

П.К. Казанджан

Теория реактивных двигателей

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 030
ББК 92
П11

П11 **П.К. Казанджан**
Теория реактивных двигателей / П.К. Казанджан – М.: Книга по Требованию, 2023. – 296 с.

ISBN 978-5-458-29195-8

Настоящая книга написана коллективом авторов, работавших под руководством академика Б. С. Стечкина. В ней излагаются основные вопросы теории авиационных лопаточных машин и реактивных двигателей — теория рабочего процесса, стендовые и летные характеристики и особенности работы лопаточных машин и реактивных двигателей в условиях эксплуатации. Книга предназначена для летного и инженерно-технического состава ВВС, самостоятельно изучающего теорию лопаточных машин и реактивных двигателей. Исходя из этого, авторы стремились сделать книгу возможно более доходчивой; основное внимание обращали на описание физических процессов, происходящих в двигателях в различных условиях их эксплуатации. Общее научное редактирование книги было проведено профессором, доктором технических наук инженер-полковником П. К. Казанджаном.

ISBN 978-5-458-29195-8

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2023
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2023

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.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- $L_{п. с}$ — действительная (политропическая) работа сжатия в двигателе.
- $L_{п. р}$ — действительная (политропическая) работа расширения в двигателе.
- $L_{п. т}$ — действительная (политропическая) работа расширения в турбине.
- $L_{п. к}$ — действительная (политропическая) работа сжатия в компрессоре — работа, затраченная на сжатие 1 кг воздуха в компрессоре.
- $L_{п. ст}$ — действительная (политропическая) работа сжатия в ступени компрессора.
- $L_{э. к}$ — механическая работа, затрачиваемая на привод колеса компрессора, — эффективная работа сжатия 1 кг воздуха.
- $L_{ад. к}$ — адиабатическая работа сжатия воздуха в компрессоре.
- $L_{э. ст}$ — эффективная работа, затрачиваемая на вращение колеса ступени компрессора.
- L_r — работа, затрачиваемая на преодоление гидравлических сопротивлений.
- $L_{r. к}$ — работа, затрачиваемая на преодоление гидравлических сопротивлений в компрессоре.
- $N_{дв}$ — мощность двигателя.
- N_k — мощность, потребная на вращение компрессора.
- $N_{ст}$ — мощность, потребная на вращение ступени компрессора.
- $\eta_{ад. к}$ — адиабатический к. п. д. компрессора.
- $\eta_{ад. ст}$ — адиабатический к. п. д. ступени компрессора.
- $\eta_{э. к}$ — эффективный к. п. д. компрессора.
- η_c — к. п. д. процесса сжатия воздуха.
- η_p — к. п. д. процесса расширения воздуха.
- η_p — тяговый к. п. д. ТРД.
- η_t — термический к. п. д. ТРД.
- $\eta_{п}$ — полный к. п. д. ТРД.
- ϵ — степень сжатия воздуха в двигателе.
- ϵ_k — степень сжатия воздуха в компрессоре.
- ϵ_t — степень расширения газа в турбине.
- P — сила тяги реактивного двигателя.

- $P_{уд}$ — удельная тяга.
 C_p — удельный расход топлива.
 n — обороты двигателя.
 $n_{пр}$ — приведенные обороты двигателя.
 G — секундный весовой расход воздуха через двигатель или компрессор.
 g — ускорение силы тяжести.
 p — давление воздуха или газа в двигателе.
 p_0 — атмосферное давление воздуха.
 c_p — теплоемкость газа или средняя теплоемкость продуктов сгорания при постоянном давлении.
 Q — тепло, сообщаемое воздуху.
 ΔT — приращение температуры воздуха.
 δ — коэффициент выделения тепла, характеризующий полноту сгорания топлива, обычно равный 0,96—0,97.
 $\frac{1}{A} = 427 \text{ кгм/кал}$ — механический эквивалент тепла.
 R — газовая постоянная.
 k — показатель адиабаты.
 n — показатель политропы.
 H_u — теплотворная способность топлива в *кал/кг*.
 c_0 — скорость полета.
 c — абсолютная скорость воздуха.
 u — окружная скорость.
 μ — коэффициент закрутки воздуха.
 w — относительная скорость воздуха.
 i — угол набегания воздуха на лопатки компрессора.
 ϵ° — угол поворота потока воздуха.
 v — удельный объем воздуха.
-

