения скоростей у лопасти винта, послужившие теоретической основой для их проектирования, создал основы аэродинамического расчёта самолёта, его динамической продольной устойчивости и прочности, разработал и некоторые элементы теории реактивного двигателя применительно к морским судам.

Над проблемой реактивного полёта работал учёный-изобретатель **Сергей Сергеевич Неждановский** (1850-1950), который ещё в

1880 г. пришёл к мысли о возможности устройства реактивного летательного аппарата (1847-1921).

Большой вклад в разработку теории, конструкции и технологии производства твёрдотопливных пороховых двигателей и ракет внесли выдающиеся русские артиллеристы и учёные: **Александр Дмитриевич Засядко** (1779-1837), **Константин Иванович Константинов** (1817-1881) – руководитель Петербургского ракетного завода, **Михаил Михайлович Поморцев** (1851-1916), **Николай Иванович Тихомиров** и многие другие.

А.Д. Засядко в 1814 г. начал работать над созданием различных типов боевых ракет и уже в 1817 г., имея удачные конструкции ракет, демонстрировал их действие в Петербурге, достигая дальности полёта в 2670 м. Ракеты изготавливались в пиротехнической лаборатории, специально созданной им в Могилёве. Работы А.Д. Засядко и других изобретателей боевых пороховых ракет привели к созданию в 1826 г. в Петербурге постоянного ракетного заведения с целью массового производства ракет для русской армии.

К.И. Константинов с 1849 г. – командир Петербургского ракетного заведения, а с 1850 г. – Петербургского ракетного завода. В 1859-61 гг. прочёл цикл лекций для артиллерийских офицеров о боевых пороховых ракетах. С 1867 г. руководил Николаевским ракетным заводом. К.И. Константинов заложил основы науки о боевых ракетах. Он писал: «В каждый момент горения ракетного состава количество движения, сообщаемого ракете, равно количеству движения истекающих газов». Независимо от К.И. Константинова это же равенство получил К.Э. Циолковский и из него вывел основное уравнение ракетодинамики.

Н.И. Тихомиров (1860-1930) – инженер-химик, организатор и руководитель газодинамической лаборатории (ГДЛ), основоположник разработки в СССР ракетных снарядов на бездымном порохе. Созданием пороховых ракетных снарядов занимался с 1894 г. В 1912 г. представил проект, на который в 1916 г. было дано положительное заключение экспертизы, возглавляемой Н.Е. Жуковским (1847-1921). С 1 марта 1921 г. началась организация лаборатории. Получив от военного ведомства средства и двухэтажное здание, Н.И. Тихомиров организовал в Москве лабораторию с мастерскими (15 станков). Разработка шашечного бездымного пороха на твёрдом растворителе и опытные пуски ракет проводились в Ленинграде. В 1925 г., когда этот порох под руководством Н.И. Тихомирова был создан, лаборатория полностью перебазировалась в Ленинград. После первых успешных полётов ракет на бездымном порохе Реактивная лаборатория

Н.И. Тихомирова была существенно расширена и в 1928 г. получила название ГДЛ. В начале 1933 г. ГДЛ состояла из пяти отделов и мастерских, размещённых в шести пунктах при штате около 200 человек.

Созданные ими снаряды разных калибров на бездымном порохе для вооружения армии и авиации успешно прошли в 1932-33 гг. полигонные и войсковые испытания, а впоследствии после усовершенствования в Реактивном научно-исследовательском институте (РНИИ) широко и с огромным эффектом использовались в 1941-45 гг. на фронтах Великой Отечественной войны в мобильной ракетной установке, прозванной «Катюшей».

Большое влияние на развитие ракетной техники в СССР в начальный период оказал **Михаил Николаевич Тухачевский** (1893-1937) – герой Гражданской войны. В 1928 г. он становится командующим войсками Ленинградского военного округа. Проявляя постоянный интерес к работам и нуждам ГДЛ, посещая её и участвуя в испытаниях, М.Н. Тухачевский оказал ГДЛ неоценимую помощь.

ГДЛ – первая советская ракетно-исследовательская и научно-конструкторская организация – была подчинена Военно-научно-исследовательскому комитету при Реввоенсовете СССР. Она помещалась на научно-испытательном артиллерийском полигоне под Ленинградом, занимая половину светлого одноэтажного корпуса. Кроме того, ГДЛ располагала помещениями: на полигоне для механической мастерской, в центре города для управления лаборатории, в Гребном порту (Васильевский остров) в здании Научно-технической лаборатории Морского ведомства для производства шашек бездымного пороха к ракетным снарядам, на Комендантском аэродроме и в других местах.

