

**Б. В. Орлов, Г. Ю. Мазинг**

**Основы проектирования  
ракетно-прямоточных  
двигателей**

**Москва  
«Книга по Требованию»**

УДК 621  
ББК 34.4  
Б11

Б11 **Б. В. Орлов**  
Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей / Б. В. Орлов, Г. Ю. Мазинг – М.: Книга по Требованию, 2012. – 424 с.

**ISBN 978-5-458-36870-4**

В учебном пособии изложены термо-аэродинамические основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей (РПД) для беспилотных летательных аппаратов. Значительное внимание уделено комплексному проектированию РПД, включая инженерные методы расчета выходных характеристик, и выбору типа топлива, а также определению оптимальных характеристик летательного аппарата и систем автоматического регулирования. Предлагаемые методы расчета оптимальных параметров летательного аппарата, РПД и систем автоматического регулирования обеспечивают максимальную дальность полета.

**ISBN 978-5-458-36870-4**

© 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 первозданном 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.



---

## ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время известно большое количество уже используемых и разрабатываемых разнообразных реактивных двигателей. Некоторые из них имеют между собой много общего по рабочим процессам, конструкции, энергетическим характеристикам и т. д. Это дает возможность классифицировать двигатели, разделяя их на группы по определенным признакам, что в свою очередь существенно облегчает процесс изучения двигателей.

По типу и месту размещения рабочего тела для создания тяги все реактивные двигатели разделяются на две большие резко различающиеся группы: ракетные двигатели (РД) и воздушно-реактивные двигатели (ВРД).

В РД рабочим телом служат продукты сгорания топлива, включающего горючее и окислитель, которые размещаются на борту летательного аппарата. В ВРД рабочим телом в основном является атмосферный воздух, используемый в качестве окислителя при сжигании горючего, находящегося на борту летательного аппарата. Таким образом, на борту летательного аппарата с РД имеется все необходимое для создания реактивной тяги: источник тепловой энергии — топливо и рабочее тело — продукты сгорания топлива, в то время как на борту летательного аппарата с ВРД размещается практически только источник тепловой энергии — горючее, а рабочее тело — атмосферный воздух — заимствуется из окружающей среды. В ВРД бортовое горючее принимает участие в образовании рабочего тела, но роль его при этом незначительна: соотношение масс воздуха и горючего, необходимое для полного сгорания, например, бензина составляет 15:1, а жидкого водорода — 35:1.

Каждая из этих двух групп двигателей имеет свои характерные особенности, предопределяющие области их целесообразного применения.

Ракетный двигатель позволяет получить большую тягу при сравнительно небольших габаритах камеры сгорания, и работа его не зависит от условий полета и окружающей среды. Этот двигатель не имеет ограничений по скорости. Поэтому РД — единственный вид реактивного двигателя, который может быть использован и уже используется для полетов в межпланетном пространстве.

Удельные расходы топлива в РД очень велики и находятся (на уровне моря) в пределах 3—6 кг/сек на 1 тонну тяги, в то время как для ТРД удельный расход топлива составляет 0,25—0,30 кг/сек на 1 тонну тяги [2].

Из-за необходимости иметь на борту летательного аппарата с РД запас горючего и окислителя при ограниченности этого запаса продолжительность работы РД невелика и составляет максимум несколько минут.

Из сказанного следует, что РД целесообразно применять при полетах в межпланетном пространстве, а также в тех случаях, когда необходима большая тяга в течение непродолжительного времени.

При применении ВРД заимствование окислителя и рабочего тела из окружающей среды позволяет уменьшить массу летательного аппарата (по сравнению с аппаратами, использующими РД) вследствие существенного сокращения требуемого запаса топлива и отсутствия необходимости иметь на борту окислитель. Малый удельный расход горючего в таких двигателях обеспечивает продолжительность полета летательного аппарата с ВРД в течение нескольких часов.