*Доцент, кандидат технических наук
инженер-майор Ю. Н. НЕЧАЕВ*

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Развитие скоростной авиации привело к необходимости замены поршневых авиадвигателей, имевших сравнительно ограниченные мощности, реактивными двигателями, развивающими при меньших габаритах и весе значительно большие мощности.

Как известно, мощность, потребная для продвижения самолета в воздухе, с увеличением скорости полета значительно увеличивается. Мощность же силовой установки с поршневым двигателем практически не зависит от скорости полета. Поэтому для достижения самолетами с поршневыми двигателями больших скоростей полета необходимо было повышать их мощности, а это в свою очередь вело к недопустимо большому увеличению их веса и габаритов.

В противоположность поршневым двигателям у реактивных двигателей мощность значительно возрастает с увеличением скорости полета. Однако с ростом высоты полета мощность реактивных двигателей (при заданной величине скорости полета) уменьшается. Падение мощности реактивных двигателей с высотой компенсируется в некоторой степени увеличением ее с ростом скорости полета, поэтому реактивные двигатели и по высотности значительно превосходят поршневые. Этим обуславливается преимущество реактивных двигателей для скоростных и высотных самолетов.

Неоспоримо доказано, что наша страна является родиной реактивной авиации, что отечественным ученым принадлежит первенство в создании теории реактивного движения и в разработке первых конструкций реактивных двигателей и самолетов.

Реактивным может быть назван тепловой двигатель внутреннего сгорания, в котором химическая энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию газовой струи, вытекающей из двигателя, а получающаяся за счет этого сила реакции непосредственно используется как движущая сила.

Различают два типа реактивных двигателей: ракетные и воздушно-реактивные.

Основное различие между ними состоит в том, что рабочее тело (газовая струя) в ракетных двигателях образуется из веществ, транспортируемых самим летательным аппаратом. В воздушно-реактивных двигателях рабочим телом служит воздух окружающей атмосферы, кислород которого используется в качестве окислителя при сжигании топлива.

Ракетные двигатели

Первым типом реактивных двигателей были пороховые ракеты (ракетные двигатели твердого топлива). Они появились значительно раньше других тепловых двигателей. Ведущая роль в развитии и применении пороховых ракет принадлежала нашей Родине.

Одним из виднейших специалистов в области ракетостроения был русский ученый генерал К. И. Константинов (1818—1872). Ракеты Константинова с успехом применялись русскими войсками в балканской войне 1877—1878 гг.

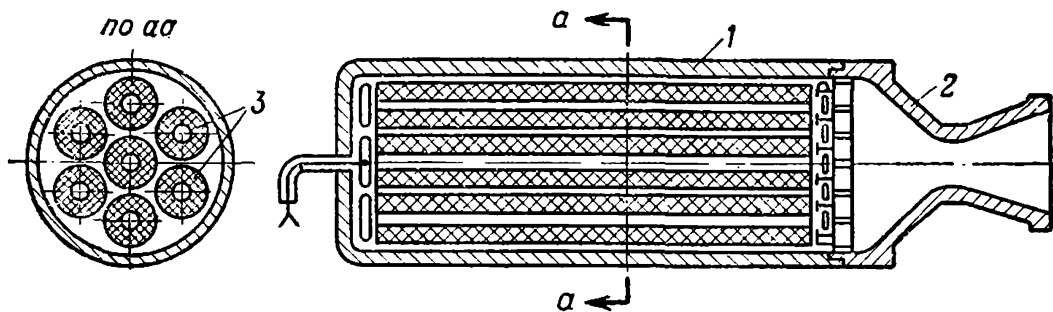


Рис. 1. Пороховой ракетный двигатель:

1 — цилиндрическая камера сгорания; 2 — реактивное сопло; 3 — пороховые шашки

Пороховой ракетный двигатель (ПРД) состоит из цилиндрической камеры сгорания 1 (рис. 1) и реактивного сопла 2. В камере сгорания помещается порох, спрессованный в отдельные шашки 3.