М.М. Поморцев с 1902 г. и до конца своих дней разрабатывал пороховые ракеты со стабилизирующими полёт поверхностями, достигавшие дальности до 8...9 км, а также пневматическую ракету. При лётных испытаниях, проведенных в Аэродинамическом институте в Кучино, использовался воздух, сжатый в стальной камере до 100...125 атм, в который вводился бензин или эфир в качестве горючего.

Владимир Андреевич Артемьев (1885-1962) занимался разработкой ракет на дымном порохе с 1915 г., был одним из основных сотрудников ГДЛ, а с 1934 г. – РНИИ. Сконструировал пороховые двигатели для ракет ЛенГИРД (1931-33). Многие конструкции его ракет прошли официальные испытания.

Борис Сергеевич Петропавловский в 1928-33 гг. работал в ГДЛ, а в 1934-37 гг. был заместителем директора, главным инженером Реактивного научно-исследовательского института.

Над возможностью применения реактивного принципа движения к научному решению проблемы полёта человека в воздухе с давнего времени работала целая плеяда изобретателей и конструкторов.

К.Э. Циолковский (1857-1935) внёс особый вклад в создание теории ракетного двигателестроения и реактивного движения, разработку принципов этого нового раздела науки и техники. Первым создал основы теории жидкостного ракетного двигателя и элементов его конструкции, разработал принципы построения ракетно-космических систем, представил первые научные планы проникновения человека в космос. Опубликованная им в 1903 г. работа «Исследования мировых пространств реактивными приборами» и последующие её дополнения являются фундаментальным вкладом в сокровищницу мировой науки. Основополагающие идеи К.Э. Циолковского успешно развивались далее и претворялись в жизнь его учениками и последователями.

К.Э. Циолковский – основоположник теории межпланетных сообщений. Его исследования показали возможность достижения космических скоростей, доказав осуществимость межпланетных полётов.

Он первым изучил вопрос о ракете – искусственном спутнике Земли – и высказал идею околоземных станций как искусственных поселений, использующих энергию Солнца, и промежуточных баз для межпланетных сообщений. Рассмотрел медико-биологические проблемы, возникающие при длительных космических полётах, уделил внимание использованию ИСЗ в народном хозяйстве.

Он выдвинул ряд идей, которые нашли применение в ракетостроении: газовые рули (из графита) для управления полётом ракеты и изменения траектории её центра масс, использование компонентов топлива для охлаждения внешней оболочки КА (при входе в атмосферу Земли), стенок камеры сгорания и сопла ЖРД, насосная система подачи компонентов топлива (для уменьшения массы ДУ).

К.Э. Циолковский явился первым идеологом и теоретиком освоения космического пространства человеком. Его труды в значительной степени способствовали развитию ракетной и космической техники в СССР и в других странах. В Калуге и Москве сооружены памятники учёному, создан мемориальный дом-музей в Калуге.

Владимир Петрович Ветчинкин (1888-1950) – крупный советский аэродинамик – с 1921 г. разрабатывал проблемы реактивного полёта в пределах атмосферы и в межпланетном пространстве. В пе-

риод 1921-25 гг. выступал с докладами на эту тему, а в 1925-27 гг. разрабатывал динамику полёта крылатых ракет и реактивных самолётов, опубликованную в его статьях «Вертикальное движение ракет» (1935), «Полёт крылатой ракеты со сверхзвуковыми скоростями» (1937). Теоретически определил силы, действующие на крыло при сверхзвуковых скоростях полёта, потребное количество топлива при различных режимах движения самолёта и ракеты. Своей общественной работой научно-технического характера В.П. Ветчинкин способствовал пропаганде идей межпланетных полётов, развитию работ по ракетной технике.

Фридрих Артурович Цандер (1887-1933) – выпускник Рижского политехнического института (1914) – с 1917 г. систематически занимался исследованиями в области проблем ракетно-космической науки и техники. В 1921 г. Ф.А. Цандер представил доклад о проекте космического корабля-аэроплана на Московскую конференцию изобретателей, а в 1924 г. опубликовал в журнале «Техника и жизнь» статью «Перелёты на другие планеты», в которой изложил одну из своих основных идей – сочетание ракеты с самолётом. В 1929 г. построил и испытал на сжатом воздухе с бензином реактивный двигатель ОР-1, в 1933 – ЖРД ОР-2 (на жидком кислороде с бензином). Разрабатывал проекты двигателя «10» и ракеты «ГИРД-Х». Принимал участие в работе Группы изучения реактивного движения. В 1931-32 гг. был председателем ГИРД при Осоавиахиме. Именем Цандера названа мемориальная комната в Рижском политехническом институте.