С другой стороны, использование в качестве окислителя кислорода воздуха приводит к тому, что рабочий процесс в ВРД сильно зависит от условий полета и окружающей среды. Поэтому ВРД пригодны для полетов только в пределах земной атмосферы (практически на высоте до 40 км).

Возможна дальнейшая классификация приведенных выше двух групп двигателей по ряду других признаков, например, по типу и агрегатному состоянию топлива, по принципу создания реактивной тяги, по характеру внутренних потоков и т. д.

Классификация основных групп реактивных двигателей по некоторым из этих признаков представлена на рис. 1.

Рассмотрим принципы работы и конструктивные схемы ПВРД, РД и РПД.

**Прямоточный воздушно-реактивный двигатель** состоит из следующих основных узлов: входного диффузора, камеры сгорания с элементами для подачи горючего и стабилизатором пламени и выходного сопла.

Основное назначение входных диффузоров состоит в торможении потока воздуха, набегающего на двигатель в полете, сопровождающемся преобразованием части кинетической энергии потока в давление при минимальных возможных потерях, и в обеспечении требуемого поля скоростей на входе в камеру сгорания [4].

Кроме того, входной диффузор, существенно улучшая аэродинамическую форму ПВРД и летательного аппарата в целом, уменьшает внешнее сопротивление, а следовательно, повышает эффективную тягу, что особенно важно при сверхзвуковых скоростях полета.

Камера сгорания предназначена в основном для обеспечения устойчивого процесса сгорания, т. е. безотказной работы двигателя на всех режимах полета при максимально возможной полноте сгорания и минимальных тепловых и гидравлических потерях при движении воздуха и продуктов сгорания в камере.

Выходное сопло служит для преобразования части тепла, содержащегося в продуктах сгорания на входе в сопло, в кинетическую энергию направленного движения газов.

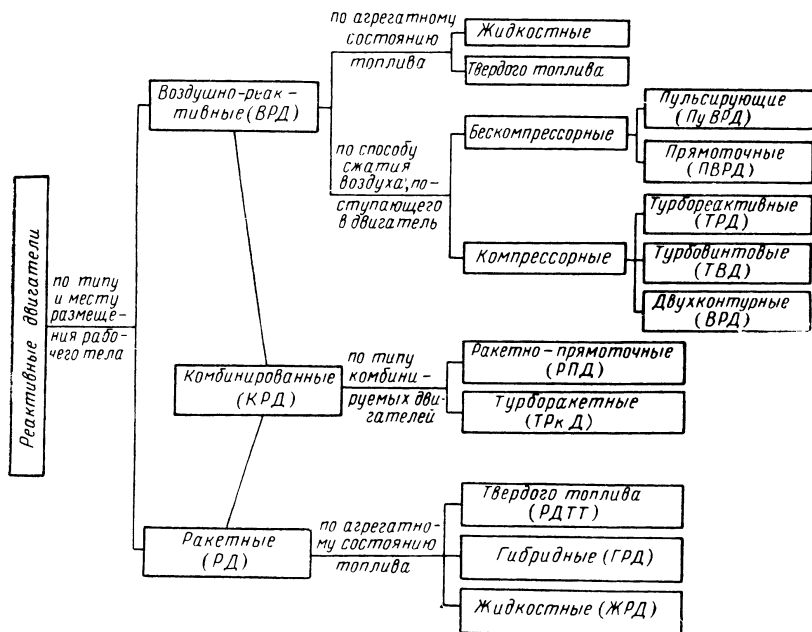


Рис. 1. Классификация реактивных двигателей

В полете воздух поступает через входной диффузор в камеру сгорания. Торможение набегающего потока, сопровождающееся соответствующим повышением давления, осуществляется частично в струе перед двигателем, а в основном — во входном диффузоре, в котором скорость потока тормозится от скорости полета до скорости на входе в камеру сгорания, обычно составляющей 60—100 м/сек [3], [9].

В некотором сечении диффузора через соответствующие элементы, например форсунки, в поток воздуха впрыскивается жидкое горючее и таким образом получается топливовоздушная смесь.