При горении пороха в камере сгорания образуются пороховые газы, имеющие большое давление (до 250 кг/см^2) и высокую температуру (до 2000°C). Эти газы, вытекая с большой скоростью через сопло в атмосферу, создают силу тяги, которая направлена в сторону, противоположную их движению. Продолжительность работы такого двигателя определяется временем сгорания пороха и не превышает нескольких секунд.

На примере ракетного двигателя выясним принцип возникновения реактивной тяги. Рассмотрим силы давления, действующие на его наружную и внутреннюю поверхности (рис. 2).

На каждый элемент поверхности двигателя снаружи действует атмосферное давление, а изнутри — превышающее его давление газообразных продуктов сгорания. Это приводит к образованию на каждом участке поверхности двигателя силы, направленной во внешнюю сторону.

На боковой цилиндрической поверхности камеры сгорания эти силы взаимно уравновешиваются. Силы же, действующие на торцо-

вые стенки камеры сгорания 1—2—3—4 и 5—6—9—10 (см. рис. 2), оказываются неуравновешенными, так как силы на участке 2—3 не имеют противоположно направленных сил со стороны открытого конца камеры сгорания. Неуравновешенными являются также силы, действующие на расширяющийся участок реактивного сопла 6—7 и 8—9. Эти неуравновешенные силы в совокупности образуют некоторую равнодействующую, являющуюся силой тяги или реактивной силой. Она, как видно из рис. 2, направлена в сторону, противоположную вытекающей из двигателя струе газа.

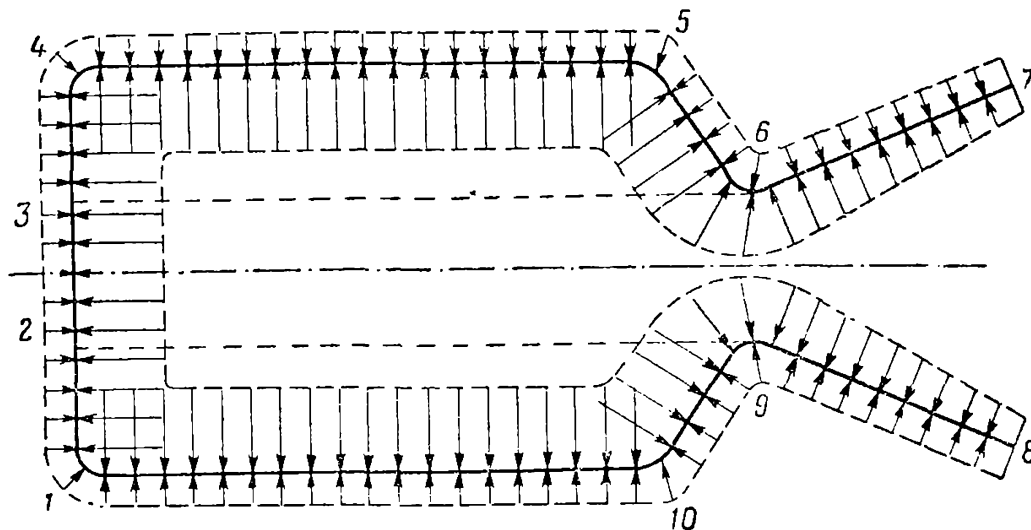


Рис. 2. Схема возникновения реактивной тяги

Определять силу тяги путем непосредственного суммирования элементарных сил давления, действующих на рабочие поверхности двигателя, сложно. Поэтому для ее вычисления пользуются известным из механики законом, согласно которому импульс силы равен изменению количества движения.

