

**А.Н. Говоров, В.А. Гусев, П.В. Орлов, И.
Г. Цыбалов**

**Теория прямоточных
воздушно-реактивных
двигателей**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 656
ББК 39.1
Г57

Г57 **Говоров А.Н.**
Теория прямоточных воздушно-реактивных двигателей / А.Н. Говоров, В.А. Гусев, П.В. Орлов, И.Г. Цыбалов – М.: Книга по Требованию, 2012. – 153 с.

ISBN 978-5-458-43121-7

Книга является учебником по разделу "Прямоточные воздушно-реактивные двигатели" курса теории двигателей летательных аппаратов. В ней изложены теория рабочего процесса, характеристики и методика расчета прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Книга может быть полезной для инженеров, работающих в авиадвигателестроении и области эксплуатации двигателей летательных аппаратов.

ISBN 978-5-458-43121-7

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2012

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2012

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

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

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

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



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

Предисловие

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (сокращенно ПВРД) является простейшим бескомпрессорным воздушно-реактивным двигателем. Сжатие воздуха в ПВРД осуществляется только за счет использования кинетической энергии потока, набегающего на двигатель в полете. Поэтому двигатель не может работать на месте и обладает низкой экономичностью на малых (дозвуковых) скоростях полета. С увеличением скорости полета растет степень повышения давления воздуха в двигателе и секундный расход воздуха через двигатель. Это ведет к улучшению экономичности и росту абсолютного значения силы тяги двигателя.

В то же время применение турбореактивного двигателя при больших сверхзвуковых скоростях полета становится нецелесообразным вследствие уменьшения подвода тепла в камерах сгорания, вызванного ростом температуры воздуха на входе в камеры при ограниченной жаропрочностью турбины температуре газов на выходе из камер сгорания.

Дополнительное сжигание в турбореактивном двигателе топлива за турбиной (т. е. переход к турбореактивному двигателю с форсажной камерой—ТРДФ) расширяет диапазон скоростей, в котором целесообразно применение турбореактивных двигателей, однако не настолько, чтобы обеспечить потребности всех типов летательных аппаратов.

Все это вместе с простотой конструкции, малым весом, высокой живучестью ПВРД определяет выгодность применения его по сравнению с другими типами воздушно-реактивных двигателей при больших сверхзвуковых скоростях полета, соответствующих числам M полета $M_n > 3,5$. Особенно широкое применение ПВРД нашли в качестве основных двигателей летательных аппаратов одноразового действия—зенитных управляемых снарядов, крылатых ракет, летающих мишеней.

Идею ПВРД предложил в 1913 г. французский инженер Рене Лорен. Однако Лорен не смог оценить влияние скорости полета на эффективность и экономичность двигателя и не пытался построить двигатель.

В 1926 г. англичанин Бенжамин Картер запатентовал ПВРД для артиллерийских снарядов.

Основы теории ПВРД впервые были разработаны советским ученым академиком Б. С. Стечкиным, опубликовавшим в 1929 г. в журнале «Техника воздушного флота» статью «Теория воздушного реактивного двигателя».

В 1933 году советский инженер И. А. Меркулов начал работу по созданию авиационного ПВРД. Им был построен и успешно испытан в полете ПВРД, предназначенный для применения в качестве ускорителя для самолетов с поршневыми двигателями.

После второй мировой войны интенсивная работа по разработке теории и созданию надежно работающих ПВРД развернулась как в Советском Союзе, так и на Западе—в США, Англии и Франции.

При написании настоящей книги, содержащей основы теории ПВРД, авторы использовали имеющуюся литературу и опыт чтения курса теории двигателей летательных аппаратов.

Отдельные главы книги написаны: глава I—А. Н. Говоровым, глава II—В. А. Гусевым, глава III—И. Г. Цыбаловым, главы IV и V—П. В. Орловым.