В начале камеры сгорания расположен стабилизатор пламени, представляющий собой устройство для турбулизации потока

и образования застойных зон, что благоприятствует горению смеси. Для запуска двигателя топливовоздушная смесь, поступающая в камеру сгорания, поджигается за стабилизатором пламени с помощью внешнего источника воспламенения. В дальнейшем процесс горения становится непрерывным. В камере сгорания, в большинстве случаев цилиндрической формы, практически полностью завершается процесс сгорания топлива, что обеспечивается соответствующей ее длиной, а также количеством и местом расположения форсунок для подачи горючего. Продукты сгорания, нагретые до высокой температуры, имеют давление на выходе из камеры сгорания,

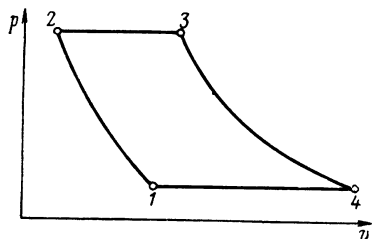


Рис. 2. Идеальный цикл ПВРД

как правило, выше, чем давление окружающей среды.

При истечении газов через выходное сопло поток расширяется и энергия давления преобразовывается в кинетическую энергию направленного движения.

Сжигание топливовоздушной смеси в ПВРД осуществляется в незамкнутом объеме при постоянном (в идеальном случае) давлении. Поэтому рабочий процесс ПВРД называют рабочим процессом с подводом тепла при постоянном давлении (рис. 2). В диаграмме  $p-v$  линия 1—2 изображает процесс сжатия, 2—3 — подвод тепла, 3—4 — расширение продуктов сгорания и 4—1 — замыкание цикла (условно).

Рабочий процесс, тяговые и экономические характеристики ПВРД в сильной степени зависят от скорости полета, что в свою очередь обуславливает различия в конструкции ПВРД, предназначенных для полета на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Поэтому ПВРД делятся на дозвуковые и сверхзвуковые. Схемы их устройства приведены на рис. 3 и 4.

Для дозвуковых ПВРД характерны низкие значения тяговых и экономических показателей. Это объясняется тем, что при дозвуковых скоростях полета повышение статического давления в диффузоре, осуществляемое только за счет скоростного напора, настолько незначительно, что оно лишь на немного превышает атмосферное. Поэтому свободная энергия горячих газов мала и в кинетическую энергию преобразуется лишь малая часть энтальпии продуктов сгорания.

При сверхзвуковых скоростях полета давление в камере повышается весьма существенно и может составлять несколько десятков атмосфер. Например, при  $M_H > 3$ , оно может повышаться в 25 раз, вследствие чего эффективность ПВРД резко возрастает.

Основное различие схем устройства и рабочего процесса сверхзвукового ПВРД (сокращенно СПВРД) и дозвукового двигателя видно из сравнения рис. 3 и 4. На входе сверхзвукового ПВРД располагается специальный диффузор, преобразующий сверхзвуковую

поток в дозвуковой. Конструктивно он выполняется из условия обеспечения минимальных гидравлических потерь. Сопло СПВРД в отличие от сопла дозвукового ПВРД имеет выходной раструб, обеспечивающий истечение продуктов сгорания со сверхзвуковой скоростью.

Из рассмотрения схемы устройства и рабочего процесса видно, что ПВРД весьма прост по конструкции, что предопределяет на-