Если определять импульс, создаваемый силой тяги P , за время, равное одной секунде, то

$$P = m\omega,$$

где m — секундный массовый расход продуктов сгорания.

Малая продолжительность горения пороха в ракетных двигателях и сравнительно низкая его теплотворная способность явились главным препятствием на пути применения пороховых ракетных двигателей в качестве основных авиационных двигателей. В настоящее время пороховые ракетные двигатели используются в авиации только как стартовые ускорители, предназначенные для сокращения разбега самолета в момент взлета.

В целях устранения указанных недостатков ракетного двигателя К. Э. Циолковский (1857—1935) в работе «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1903 г.) предложил заменить в ракетных двигателях порох жидким топливом. Применение в ракетных двигателях жидкого топлива, имеющего большую тепло-

творную способность, значительно улучшило основные показатели ракетного двигателя.

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) работает по тому же принципу, что и пороховой. Разница лишь в том, что в камере сгорания ЖРД сгорает смесь жидкого горючего с жидким окислителем, которые непрерывно подаются внутрь камеры сгорания через специальные форсунки (рис. 3). Благодаря этому время работы ЖРД не так ограничено и определяется общим запасом горючего и окислителя на летательном аппарате (вне двигателя).

В качестве горючего в ЖРД применяется обычно керосин или спирт, в качестве окислителя — азотная кислота, жидкий кислород, перекись водорода и другие.

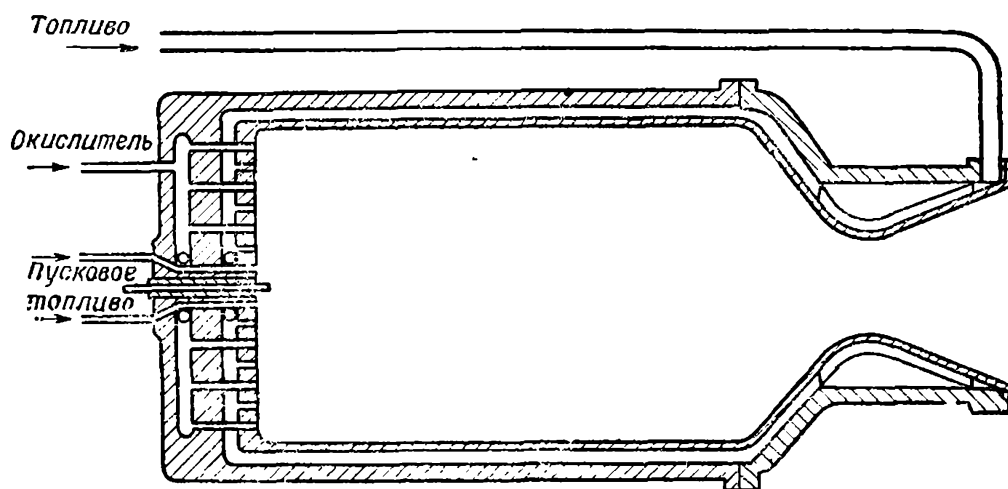


Рис. 3. Схема жидкостного ракетного двигателя

Форсунки, подающие горючее и окислитель внутрь камеры сгорания, обеспечивают хорошее распыление и перемешивание жидких компонентов, образующих топливную смесь. В момент запуска топливная смесь воспламеняется от специального запального устройства (если жидкие компоненты не образуют самовоспламеняющейся смеси). В дальнейшем факел пламени поддерживается вследствие непрерывной подачи горючего и окислителя. Жидкие компоненты подаются в двигатель путем вытеснения их из баков сжатым воздухом или специальными насосами.

В камере сгорания ЖРД температура газов может достигать 3000°C , а давление — $30 \div 50 \text{ кг/см}^2$ и более. Вследствие высоких температур сгорания и более продолжительного времени непрерывной работы ЖРД (по сравнению с пороховым ракетным двигателем) необходимо охлаждать камеру сгорания и сопло, что осуществляется одним, а иногда и двумя жидкими компонентами.