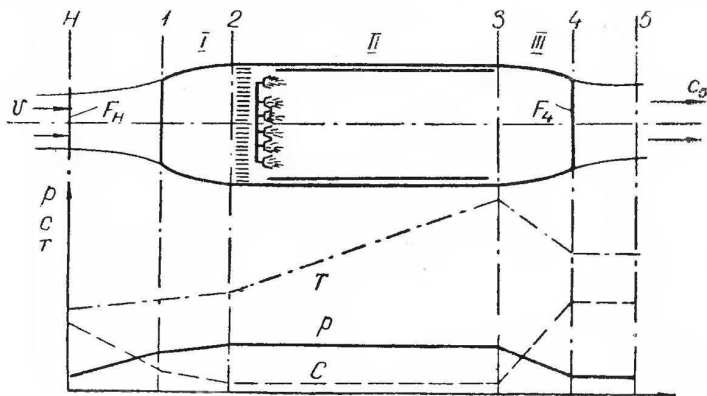
Авторы выражают свою искреннюю признательность доктору технических наук профессору Ю. Н. Нечаеву, взявшему на себя труд по рецензированию рукописи и сделавшему ряд ценных замечаний, и благодарность кандидату технических наук доценту Е. М. Фрейдману.

Все критические замечания по содержанию учебника, направленные на его улучшение, будут приняты авторским коллективом с благодарностью.

Рабочий процесс ПВРД

§ 1. Схема и принцип действия ПВРД

Сжатие воздуха в прямоточном ВРД осуществляется только за счет скоростного напора воздуха, входящего в двигатель. Поэтому рабочий процесс, параметры двигателя и конструктивное оформление его зависят от величины скорости полета.



Фиг. 1. Схема дозвукового ПВРД.

На фиг. 1 представлена схема ПВРД, предназначенного для дозвуковых скоростей полета. Двигатель состоит из входного диффузора I, камеры сгорания II и выходного сопла III. На схеме приведены характерные сечения по тракту двигателя: $H-H$ — в невозмущенном потоке воздуха перед двигателем, $1-1$ — при входе в двигатель, $2-2$ — на входе в камеру сгорания, $3-3$ — на выходе из камеры сгорания, $4-4$ — на выходе из двигателя, $5-5$ — в том месте, где давление в струе газов, выходящих из двигателя, становится равным атмосферному.

Условимся обозначать скорость полета через v , а все величины, характеризующие течение, снабжать индексами, соответствующими

обозначению сечения. Например, c_5 — скорость газов в сечении 5—5, соответствующая полному расширению, F_H — площадь сечения струи воздуха, входящего в двигатель, T_3 — температура газов на выходе из камеры сгорания и т. д.

На графике, изображенном под схемой двигателя, показано изменение скорости, температуры и давления по тракту двигателя. Процесс сжатия воздуха начинается в струе перед входом в двигатель (на участке $H-1$) и завершается во входном диффузоре, представляющем собой расширяющийся канал. При этом скорость воздуха уменьшается, а давление и температура растут — происходит процесс преобразования кинетической энергии воздуха в работу сжатия. Скорость воздуха в сечении 2—2 на входе в камеру сгорания выбирается из условия обеспечения устойчивого горения и малых потерь в камере и не превышает обычно величины $60 \div 100$ м/сек. Давление на входе в камеру в соответствии с уравнением Бернулли тем больше, чем больше скорость полета и чем меньше гидравлические потери в процессе сжатия воздуха.

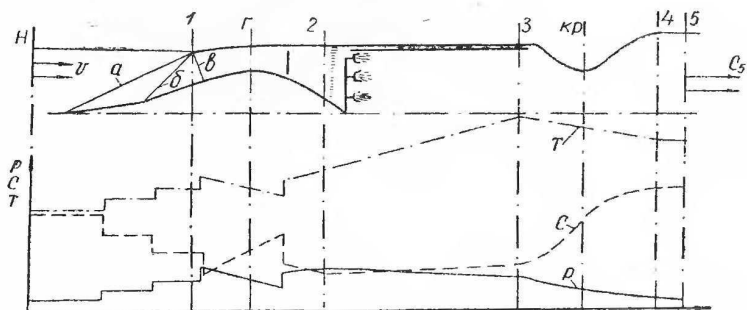
Во входной части камеры сгорания устанавливаются турбулизаторы, обеспечивающие увеличение интенсивности горения топливовоздушной смеси (часто совокупность турбулизаторов называют фронтальным устройством), топливные форсунки и стабилизаторы факела пламени. Первоначальное воспламенение топлива осуществляется специальным пусковым устройством. При работе двигателя подача топлива в форсунки производится непрерывно насосом.