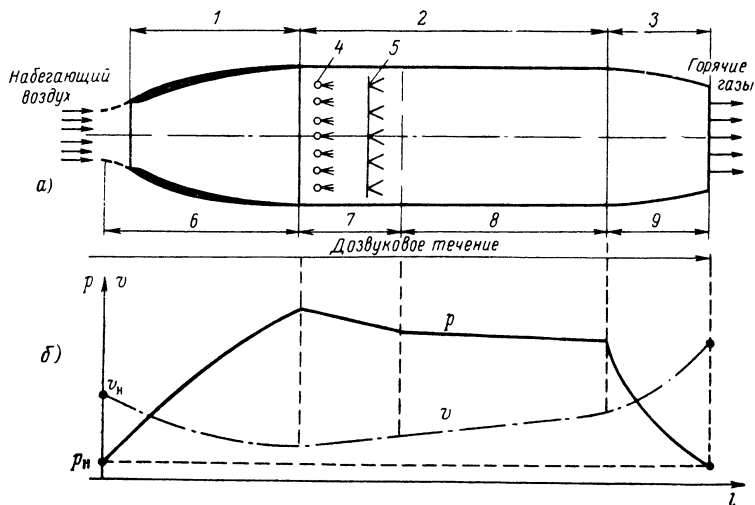


Рис 3. Схема дозвукового ПВРД:

а — схема устройства и рабочий процесс; б — диаграмма статических давлений и скоростей по тракту двигателя  
1 — входной диффузор; 2 — камера сгорания; 3 — выходное сопло; 4 — форсунки; 5 — стабилизатор, 6 — сжатие, 7 — впрыск горючего и стабилизация пламени, 8 — сгорание; 9 — расширение

лежность его в эксплуатации. Корпус ПВРД вследствие невысоких избыточных давлений в камере (до нескольких атмосфер) обычно тонкостенный и конструкция двигателя получается очень легкой.

Существенным недостатком ПВРД является неспособность его к самостоятельному старту. Для надежного запуска ПВРД необходимо разгонять летательный аппарат до определенной скорости, что осуществляется, как правило, стартовым ракетным двигателем — жидкостным или твердого топлива.

Для нормальной работы ПВРД требуются большие сечения для потока воздуха. Это приводит к росту площади поперечного сечения (миделя) ракеты, а следовательно, к увеличению ее лобового сопротивления, что также является недостатком двигателя.

**Ракетные двигатели** в зависимости от агрегатного состояния используемого топлива разделяются на двигатели твердого топлива (РДТТ), жидкостные (ЖРД) и гибридные.

Вопросы теории рабочего процесса, конструирования, характеристик и основ газодинамического расчета РДТТ и ЖРД достаточно хорошо изучены и весьма полно изложены в специальной отечественной и зарубежной литературе [1], [2], [6], [8], [10]. Поэтому мы на них останавливаться не будем.

В последние годы появились комбинированные реактивные двигатели (см. рис. 1), органически сочетающие в себе ракетные

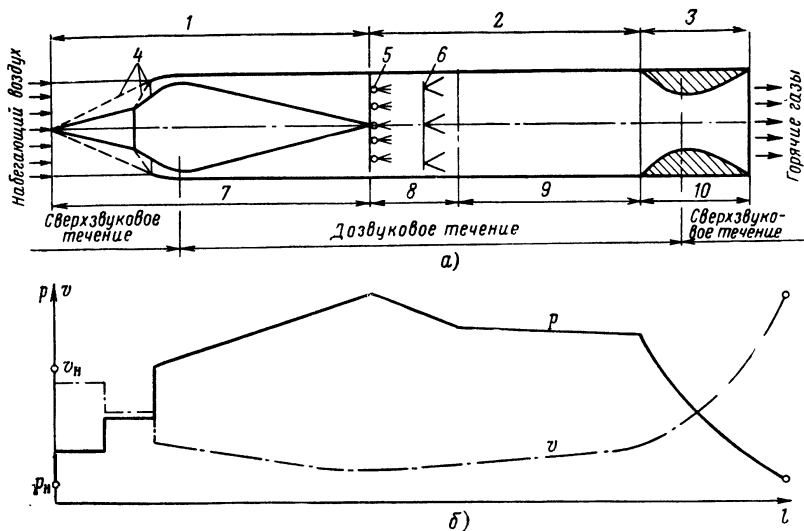


Рис. 4. Схема сверхзвукового ПВРД:

а—схема устройства и рабочий процесс; б—диаграмма статических давлений и скоростей по тракту двигателя  
1—входной диффузор; 2—камера сгорания; 3—выходное сопло; 4—система скачков; 5—форсунки; 6—стабилизатор; 7—сжигание; 8—впрыск горячего и стабилизация пламени; 9—сгорание; 10—расширение

и воздушно-реактивные двигатели [5], [14], [16] и являющиеся таким образом единой высокоэкономичной силовой установкой, обеспечивающей самостоятельный старт и полет летательного аппарата в широком диапазоне высот и скоростей.