В рукописях Ф.А. Цандером рассматриваются использование воздуха атмосферы при взлёте и посадке, возможности полётов непосредственно в межпланетном пространстве с помощью давления света, траектории космических кораблей и ряд других проблем, сопутствующих космическим полётам.

Его теоретические исследования устройства самолётов-ракет и осуществления космических полётов, поиск оптимальных термодинамических циклов реактивных и воздушно-реактивных двигателей, а также предложения по сжиганию некоторых металлов и их сплавов суммированы в книге «Проблема полёта при помощи реактивных аппаратов» (1932).

В апреле 1924 г. в Москве при Военно-научном обществе Академии воздушного флота была создана Секция межпланетных сообщений (ныне Военно-воздушная инженерная академия им. Н.Е. Жуковского), преобразованная в Общество изучения межпланетных сообщений (ОИМС). Общество сыграло заметную роль в пропаганде идей

космонавтики в СССР. В работе ОИМС принимали участие К.Э. Циолковский, Ф.А. Цандер, В.П. Ветчинкин. В СССР стали возникать многочисленные кружки по изучению проблем космических полётов.

В конце 1928 г. в Ленинграде при Институте инженеров путей сообщения была организована Секция межпланетных сообщений, председателем которой был назначен декан факультета воздушных сообщений профессор **Николай Алексеевич Рынин**.

Н.А. Рынин известен как автор единственной в своем роде энциклопедии межпланетных сообщений, изданной в девяти книгах в 1928-32 гг. Отдельная книга в энциклопедии посвящалась анализу наследия К.Э. Циолковского.

Юрий Александрович Победоносцев – советский учёный, конструктор ракетной техники. Внёс большой вклад в теорию горения порохов в камере ракетного двигателя, установив критерий устойчивости горения, известный как «критерий Победоносцева».

Михаил Клавдиевич Тихонравов (1900-1974) – советский конструктор в области ракетостроения и космонавтики. После окончания Военно-воздушной академии им. Жуковского (1925) работал на ряде авиационных предприятий. Руководил созданием первой советской ракеты с двигателем на гибридном топливе (1933).

Среди организаторов и активистов ЛенГИРД – **Иван Терентьевич Клейменов** (1898-1938). В 1932-33 гг. начальник Газодинамической лаборатории (ГДЛ) в Ленинграде; в 1933-37 начальник Реактивного научно-исследовательского института в Москве. В числе сотрудников РНИИ – Н.Я. Ильин, Я.И. Перельман, Н.А. Рынин, В.В. Разумов, Б.С. Петропавловский, В.А. Артемьев и др.

Начало экспериментальных исследований по созданию электрических и жидкостных двигателей в СССР относится к 1929 г., когда решением от 15 мая военно-научно-исследовательского комитета Реввоенсовета РККА по инициативе М.Н. Тухачевского в составе Газодинамической лаборатории была создана и приступила к практической деятельности первая опытно-конструкторская группа (второй отдел ГДЛ) по разработке ракетных двигателей. Возглавил группу молодой инженер, выпускник Ленинградского университета В.П. Глушко. В период 1929-30 гг. группа размещалась в помещении Электрофизического института, в 1930-33 гг. – на Научно-испытательном артиллерийском полигоне в Ржевке (под Ленинградом), а в 1932-33гг. – в здании Главного адмиралтейства и в Иоанновском рavelине Петропавловской крепости.

Валентин Петрович Глушко (1908-1989) – один из пионеров ракетно-космической техники, основоположник отечественного жидкостного ракетного двигателестроения. Создатель и первый руководитель прославленного предприятия – флагмана советского двигателестроения – ОКБ-45, ныне носящее его имя НПО КБ «Энергомаш» им. академика Глушко. Конструктор ЖРД: ОРМ, ОРМ-1 – ОРМ-70, -101, -102, РД-1 – РД-3, РД-100-РД-103, РД-107 и РД-108 для РН «Восток», РД-119 и РД-214 для РН «Космос», РД-119 и РД-214 для РН «Протон», РД-311 и многих других.

Осенью 1931 г. при Осоавиахиме были организованы московская (МосГИРД) и ленинградская (ЛенГИРД) группы изучения реактивного движения, объединившие на общественных началах энтузиастов ракетного дела.