В камере сгорания за счет сжигания топлива температура значительно растет. Температура продуктов сгорания на выходе из камеры достигает для современных ПВРД величины $T_3 = 2200 \div 2500^\circ \text{ abs}$. Вследствие наличия гидравлических потерь и роста скорости газа в камере, обусловленного снижением плотности при подогреве, давление в камере несколько снижается ($p_3 < p_2$). Таким образом, строго говоря, в реальном цикле ПВРД подвод тепла происходит не при $p = \text{const}$.

Продукты сгорания из камеры поступают в выходное сопло. При течении по соплу скорость газов растет, а давление падает — происходит процесс преобразования потенциальной энергии потока газов в кинетическую энергию газовой струи. При этом скорость истечения газов из сопла двигателя оказывается больше скорости полета, а увеличение секундного количества движения газов по сравнению с секундным количеством движения воздуха, входящего в двигатель, определяет величину силы тяги двигателя. Давление на срезе сопла p_4 может оказаться не равным атмосферному p_H . Если $p_4 > p_H$, то расширение газа завершается в струе газа после выхода его из двигателя на участке 4—5.

На фиг. 2 изображена схема ПВРД, предназначенного для больших сверхзвуковых скоростей полета. Основной особенностью сверхзвукового ПВРД является устройство входного диффузора, обеспечивающего сжатие сверхзвукового потока воздуха с малыми потерями. В случае применения при больших сверхзвуковых скоростях полета обычного дозвукового входного диффузора в потоке воздуха перед входом в двигатель образуется интенсивный прямой скачок уплот-

нения. При этом большая часть кинетической энергии расходуется на преодоление потерь, что приводит к заметному снижению давления в камере сгорания и ухудшению данных двигателя. Для снижения потерь при торможении сверхзвукового потока применяют различные типы специальных сверхзвуковых диффузоров. На фиг. 2 показан трехскачковый диффузор с центральным телом.



Фиг. 2. Схема сверхзвукового ПВРД.

Выбором формы и размеров центрального тела и наружной обечайки диффузора на входе в двигатель обеспечивается организация системы скачков. В нашем случае система состоит из двух косых скачков a и b и замыкающего прямого скачка γ . Последовательное торможение потока в системе скачков позволяет снизить гидравлические потери и соответственно повысить давление в камере сгорания двигателя. Сечение $\Gamma-\Gamma$ на фиг. 2 проведено в самом узком месте внутреннего канала диффузора, так называемом «горле».

Работа остальных элементов сверхзвукового ПВРД принципиально не отличается от работы тех же элементов в дозвуковом двигателе.

Заметим лишь, что для обеспечения расширения продуктов сгорания до давления, близкого или равного атмосферному при больших давлениях в камере, выходное сопло должно быть сверхзвуковым. Индексами $кр$ обозначено критическое сечение сверхзвукового сопла. Возможность получения высоких степеней повышения давления при больших сверхзвуковых скоростях полета обеспечивает высокую эффективность и хорошую экономичность сверхзвуковых ПВРД. Это вместе с относительной простотой конструкции обусловило возможность применения сверхзвуковых ПВРД на современных летательных аппаратах.

Рабочий процесс ПВРД можно графически изобразить в координатах $p-v$ и $T-s$. На фиг. 3 показан цикл ПВРД в $p-v$, а на фиг. 4 — в $T-s$ диаграмме. Точки, отмеченные на диаграммах индексами, показывают состояние воздуха и газа в соответствующих сечениях двигателя, а линии, их соединяющие, — процессы изменения состояния в

шего на двигатель, трубку тока АБВГ, включающую двигатель (фиг. 5), поверхность которой на участке от А' Б' до ВГ находится в непосредственной близости от внешней поверхности двигателя, а сечения АБ и ВГ проведены соответственно в невозмущенной атмосфере и через выходное сечение сопла (Н—Н и 4—4 согласно ранее принятым обозначениям). Применим к выделенной трубке тока теорему Эйлера.

На выделенную контрольной поверхностью АБВГ трубку тока действуют силы давления со стороны окружающего воздуха, направленные перпендикулярно каждому элементу контрольной поверхности, и силы давления и трения, действующие на трубку тока от всех внутренних и внешних поверхностей двигателя. В соответствии с третьим законом Ньютона равнодействующая сил, действующих на воздух от поверхностей двигателя, равна по величине и обратна по направлению силе P , действующей на сам двигатель, — силе тяги двигателя. В силу симметричности течения сила P направлена по оси двигателя.

Будем писать теорему Эйлера в проекции на ось двигателя, приняв за положительное направление скорости невозмущенного потока v .