К. Э. Циолковский разработал ряд оригинальных конструкций ракет, работающих на жидком топливе. Он впервые предложил использовать для ЖРД расширяющиеся сопла, охлаждать стенки камеры сгорания и сопла жидкими компонентами, подавать их в камеру сгорания специальными насосами и, наконец, применять для

управления ракетами на больших высотах рули, работающие в потоке газа. Схема одной из ракет, разработанных К. Э. Циолковским, представлена на рис. 4.

К. Э. Циолковский разработал основные вопросы теории жидкостного ракетного двигателя и своими многочисленными трудами положил начало научным исследованиям в области реактивной авиации.

В условиях царского самодержавия, когда, по словам К. Э. Циолковского, признавалось только «то, что гремит за границей», работа выдающегося русского ученого не получила должного признания и поддержки.

Только в годы Советской власти ученому были созданы все условия для плодотворной научно-исследовательской деятельности. Об этом он писал так:

«До революции моя мечта не могла осуществиться. Лишь Октябрь принес признание трудам самоучки; лишь Советская власть и партия Ленина — Сталина оказали мне действительную помощь. Я почувствовал любовь народных масс, и это давало мне силы продолжать работу... Все свои труды по авиации, ракетоплавлению и межпланетным сообщениям передаю партии большевиков и Советской власти — подлинным руководителям прогресса человеческой культуры».

Советский инженер Ф. А. Цандер, развивая идеи К. Э. Циолковского, в 1930—1931 гг. построил и испытал первые в СССР ракетные двигатели жидкого топлива. В своей работе «Тепловой расчет ракетного двигателя на жидкостном топливе» он описал методы теплового расчета жидкостного ракетного двигателя и расчета охлаждения камеры сгорания и сопла.

В 1937 г. советский конструктор М. К. Тихонравов впервые провел успешные опыты по применению компонентов горючей смеси для внутреннего охлаждения стенок ЖРД.

В настоящее время в области ракетостроения достигнуты большие успехи. Идеи К. Э. Циолковского получили свое дальнейшее развитие в оригинальных конструкциях ЖРД, созданных трудами многих советских конструкторов: В. П. Глушко, А. М. Исаева, М. К. Тихонравова, Л. С. Душкина и других.

В современной авиации ЖРД не нашли пока широкого применения. Они, как и ПРД, используются в качестве стартовых устройств для сокращения разбега самолета при взлете и ускорителей, которые предназначаются для кратковременного увеличения скороподъемности или скорости полета самолета в воздушном бою. Ограниченное применение ЖРД объясняется тем, что они имеют чрезвычайно большие расходы топливной смеси (главным образом за счет большого потребления окислителя). Кроме того, применение ЖРД связано с большими эксплуатационными неудобствами, так как еще не

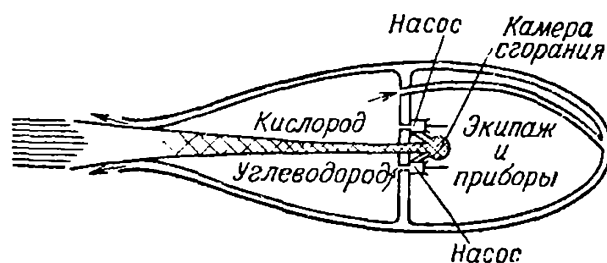


Рис. 4. Схема ракеты К. Э. Циолковского

найлены такие жидкие топлива и окислители, которые были бы вполне безопасны и удобны в обращении.

Преимущество ЖРД состоит в том, что при весьма малых габаритах и весе он может развивать большие мощности. Это делает возможным применение ЖРД на истребителях-перехватчиках, действующих ограниченное время, но требующих больших горизонтальных и вертикальных скоростей полета, а также и на ракетах дальнего действия.

Экономичность и мощность ЖРД с увеличением скорости полета значительно возрастают, поэтому можно предполагать, что ЖРД смогут найти более широкое применение, когда скорости полета самолетов значительно превысят скорости звука.