Из всех известных комбинированных двигателей наиболее перспективен с точки зрения применения в ракетной технике ракетно-прямоточный двигатель (РПД), представляющий собой гибрид прямоточного и ракетного двигателей [17].

Принцип работы РПД заключается в том, что продукты неполного сгорания топлива, образующиеся при его сжигании в камере ракетного двигателя, используются в качестве горючего для прямоточного контура. Это горючее сжигается в воздухе, поступающем

в камеру дожигания в полете, в основном за счет скоростного напора и частично благодаря эжектирующему действию высоконапорного потока газов, вытекающих из сопла ракетной камеры, а на старте — целиком за счет эжекции.

В отличие от ПВРД давление поступающего в РПД воздуха повышается как за счет динамического напора набегающего потока, так и за счет смешения воздуха с высоконапорным потоком газов ракетного контура. Это обуславливает возможность получения более высоких тяговых характеристик РПД по сравнению

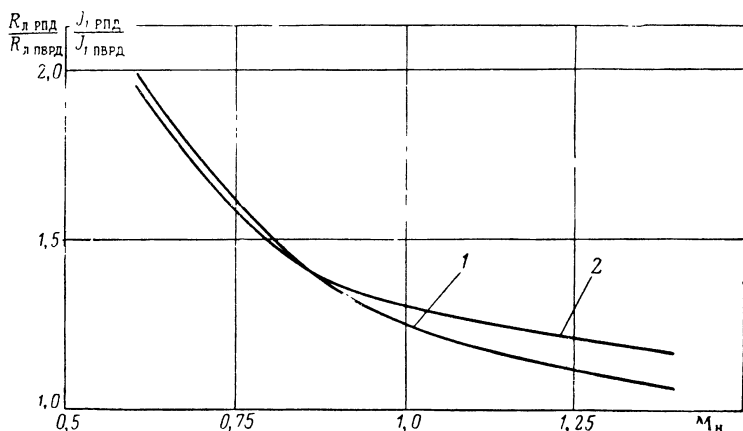


Рис. 5 Сравнение РПД и ПВРД по лобовой тяге и экономичности

1 —  $R_{л.РПД} / R_{л.ПВРД}$ ; 2 —  $J_1.РПД / J_1.ПВРД$

с ПВРД при прочих равных условиях, что особенно отчетливо проявляется при сравнительно невысоких скоростях полета, когда скоростной напор невелик. Для примера на рис. 5 дается сравнение этих типов двигателей по характеристикам лобовой тяги  $R_{л}$  и экономичности  $J_1$  при различной скорости полета, полученным расчетным путем в равных условиях при следующих исходных данных [7]: сопло полностью раскрыто, диффузор дозвуковой с относительной площадью входа около 0,33, топливо углеводородное (типа бензин) с теплотворной способностью 11 000 ккал/кг; автономный удельный импульс ракетного двигателя равен 220 кг·сек/кг; давление в ракетной камере приблизительно равно 20 кг/см<sup>2</sup>; высота полета 20 км; потери отсутствуют. Из графиков можно сделать вывод, что РПД значительно превосходит ПВРД по тяге и экономичности в области дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростей полета. С увеличением скорости тяговые и экономические характеристики этих двигателей довольно быстро сближаются.

К настоящему времени предложено много простых и сложных вариантов РПД, различающихся по конструкции, рабочим процессам по тракту двигателя, типу используемого ракетного топлива и выходным рабочим характеристикам. По результатам исследований фирмой Magquardt, занимающей в США ведущее положение в разработке таких двигателей [17], из всего многообразия конструктивных схем выделяются две как наиболее перспективные с точки зрения практического использования: РПД, в котором процессы смешения двух потоков (воздушного и продуктов сгорания ракетного топлива) и дожигания топливо-воздушной смеси совмещены, и РПД с предварительным смешением потоков, в котором процессы смешения и дожигания разделены по месту и времени (РПД с эжектором).