Тогда проекция суммы сил, действующих на трубку тока, будет равна

$$P + p_H F_H + \int_{АБ}^{ВГ} p dF - p_4 F_4,$$

где p — текущее значение давления на боковой поверхности струи;
 dF — проекция элемента боковой поверхности струи на плоскость, перпендикулярную направлению полета;
 F_H и F_4 — площади поперечного сечения струи.

Согласно теореме Эйлера равнодействующая всех гидродинамических сил, приложенных к произвольной струе в установившемся потоке, равна разности секундных количеств движения вытекающей и втекающей жидкости:

$$P + p_H F_H + \int_{АБ}^{ВГ} p dF - p_4 F_4 = \frac{G + G_T}{g} c_4 - \frac{G}{g} v, \quad (1.1)$$

где G — секундный расход воздуха через сечение АБ, отличающийся на бесконечно малую величину от расхода воздуха через двигатель (см. трубку тока, показанную пунктиром на фиг. 5);
 $G + G_T$ — секундный расход газов через сечение ВГ, равный сумме расхода воздуха и расхода топлива;
 c_4 — скорость истечения газов из выходного сопла двигателя.

После добавления и вычитания в левой части уравнения произведения $p_H F_4$ и группирования слагаемых из уравнения (1.1) получаем формулу для определения силы тяги:

$$P = \frac{G + G_T}{g} c_4 - \frac{G}{g} v + (p_4 - p_H) F_4 - \int_{АБ}^{ВГ} (p - p_H) dF. \quad (1.2)$$

При дозвуковых скоростях полета последним членом в полученной формуле пренебрегают, так как разница между давлением p на боковой поверхности трубки тока АБВГ и атмосферным давлением p_H мала.

В этом случае формулу для силы тяги пишут в виде

$$P = \frac{G + G_T}{g} c_4 - \frac{G}{g} v + (p_4 - p_H) F_4. \quad (1.3)$$

К доказательству возможности пренебрежения последним членом в формуле (1.2) и сводится вывод формулы силы тяги (1.3) для дозвуковых скоростей полета (см., например, [13]).

При малой разнице между давлением в выходном сечении сопла p_4 и атмосферным давлением p_H для определения силы тяги можно пользоваться приближенной формулой

$$P = \frac{G + G_T}{g} c_5 - \frac{G}{g} v, \quad (1.4)$$

где c_5 — скорость, соответствующая полному расширению выходящих из двигателя газов до давления p_H , которое завершается в струе по выходе из двигателя до сечения $5-5$, где $p_5 = p_H$.

Скорость, соответствующая полному расширению, может быть подсчитана по формуле

$$c_5 = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R T_4^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_4^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (1.5)$$

где T_4^* и p_4^* — температура и давление заторможенного потока на выходе из сопла.

В теории реактивных двигателей очень часто пользуются понятием об удельной тяге — тяге, получаемой с 1 кг воздуха, проходящего в секунду через двигатель, которую обозначают через $P_{уд}$. При полном расширении газа в выходном сопле

$$\begin{aligned} P_{уд} &= \frac{\left(1 + \frac{G_T}{G}\right) c_5 - v}{g} = \frac{(1 + \tau) c_5 - v}{g} = \\ &= \frac{v}{g} \left[(1 + \tau) \frac{c_5}{v} - 1 \right], \end{aligned} \quad (1.6)$$

где $\tau = \frac{G_T}{G}$ — относительный расход топлива.

При сверхзвуковых скоростях полета пренебрежение последним членом в формуле (1.2) ведет к большому ошибкам, так как давление p на боковой поверхности трубки тока АБВГ может существенно отличаться от атмосферного давления p_H . При подсчете этого члена его делят обычно на две части, вычисляя отдельно $\int (p - p_H) dF$ по

боковой поверхности струи АББ'А' до входа ее в двигатель и по наружной поверхности двигателя А'Б'ВГ.

Первую часть называют дополнительным волновым сопротивлением диффузора и обозначают $X_{\text{диф}}$. Очевидно, что

$$X_{\text{диф}} = \int_{F_H}^{F_1} (p - p_H) dF. \quad (1.7)$$

Дополнительное волновое сопротивление диффузора равно нулю в тех случаях, когда струя АББ'А' цилиндрическая.