Воздушно-реактивные двигатели

Вторым типом реактивных двигателей являются, как уже было сказано, воздушно-реактивные двигатели (ВРД), в которых в качестве рабочего тела используется атмосферный воздух. В России уже в середине прошлого века появились первые патенты на воздушно-реактивные двигатели. В 1849 г. полевой военный инженер

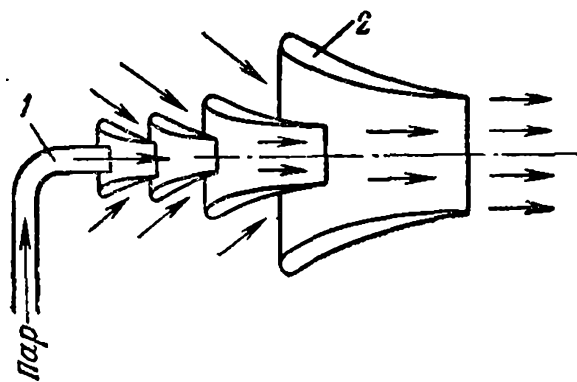


Рис. 5. Система насадков-инжекторов Ф. Гешвенда

И. И. Третеский опубликовал работу «О способах управлять аэростатом», в которой предлагал использовать для продвижения аэростата в воздухе и управления им в полете силу реакции газов, вытекающих из оболочки аэростата через сопло.

В 1866 г. капитан первого ранга Н. М. Соковнин разработал проект большого управляемого аэростата жесткой конструкции. В этом проекте он

предложил много новых идей, среди которых особый интерес представляла идея использования для продвижения аэростата реактивного двигателя, создающего тягу за счет реакции вытекающей струи воздуха, предварительно сжатого до давления в 50 кг/см^2 .

В 1887 г. русский инженер Ф. Гешвенд предложил оригинальный проект реактивного двигателя для самолета. Автор проекта в качестве источника тяги предполагал использовать силу реакции пара, образующегося в котле и вытекающего с большой скоростью из реактивного сопла. Наиболее интересной особенностью этого проекта было предложение использовать для увеличения силы тяги двигателя систему насадков-инжекторов (рис. 5). Подобное предложение было повторено спустя 33 года французским инженером Мело, который за границей до сих пор незаслуженно считается его автором.

Оригинальность и смелость первых проектов реактивных двигателей свидетельствуют о настойчивых исканиях передовых отече-

ственных ученых, стремившихся еще в середине прошлого века прийти к решению проблемы реактивного полета.

В ВРД воздух перед поступлением в камеру сгорания может сжиматься за счет скоростного напора или за счет скоростного напора и компрессора. В первом случае ВРД называются бескомпрессорными. Они в свою очередь в зависимости от способа подвода тепла подразделяются на прямоточные ВРД (с подводом тепла при постоянном давлении) и пульсирующие ВРД (с подводом тепла при постоянном объеме).

Прямоточный ВРД является простейшим воздушно - реактивным двигателем. Его рабочий процесс и основные показатели в значительной степени зависят от скорости полета. Этим обуславливается различие в устройстве прямоточных ВРД, предназначенных для полета на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях.

На рис. 6 изображена схема прямоточного ВРД для дозвуковых скоростей полета. Он состоит из входного диффузора 1, камеры сгорания 2 и реактивного сопла 3.

Принцип работы прямоточного ВРД заключается в том, что при полете самолета с большой скоростью встречный поток воздуха, набегающий на двигатель, тормозится перед входом в диффузор и в самом диффузоре, в результате чего уменьшается скорость воздуха и повышается его давление.

При дозвуковых скоростях полета торможение воздушной струи сопровождается, как известно, увеличением площади ее поперечного сечения, поэтому диффузор в этом случае выполняется в виде расширяющегося канала.

Воздух, сжатый перед двигателем и в диффузоре за счет скоростного напора, поступает в камеру сгорания, в которую через ряд форсунок впрыскивается топливо. Топливо-воздушная смесь при запуске воспламеняется с помощью специального воспламенителя, а в дальнейшем горение поддерживается за счет соприкосновения смеси с горящими газами.