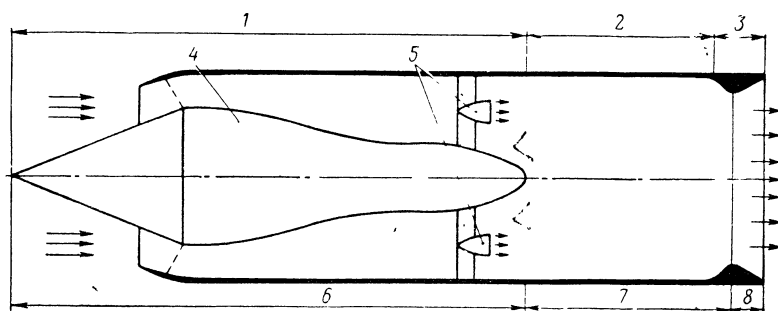


Рис. 6. Схема устройства РПД без эжектора

1—входной диффузор; 2—камера дожигания; 3—выходное сопло; 4—ракетный двигатель (РД); 5—сопла РД; 6—сжатие; 7—смешение и дожигание; 8—расширение

РПД по первой схеме (рис. 6) состоит из входного устройства 1, ракетного двигателя 4, размещенного, как правило, в центральном теле диффузора, камеры дожигания 2 и выходного сопла 3. По рабочим процессам, протекающим вдоль прямооточного тракта, этот двигатель весьма близок к ПВРД. В конструкции РПД отсутствуют специальные устройства для воспламенения и стабилизации пламени в прямооточном контуре, что является несомненным достоинством данной схемы. Воспламенение и устойчивое горение топливо-воздушной смеси осуществляется за счет высокотемпературных газов, вытекающих из ракетного двигателя.

С точки зрения организации газодинамических и термодинамических процессов в прямооточном контуре на выбор топлива для этих двигателей не накладывается каких-либо дополнительных ограничений по сравнению с топливами для ПВРД. Однако выбор топлив для РПД ограничен из-за необходимости обеспечения высоких тяговых характеристик в широком диапазоне полетных условий, поскольку от РПД требуется сочетание высокого автономного удельного импульса с выделением энергии в процессе дожигания,

эквивалентном энергии, получаемой при сгорании обычных топлив в ПВРД.

РПД с предварительным смешением потоков (рис. 7) конструктивно отличается от вышеописанной схемы наличием перед входом в камеру дожигания эжектора 2 в виде кольцевого канала постоянного сечения с дозвуковым диффузором 7 на выходе (возможны и другие формы: полый цилиндр, полый усеченный конус). В эжекторе происходит смешение двух различных по составу и основным параметрам потоков, т. е. дозвукового воздушного, поступающего через входной диффузор 1, и сверхзвукового высокотемпературного газового, вытекающего из сопел 6 ракетного двигателя 5.

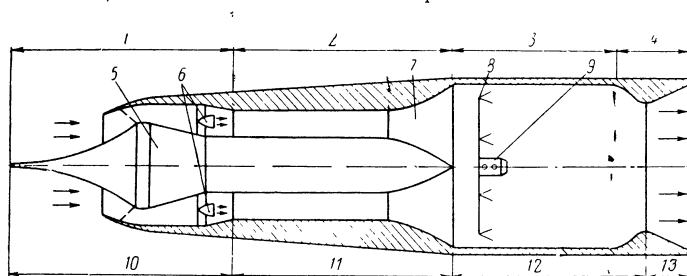


Рис. 7. Схема устройства РПД с эжектором:

1—входной диффузор, 2—эжектор; 3—камера дожигания, 4—выходное сопло; 5—ракетный двигатель РД; 6—сопла РД; 7—диффузор эжектора, 8—стабилизатор; 9—воспламенитель; 10—сжатие, 11—смешение и сжатие, 12—дожигание, 13—расширение