Вторую часть интеграла в формуле (1.2) называют волновым сопротивлением двигательной гондолы или волновым сопротивлением обечайки, так как оно главным образом создается конической частью наружной обечайки входного устройства двигателя. Эту часть интеграла обозначают $X_{\text{об}}$ и вычисляют по формуле

$$X_{\text{об}} = \int_{F_1}^{F_{\text{max}}} (p - p_H) dF, \quad (1.8)$$

где F_{max} — максимальное сечение двигательной гондолы.

При выводе формулы (1.2) нами не учитывалось трение внешней поверхности двигательной гондолы о воздух, создающее сопротивление трения $X_{\text{тр}}$. Кроме того, при работе двигателя на летательном аппарате имеет место интерференция потоков, обтекающих летательный аппарат и силовую установку. Интерференция может повлечь за собой увеличение или уменьшение внешнего сопротивления аппарата на величину $\pm \Delta X_{\text{инт}}$.

После замены в формуле (1.2) последнего члена суммой $X_{\text{диф}} + X_{\text{об}}$ и учета внешнего трения и интерференции найдем величину так называемой эффективной тяги, которая и используется для перемещения летательного аппарата:

$$P_{\text{эф}} = \frac{G + G_{\text{т}}}{g} c_4 - \frac{G}{g} v + F_4 (p_4 - p_H) - X_{\text{диф}} - X_{\text{об}} - X_{\text{тр}} \pm \Delta X_{\text{инт}}. \quad (1.9)$$

§ 3. Основные параметры и расчетные соотношения для ПВРД

Площадь $H235H$, описываемая циклом ПВРД в координатах $p-v$ и равная разности политропических работ расширения и сжатия, как известно, в идеальном цикле эквивалентна полезной работе цикла, идущей на увеличение кинетической энергии воздуха, проходящего через двигатель.

В реальном цикле имеются потери, и располагаемая работа цикла оказывается меньше разности политропических работ расширения и сжатия на величину гидравлических потерь по тракту двигателя. Для

доказательства этого напомним уравнение Бернулли для процесса сжатия одного килограмма воздуха в ПВРД (от сечения H до сечения 2):

$$L_{nc} + L_{rc} - \frac{v^2 - c_2^2}{2g} = 0 \quad (1.10)$$

(здесь и далее все уравнения будем писать, относя их к 1 кг воздуха, проходящего через двигатель).

Это уравнение показывает, что кинетическая энергия воздуха в процессе сжатия затрачивается на повышение давления воздуха и преодоление всех гидравлических потерь (L_{rc}).

Аналогичное уравнение можно написать и для процесса расширения (от сечения 2 до сечения 5).

Если считать, что расход воздуха равен расходу газа (т. е. пренебречь расходом топлива), то уравнение имеет вид

$$L_{np} = \frac{c_5^2 - c_2^2}{2g} + L_{rp} \quad (1.11)$$

Согласно этому уравнению работа расширения идет на увеличение кинетической энергии газа и преодоление гидравлических потерь в процессе расширения (L_{rp}).

Если вычесть из (1.11) выражение (1.10), получим

$$L_{np} - L_{nc} = \frac{c_5^2 - v^2}{2g} + L_{rc} + L_{rp} \quad (1.12)$$

Обозначим полезную работу цикла, идущую на увеличение кинетической энергии, через L_u .

Тогда

$$L_u = \frac{c_5^2 - v^2}{2g} = L_{np} - L_{nc} - (L_{rc} + L_{rp}),$$

что соответствует ранее указанному: полезная работа цикла меньше разности политропических работ расширения и сжатия на величину гидравлических потерь в двигателе.

Подобным путем можно найти приращение кинетической энергии 1 кг воздуха в ПВРД с учетом расхода топлива.

Окончательное выражение для него имеет вид:

$$L_u = \frac{(1 + \tau) c_5^2 - v^2}{2g} = (1 + \tau)(L_{np} - L_{rp}) - (L_{nc} + L_{rc}) \quad (1.13)$$

Уравнение (1.13) позволяет выразить работу цикла через параметры рабочего процесса двигателя. Основными параметрами рабочего процесса являются степень повышения давления воздуха в двигателе (или просто „степень сжатия двигателя“), равная отношению полного давления воздуха на входе в камеру сгорания к давлению атмосферного воздуха $\pi = \frac{p_2^*}{p_H}$, и степень подогрева воздуха в

двигателе $\Delta = \frac{T_3^*}{T_H}$.