Среди организаторов и активных работников МосГИРД были Ф.А. Цандер (первый её руководитель), С.П. Королёв (1907-1966), вскоре сменивший Цандера на посту руководителя, В.П. Ветчинкин и Ю.А. Победоносцев. МосГИРД развернула широкую лекционную пропаганду, организовала в 1932 г. курсы по теории реактивного движения и начала работу по проектированию авиационного ЖРД ОР-2 и ракетоплана РП-1.

Сергей Павлович Королёв – пионер освоения космоса. С его именем связана эпоха первых замечательных достижений в этой области, позволивших 4 октября 1957 г. обеспечить запуск первого в мире искусственного спутника, осуществить 12 апреля 1961 г. первый запуск спутника в космос с человеком на борту – гражданином СССР Ю.А. Гагариным. Талант выдающегося учёного и организатора позволил ему на протяжении многих лет направлять работу многочисленных НИИ и КБ на решение больших комплексных задач. Научные и технические идеи С.П. Королёва нашли широкое применение в ракетной и космической технике в целом.

В июне 1932 г. президиум Центрального совета Осоавиахима принял решение о создании в Москве на базе ГИРД экспериментальной организации по разработке ракет и ракетных двигателей. Её начальником был назначен председатель научно-технического совета МосГИРД С.П. Королёв, впоследствии прославленный Главный конструктор ракетно-космических систем.

Треть века на всех разработанных С.П. Королёвым крылатых ракетах, самолётных ракетных двигательных установках, внутриконтинентальных дальнего действия и межконтинентальных, мощных метеорологических и геофизических, а также на всех космических ракетах были установлены двигатели, созданные школой талантливых двигателестроителей, выросшей на базе Ленинградской газодинамической лаборатории.

16 мая 1932 г., «учитывая имеющиеся достижения и огромные перспективы применения реактивных двигателей и особенно жидкостных реактивных моторов в различных областях», М.Н. Тухачевский в докладе председателю комиссии обороны заявил о необходимости организации, на базе ГИРД и ГДЛ Реактивного института.

21 сентября 1933 г. был издан приказ Реввоенсовета СССР об организации на базе ГДЛ и МосГИРД первого в мире научно-исследовательского института РККА (РНИИ). Начальником института был назначен И.Т. Клейменов, его заместителем – вначале С.П. Королёв, а с января 1934 г. Г.Э. Лангемак. С.П. Королёв стал начальником отдела РНИИ по разработке крылатых ракет.

В РНИИ осуществлялась обширная и разнообразная программа исследований. Здесь была завершена отработка пороховых ракетных снарядов двух калибров: РС-82 и РС-132, предназначенных для боевых самолётов, впервые использованных 20 августа 1939 г. в районе реки Халхин-Гол. Легендарные штурмовики С.В. Ильюшина, вооруженные РС-82 и РС-132, гитлеровцы не случайно прозвали «чёрной смертью».

В результате усилий многих специалистов к началу Великой Отечественной войны в стенах РНИИ была создана ракетная установка БМ-13.

В разработку серийных и новых типов пусковых установок для ракетных снарядов по заказам Советской армии и флота в период 1941-1945 гг. значительный вклад сделан В.П. Барминым, В.А. Рудницким и другими.

Созданная советскими учёными БМ-13 со снарядами М-13, прозванная в народе «Катюша», начала громить фашистов с 1941 г. Первый залп «Катюш» был произведён 14 июля 1941 г. по железнодорожному узлу Орша. Этим грозным оружием во время Великой Оте-

чественной войны было уничтожено огромное количество живой силы и техники врага.

Особое внимание в РНИИ уделялось разработке жидкостных ракетных двигателей. В своём труде «Ракетный полёт в стратосфере», изданном в 1934 г., С.П. Королёв подчёркивал: «Для успеха нужен в первую очередь надёжный и высококачественный по своим данным ракетный мотор. В центре внимания – ракетный мотор».

В связи с особой актуальностью созданию и развитию в первую очередь жидкостных ракетных двигателей сотрудники ГДЛ уделяли наибольшее внимание и с 1939 г. были выделены из состава РНИИ как самостоятельная группа при Московском авиационном моторостроительном заводе.

Разработки ракетных ЛА продолжались в другом специализированном подразделении РНИИ, переросшем впоследствии в ведущее предприятие ракетно-космической отрасли России – РКК «Энергия» им. С.П. Королёва.

В 1940 г. выделенная группа ГДЛ перебазировалась на Казанский моторостроительный завод. Выполненный в 1940-1941 гг. проект установки ЖРД на самолёте был принят ВВС, и с 1941 г. группа была преобразована в опытно-конструкторское бюро. Так образованная в Ленинграде в 1929 г. ГДЛ, пройдя через РНИИ, выделялась в самостоятельную группу и с 1941 г., реорганизована в ОКБ-456.