Смешение потоков сопровождается повышением давления воздуха, количественно оцениваемого отношением давлений торможения во входном и выходном сечениях эжектора. Полнота смешения, степень повышения давления воздуха и равномерность полей давления, скорости и температуры топливо-воздушной смеси на входе в камеру дожигания зависят в основном от конструкции ракетного двигателя, длины цилиндрической части эжектора и полетных условий. По некоторым данным [17] при односопельной конструкции ракетного двигателя длина эжектора, необходимая для обеспечения полного смешения, находится в пределах от 5 до 9 его диаметров, а при связке из 10—12 односопельных ракетных двигателей либо одним двигателем с многосопельным сопловым блоком — не превышает двух диаметров.

Полагают, что РПД с эжектором по тяговым и экономическим характеристикам превосходит РПД без эжектора благодаря более высоким степеням сжатия воздуха и равномерности потока на входе в камеру дожигания. Однако наличие эжектора в схеме РПД, помимо увеличения веса двигателя, вносит дополнительное ограничение в организацию рабочего процесса из-за недопустимости воспламенения смеси в эжекторе. В противном случае произойдет

запирание эжектора и двигатель попадет в помпажный режим. Выполнение этого требования обеспечивается выбором такого ракетного топлива, температура продуктов сгорания которого ниже точки самовоспламенения в широком диапазоне полетных условий. Поэтому в данной схеме РПД необходимо специальное устройство для воспламенения и поддержания устойчивого горения.

По исследованиям фирмы Marquardt [17] в камере дожигания РПД можно реализовать как дозвуковое, так и сверхзвуковое устойчивое горение, что существенно расширяет возможности двигателя по скорости полета. Для ПВРД фирма добилась устойчивого сверхзвукового горения.

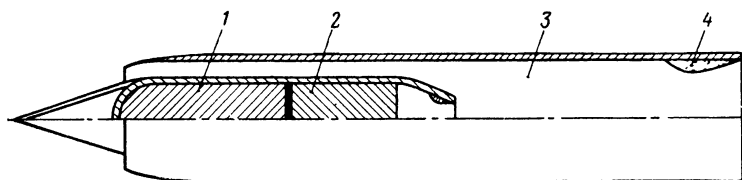


Рис. 8. Схема РПД на твердом топливе:

1—медленно горящее топливо, 2—быстрогоорящее топливо, 3—камера дожигания; 4—выходное сопло

В качестве ракетного двигателя в схеме РПД могут быть использованы как двигатели на химическом топливе (РДТТ, ЖРД), так и ядерные, выбрасывающие при работе огромное количество водорода, который может дожигаться в эжектируемом воздухе [17]. По простоте конструкции и высокой надежности иностранные специалисты считают наиболее целесообразным применение РДТТ.

На рис. 8 показана схема РПД на твердом топливе (ПВРД + РДТТ), обеспечивающего самостоятельный старт ракеты практически целиком за счет тяги ракетного двигателя [12]. На маршевом участке двигатель работает в режиме РПД. Топливный заряд двигателя состоит из шашки быстрогогорящего топлива 2, сгорающей на стартовом участке, и шашки медленно горящего топлива 1, сгорающей на маршевом участке полета.

На рис. 9 дана схема РПД на твердом топливе, обеспечивающего самостоятельный запуск ракеты с помощью стартового двигателя, размещенного в камере дожигания ПВРД 2. В этой схеме маршевый РДТТ 1 используется как генератор газов, содержащих продукты неполного сгорания ( $\text{CO}$ ,  $\text{H}$ ), которые дожигаются в камере ПВРД 2. Стартовый заряд 4 размещен в камере дожигания. Переднее днище 3 стартового двигателя изготавливается из материала, сгорающего в конце его работы, например, из магниевго сплава. Сопло 5 стартового двигателя к началу работы ПВРД отбрасывается.