В камере сгорания устанавливаются завихрители, создающие устойчивые очаги горения. Температура газа на выходе из камеры сгорания может достигать 2000°C и более.

У прямоточных ВРД давление в процессе сгорания почти не изменяется, поэтому они относятся к типу двигателей с подводом тепла при постоянном давлении. В действительности давление в камере сгорания цилиндрической формы будет несколько падать из-за

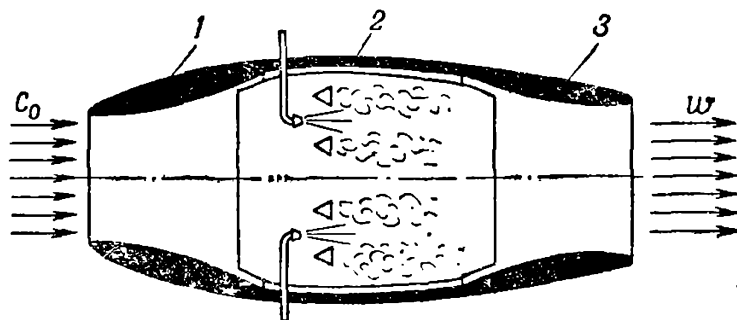


Рис. 6. Схема прямоточного ВРД для дозвуковых скоростей полета:

1 — входной диффузор; 2 — камера сгорания; 3 — реактивное сопло

увеличения скорости газа вследствие его нагрева, а также в результате гидравлических сопротивлений.

Продукты сгорания из камеры попадают в реактивное сопло, где происходит их расширение, сопровождающееся увеличением скорости. В результате скорость истечения оказывается большей, чем скорость полета.

При дозвуковых скоростях полета, когда скорость истечения не превосходит скорости звука, реактивное сопло выполняется суживающимся, поскольку в этом случае, как известно, ускорению газового потока должно сопутствовать уменьшение площади струи.

Тяга, создаваемая прямоточным двигателем, определяется разностью количества движения вытекающих из двигателя газообразных продуктов сгорания и втекающего воздуха. Если пренебречь весом топлива, который обычно мал по сравнению с весом проходящего через двигатель воздуха, то тяга, развиваемая прямоточным ВРД, будет равна

$$P = m_v (\omega - c_0) = \frac{G}{g} (\omega - c_0),$$

где m_v — секундный весовой расход воздуха.

Отношение давления воздуха в конце процесса его сжатия в двигателе к давлению воздуха в окружающей атмосфере называют степенью сжатия воздуха в ВРД. При достигнутых в настоящее время в авиации скоростях полета степень сжатия воздуха за счет использования скоростного напора получается не очень значительной, в силу чего прямоточный ВРД имеет низкий к. п. д. и не обеспечивает достаточной тяги. В частности, при скорости полета, равной нулю, прямоточный ВРД не может создавать тяги, поэтому разбег самолета и его самостоятельный взлет при помощи одного только прямоточного ВРД невозможны.

Однако увеличение скорости полета приводит к увеличению степени сжатия воздуха в двигателе и к улучшению характеристик прямоточного ВРД. Поэтому при больших сверхзвуковых скоростях полета его применение может оказаться целесообразным и даже более выгодным, чем применение других типов воздушно-реактивных двигателей.

В тех случаях, когда скорость полета прямоточного ВРД простейшего типа (см. рис. 6) превышает скорость звука, перед входом в двигатель возникает прямой скачок уплотнения. Как показывает опыт, в прямом скачке уплотнения происходит почти мгновенное уменьшение скорости и повышение давления воздуха. Такое «ударное» сжатие воздуха сопровождается большими потерями, заметно ухудшающими процесс сжатия.

Исследования советских ученых Г. И. Петрова и Е. П. Ухова показали, что для уменьшения потерь при торможении сверхзвукового потока перед поступлением его в двигатель нужно переход от сверхзвуковых скоростей к дозвуковым осуществлять посредством ряда косых скачков уплотнения, заканчивающихся слабым прямым скачком.