Эти события по значимости являются историческими, ибо предопределили, по существу, формирование и развитие в СССР, а затем уже и в России ракетно-космической отрасли в виде двух взаимно дополняющих и подпитывающих одно другое направлений: двигателестроения – КБ «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко, ракетостроения – РКК «Энергия» им. С.П. Королёва.

Ленинград заслужил право считаться колыбелью отечественного двигателестроения. Здесь родились ракеты Засядко, Шильдера и Константинова на дымных порохах, выполнены проекты Кибальчича, Фёдорова, работы Мещерского, Поморского, Рынина, Перельмана, Разумова (ЛенГИРД).

В Ленинграде впервые были опубликованы классические работы Циолковского. Здесь развернула свою деятельность Газодинамическая лаборатория (ГДЛ), создавшая первые ракеты на бездымном по-

рохе, первый в мире электротермический двигатель и первые советские ЖРД, работавшие на жидком кислороде, азотном тетроксиде, азотной кислоте и толуоле, бензине, керосине, развитие которых обеспечило создание широкой номенклатуры современных ракетных двигателей с мощностями в миллионы киловатт. Двигателей, позволивших обеспечить запуск первого в мире искусственного спутника, первый запуск в космос с человеком на борту, гражданином СССР Ю.А. Гагариным и этим ознаменовать открытие космической эры в развитии человечества.

Библиографический список

1. *Добровольский М.В.* Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов. 3-е изд., доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 460 с.
2. *Алемасов В.Е.* Основы теории физико-химических процессов в тепловых двигателях и энергетических установках: учебное пособие для вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дергалин, А.С. Черенков. М.: Химия, 2000. 520 с.
3. *Ерохин Б.Т.* Теория и проектирование ракетных двигателей: учебник для вузов. СПб.: Лань, 2015. 596 с.
4. *Дорофеев А.А.* Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчёт и проектирование: учебник для вузов. Изд. 3-е, перераб. и доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 575 с.
5. *Космонавтика*: энциклопедия / Под ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985. 527 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

ВВЕДЕНИЕ	3
1. РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ.....	5
1.1. Основные параметры и классификация РД.....	5
1.2. Двигатели с совмещёнными и разобъёнными источниками энерго- обеспечения	7
2. ПОЛЁТ	8
3. ВОЗМОЖНОСТИ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЁТОВ С УЧЁТОМ РЕАЛЬНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ.....	13
4. КОСМИЧЕСКАЯ СТУПЕНЬ ЛА (КЛА).....	18
5. РД В СОСТАВЕ ЛА	21
5.1. Массовый конструкционный эквивалент $I_{уд}$	23
5.2. Массовый топливный эквивалент $I_{уд}$	24
6. ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ: СИСТЕМНО-АГРЕГАТНЫЙ СОСТАВ	25
7. РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА	29
7.1. Топливо	29
7.2. Топливные компоненты.....	30
7.3. Состав, режимы горения, характеристики	33
8. СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ	36
8.1. Камерный и генераторный режим	38
8.2. Общие особенности характеристик ЖРД с НСП открытого типа	40
8.3. ЖРД с нагнетательными системами питания замкнутого типа (с дожи- ганием генераторного газа в камере).....	42
8.3.1. Факторы повышения характеристик ЖРД при переходе к дожи- ганию генераторного газа	43
8.3.2. Системы и способы регулирования	43
9. ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	46
10. НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ ПРЕДПРОЕКТНОГО ЭТАПА РАЗРАБОТКИ ЖРД.....	52
10.1. Базовые сведения и первичные параметры ЖРД.....	52
10.2. Оптимизация облика ЖРД с НСП открытого типа	54
10.3. Оптимизация энергетических характеристик ЖРД с НСП с дожига- нием генераторного газа	56
11. У ИСТОКОВ ОТЕЧЕСТВЕННОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕ- НИЯ	56
Библиографический список.....	65

Пинчук Владимир Афанасьевич, Анискевич Юлия Владимировна

Двигатели летательных аппаратов: введение в специальность

Редактор *Г.М. Звягина*

Корректор *Л.А. Петрова*

Компьютерная вёрстка: *О.М. Дмитриева*

Подписано в печать 16.11.2018. Формат 60х84/16. Бумага документная.

Печать трафаретная. Усл. печ. л. 3,9. Тираж 200 экз. Заказ № 158.

Балтийский государственный технический университет

Типография БГТУ

190005, С.-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1